ДЛЯ ВУЗОВ

Г.И. Житомирский

КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТОВ

МАШИНОСТРОЕНИЕ

ДЛЯ ВУЗОВ

Г.И. Житомирский

КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТОВ

2-е издание,
переработанное и дополненное

Рекомендовано
Государственным комитетом
Российской Федерации
по высшему образованию
в качестве учебника
для студентов
авиационных специальностей
высших учебных заведений



МОСКВА
МАШИНОСТРОЕНИЕ
1995

Авиастроение базируется на новейших достижениях науки и техники, которые необходимо умело использовать при разработке, создании и вводе в эксплуатацию новых образцов авиационной техники. Все это, особенно в связи с быстрым прогрессом в ряде научно-технических областей, резко повышает требования к качеству подготовки авиационных специалистов, в том числе будущих конструкторов.

Надо помнить, что конструирование — это не просто процесс интеграции различных, как правило, противоречивых требований, которым должны удовлетворять конструкции летательного аппарата. Это творчество, основанное на изучении теории и результатов проведенных экспериментов, а также на критическом анализе предыдущих конструкций.

В настоящее время в стране происходит перестройка высшей школы, сопровождающаяся уменьшением числа лекций и лабораторных занятий и переносом центра тяжести подготовки специалистов на самостоятельную работу. Это повышает значение учебной и учебно-методической литературы, и прежде всего основополагающих учебников.

Одним из таких пособий для подготовки авиационных специалистов является учебник по конструкции самолетов. В процессе изучения курса "Конструкция самолетов" будущие специалисты должны получить четкие знания о назначении, внешних формах и параметрах самолетов и их отдельных агрегатов; о действующих на них нагрузках и работе под нагрузкой, о назначении и конструкции элементов и узлов; о конструктивно-силовых схемах агрегатов самолета и их сравнительной оценке; о требованиях к самолету и его агрегатам и о возможных путях и конкретных примерах реализации этих требований в конструкциях самолетов различного назначения. В результате изучения конструкции самолета надо не только знать, как устроены самолет, тот или иной агрегат или элемент его конструкции, но, главное, научиться понимать, почему именно такие конструктивные решения выбраны для самолета данного конкретного назначения и условий его использования и какими они должны быть для самолетов другого типа. При этом, конечно, должны быть учтены современное состояние и перспективы развития авиационной техники.

Таким образом, учебник должен не просто излагать содержание указанных выше вопросов, но и своим методологическим построением и изложением способствовать

глубокому пониманию и анализу этих вопросов, прививая начальные навыки конструкторского мышления. Отсюда чрезвычайно высокие требования к такому учебнику, и прежде всего к его информационной насыщенности примерами современных конструктивных решений.

Как известно, многие авиационные конструкторы получили начальные знания из учебника "Конструкция самолетов" М.Н. Шульженко. Однако последнее издание этого учебника, выпущенного издательством "Машиностроение", относится к 1971 г., его подготовка — к 1960-м годам, а используемые в книге материалы — к 1940–50-м годам. Все это привело к тому, что богатейший отечественный и зарубежный опыт самолетостроения, связанный с несколькими последними поколениями самолетов, более трех десятков лет не систематизировался и не обобщался в учебнике по конструкции самолетов.

Настоящий учебник восполняет образовавшиеся пробелы и дает систематизированное изложение основ конструкции самолета в соответствии с теми требованиями, о которых говорилось выше. Высокая информативность, использование достижений отечественной и зарубежной авиационной науки и техники, большое число иллюстраций конструктивных решений, подтверждающих теоретические материалы, продуманная система непростых вопросов для осмысливания изложенного материала, удачное методологическое построение книги — все это создает хорошие предпосылки для успешного использования данного учебника не только в учебном процессе в авиационных вузах, но и уже работающими авиационными специалистами.

Генеральный конструктор,
академик *Г.В. Новожилов*

После выхода 1-го издания (1991 г.) учебника "Конструкция самолетов" прошло более четырех лет, и издание оправдало возлагавшиеся на него надежды.

Авиастроение является одной из наиболее быстро развивающихся областей науки и промышленности, требующей постоянного совершенствования и использования новейших достижений теории конструкции, технологии и материаловедения.

Естественно, что этот процесс должен сопровождаться и соответствующим совершенствованием учебной литературы, обеспечивая подготовку авиационных специалистов.

В новом издании добавлены материалы по конструкции самолетов последнего поколения, сведения по применению и особенностям использования современных композиционных материалов, устранены выявленные погрешности и неточности.

Это, безусловно, повысило ценность учебника как для студентов вузов, так и для специалистов авиационной промышленности.

Генеральный конструктор,
академик РАН *Г.В. Новожилов*

Книга является вторым, полностью переработанным и дополненным изданием учебника "Конструкция самолетов" (1-е изд. 1991 г.). Учебник был написан в основном по материалам лекций, читаемых автором в Московском авиационном институте с 1980 г. При подготовке учебника учитывалось, что студенты в соответствии с учебным планом к началу изучения курса "Конструкция самолетов" уже получили из курса "Введение в специальность" начальные представления о конструкции самолета, ознакомились с терминологией, освоили общеинженерные дисциплины, начали изучать строительную механику, аэродинамику и дисциплины технологического цикла. Поэтому большее внимание было уделено вопросам работы конструкции под нагрузкой, анализу и сравнительной оценке различных конструктивных решений с учетом назначения самолета, условий его использования и других факторов, определяющих конструкцию самолета. Отсюда возможность содержанием учебника не только отвечать на вопросы, *как устроен* тот или иной агрегат или элемент конструкции самолета того или иного назначения, но и *почему* именно *так*.

При решении этой задачи автор опирался на работы, указанные в списке использованной литературы, особенно на материалы известных учебников по конструкции летательных аппаратов профессоров К.Д. Туркина, Л.В. Мышкина, В.А. Тихонравова и Р.И. Виноградова; по конструкции и прочности самолетов — В.Н. Зайцева и В.Л. Рудакова; по конструкции самолетов — М.Н. Шульженко; по проектированию самолетов — С.М. Егера и др.

Большое внимание было уделено систематизации материалов по конструкции самолетов различного назначения и подбору информативно насыщенных иллюстраций. При решении этой задачи широко использовались материалы ряда книг, таких, например, как "Очерки по истории конструкций и систем самолетов ОКБ им. С.В. Ильюшина", выпущенных издательством "Машиностроение" в 1980-е гг., и описания конструкций современных самолетов, находящихся в эксплуатации. Чтобы повысить информативность рисунков и излишне не загромождать их, на некоторых иллюстрациях условно были совмещены виды элементов конструкции с их сечениями.

В конце каждой главы сформулированы вопросы-задания читателю для творческого освоения изложенного материала и контроля полученных знаний.

Основное внимание при подготовке второго издания учебника было уделено уточнению терминологии, понятий и определений; корректировке с единых методических позиций, характерных и для первого издания учебника, описаний конструкций конкретных агрегатов самолетов и иллюстративного материала; введению новых разделов по конструкциям элементов и агрегатов самолета из композиционных материалов (КМ) и описанию и иллюстрациям конструкций агрегатов самолетов последних поколений; переработке системы контрольных вопросов и заданий с включением в качестве исходной информации компоновок самолетов различного назначения и разных поколений. Кроме того, была учтена бóльшая часть замечаний и пожеланий, полученных автором после выхода в свет первого издания учебника.

Автор признателен коллективу кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов КГТУ им. А.Н. Туполева за полезные замечания, сделанные при рецензировании рукописи.

Автор благодарен также преподавателям кафедры конструкции и проектирования самолетов МАИ, способствовавшим своими советами и помощью улучшению книги.

ГЛАВА 1

ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ КОНСТРУКЦИЮ САМОЛЕТА

§ 1.1. СТРУКТУРНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА

Самолет — это летательный аппарат (ЛА) тяжелее воздуха с аэродинамическим принципом полета. При полете используются несущие поверхности самолета (крыло и оперение) для создания с помощью воздушной среды подъемной и управляющих сил и силовая установка — для создания движущей силы за счет энергии находящегося на борту самолета топлива. Для передвижения по земле — разбега, пробега и руления, а также для стоянки самолет снабжен системой опор — шасси. В соответствии с назначением самолеты имеют определенную целевую нагрузку, оборудование и снаряжение, систему управления. Таким образом, *самолеты представляют собой сложные технические устройства, состоящие из взаимосвязанных по назначению, месту и функционированию агрегатов, частей и элементов.* На рис. 1.1 представлена упрощенная структурная схема самолета и некоторых его основных агрегатов и частей.

Рассматривая самолет как сложную систему с развитой иерархической структурой, в нем можно выделить подсистемы создания подъемной и движущей сил, обеспечения устойчивости и управляемости, жизнеобеспечения, обеспечения выполнения целевой функции и др. Все они в совокупности через значения своих параметров и характеристик Z определяют полезные свойства самолета — его эффективность Э, а также стоимость С: $Э = F_1(Z)$; $С = F_2(Z)$. Здесь $Z\{z_1, z_2, z_3, ..., z_i, ..., z_n\}$ — вектор, компонентами которого являются параметры и характеристики самолета (например, параметры, определяющие форму и размеры его основных частей и агрегатов, свойства материалов, характеристики силовой установки, массу топлива и перевозимых грузов, летно-тактические и технические характеристики, характеристики оборудования и вооружения и т.д.).

Если K — показатель, учитывающий как эффективность Э, так и те материальные затраты С, ценой которых эта эффективность достигается, и $K = \Phi(Z)$, то, конечно, *значения параметров вектора Z, определяющие конструкцию самолета, следует выбирать путем оптимизации показателя K по параметрам Z.* В математической форме такая задача, которую можно считать одной из основных задач проектирования самолета, может быть представлена в виде

$$K = \Phi(Z) \rightarrow \underset{Z \in U}{\text{opt}},$$

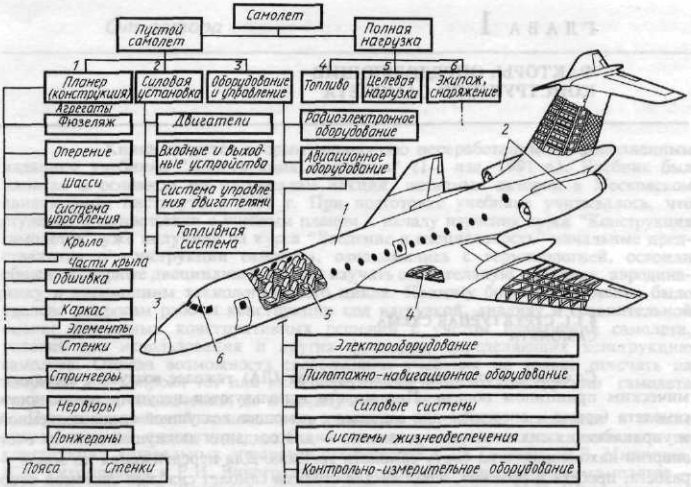


Рис. 1.1. Структурная схема самолета

где U — ограничения на значения параметров вектора Z (например, ограничения по уровню развития науки и техники, материальным затратам и т.д.)*.

§ 1.2. ПОНЯТИЕ ОБ АВИАЦИОННОМ КОМПЛЕКСЕ

Несмотря на большую автономность современных самолетов, они не могут использоваться изолированно и для своего нормального функционирования нуждаются в технических средствах систем управления и обеспечения, в информации об условиях полета и т.д. Это заставляет рассматривать самолет как один из элементов более сложной системы (системы более высокого уровня) — авиационного комплекса.

Авиационный комплекс (АК) представляет собой функционально взаимосвязанную совокупность самолетов и технических устройств систем управления и обеспечения, управляемых людьми, предназначенную для выполнения задач, определяемых назначением самолетов, находящихся в основе АК. На рис. 1.2 представлена функциональная схема АК, в которой самолеты являются основным исполнительным элементом АК — его "исполнительным звеном"**.

---

*Вопросы эффективности и проектирования самолетов являются предметом специальных дисциплин.

**Сам самолет представляет собой АК более низкого уровня с функциональной схемой, подобной показанной на рис. 1.2.



Рис. 1.2. Структура авиационного комплекса

Функциональная взаимосвязь самолета и технических устройств систем управления (связь, навигация, наведение, посадка) и обеспечения (инженерно-авиационное, аэродромно-техническое и другие виды обеспечения) должна быть очень тесной — необходимо соответствие параметров и характеристик самолета и технических устройств наземных систем АК. Так, например:

длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) определяет требования к значениям взлетно-посадочных характеристик самолета, влияет на выбор угла стреловидности и относительной толщины крыла, взлетно-посадочной механизации, удельной нагрузки на крыло и тяговооруженности самолета. Короткая ВПП дешевле. При этом упрощается и удешевляется и аэродромный маневр, а для военных самолетов — это еще и снижение потерь на земле. Но сами самолеты становятся тяжелее и дороже. Это объясняется тем, что для уменьшения длины разбега требуется увеличение тяговооруженности и (или) уменьшение удельной нагрузки на крыло. И то и другое ведет к увеличению массы самолета (массы силовой установки и массы конструкции);

прочность грунта аэродрома определяет размеры и тип взлетно-посадочных устройств (например, размеры колес и давление в пневматиках, размеры лыж и т.д.);

наличие в конструкции легкосъемных эксплуатационных лючков и люков уменьшает трудозатраты на техобслуживание, но ослабляет конструкцию и приводит к ее утяжелению из-за необходимости компенсировать в силовом отношении вырезы;

сечения трубопроводов топливной системы и ее устройство должны соответствовать производительности насосов топливозаправщиков и т.д.

Учет подобного рода факторов необходим для анализа и сравнительной оценки различных конструктивных решений. Математическая постановка такой задачи приводилась в § 1.1. Но в этом случае показатель K должен уже относиться ко всему АК, а вектор Z должен включать в себя еще параметры и характеристики наземных частей АК. Этими обстоятельствами и определяется необходимость рассмотрения здесь понятия АК.

§ 1.3. КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ

Многообразие типов самолетов, используемых в народном хозяйстве и в военных целях, обусловило необходимость классификации самолетов и прежде всего по их назначению.

Характер и размеры целевой нагрузки, летно-тактические и технические характеристики самолета, его компоновка, применяемое оборудование, а также



Рис. 1.3. Классификация гражданских самолетов

конструкция отдельных агрегатов и частей определяются во многом назначением самолета. По этому признаку все самолеты разделяются на самолеты гражданской авиации и военные.

1.3.1. Самолеты гражданской авиации (ГА) предназначены для перевозки пассажиров, грузов, почты и обслуживания некоторых отраслей народного хозяйства. Классификация самолетов ГА представлена на рис. 1.3. Здесь приведено деление самолетов в зависимости от характера выполняемых задач, дальности полета L, числа перевозимых пассажиров $n_{пас}$, коммерческой нагрузки $m_{ком}$, размеров и типа ВПП.

1.3.2. Военные самолеты предназначены для выполнения различных боевых задач: уничтожения воздушных целей (истребительная авиация), уничтожения целей в тылу противника (бомбардировочная авиация), получения информации о противнике (разведывательная авиация), перевозки войск и боевой техники (военно-транспортная авиация).

Военные самолеты используются [8] в военно-воздушных силах (ВВС), в авиации военно-морского флота (ВМФ) и противовоздушной обороны (ПВО).

В состав ВВС входят:

фронтовая авиация (истребители, истребители-бомбардировщики, фронтовые бомбардировщики и ракетоносцы, самолеты-разведчики и др.);

дальняя авиация (дальние ракетоносцы и бомбардировщики, дальние разведчики и др.);

военно-транспортная авиация (грузовые самолеты разной грузоподъемности).

В состав ВМФ входят:

базовая авиация (береговая) [8] (ракетоносцы, самолеты-разведчики и др.);

корабельная авиация.

ПВО использует для своих целей истребители-перехватчики.

Истребительная авиация (ИА) обладает высокими летно-техническими характеристиками, высокой маневренностью и вооружена ракетами класса "В — В" для дальнего и ближнего ракетного боя, пушками. Для воздействия по наземным целям ИА может использовать бомбы, управляемые и неуправляемые ракеты, пушки и другое вооружение.

Бомбардировочная авиация (истребители-бомбардировщики, штурмовики, бомбардировщики всех типов) обладает большими дальностью полета и грузоподъемностью, выполняет свои задачи на дозвуковой и сверхзвуковой скоростях, несет на борту разнообразное управляемое и неуправляемое вооружение, бомбы, пушки и другое вооружение в соответствии с характером целей, которые надо поражать.

Разведывательная авиация обладает высокими летно-тактическими характеристиками и несет на борту различное оборудование для ведения всех видов разведки и передачи данных на землю.

Военно-транспортная авиация может использовать для своих целей гражданские грузовые самолеты, оборудованные специальными средствами защиты.

1.3.3. Классификация самолетов по аэродинамической схеме и конструктивным признакам (рис. 1.4) представлена с определенной степенью детализации в виде матрицы конструктивно-компоновочных схем отдельных частей и агрегатов самолета, отражающей многообразие их форм и схем в эволюционном развитии.

Используя последовательно информацию каждого уровня (*1...9*, см. рис. 1.4), можно получить (собрать) конструктивно-компоновочную схему почти любого из существовавших и существующих самолетов. Читателям рекомендуется потренироваться в сборке конструктивно-компоновочных схем известных им самолетов.

§ 1.4. ВЗАИМОСВЯЗЬ СВОЙСТВ САМОЛЕТА

Для анализа и сравнительной оценки различных конструктивных решений удобно использовать уравнения существования самолета и выражение для определения его взлетной массы.

Взлетную массу самолета можно представить в виде

$$m_0 = m_к + m_{с.у} + m_т + m_{о.у} + m_{ц.н} + m_{сл}. \qquad (1.1)$$

Здесь (в соответствии со схемой, см. рис. 1.1) $m_к$ — масса конструкции (планера): крыла ($m_{кр}$), фюзеляжа ($m_ф$), оперения ($m_{оп}$), шасси ($m_ш$), системы управления рулями и элеронами ($m_{с.у.р}$); $m_{с.у}$ — масса силовой установки, обеспечивающей необходимую тяговооруженность для полета самолета на режимах, обусловленных предъявленными к нему тактико-техническими требованиями (ТТТ); $m_т$ — масса топлива на борту самолета для обеспечения полета на определенном режиме на заданную дальность; $m_{о.у}$ — масса оборудования и управления для обеспечения эксплуатации самолета в заданных (в соответствии с назначением самолета) условиях; $m_{ц.н}$ — масса целевой нагрузки (для пассажирских самолетов — масса пассажиров, их багажа, почты; для грузовых — масса перевозимого груза; для военных — масса боеприпасов); $m_{сл}$ — масса служебной нагрузки, включающая в себя массы экипажа ($m_{эк}$) и снаряжения ($m_{сн}$) (для пассажирских самолетов сюда входит, например, масса съемного оборудования буфетов, гардеробов, туалетов, посуды и т.п.). Уравнение (1.1) называется уравнением *баланса масс*. Поделив в нем все члены на m_0, получим

$$1 = \bar{m}_к + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_т + \bar{m}_{о.у} + \bar{m}_{ц.н} + \bar{m}_{сл}. \qquad (1.2)$$

Это уравнение было получено впервые в 1945 г. известным авиаконструктором и ученым В.Ф. Болховитиновым. Уравнение (1.2) называют

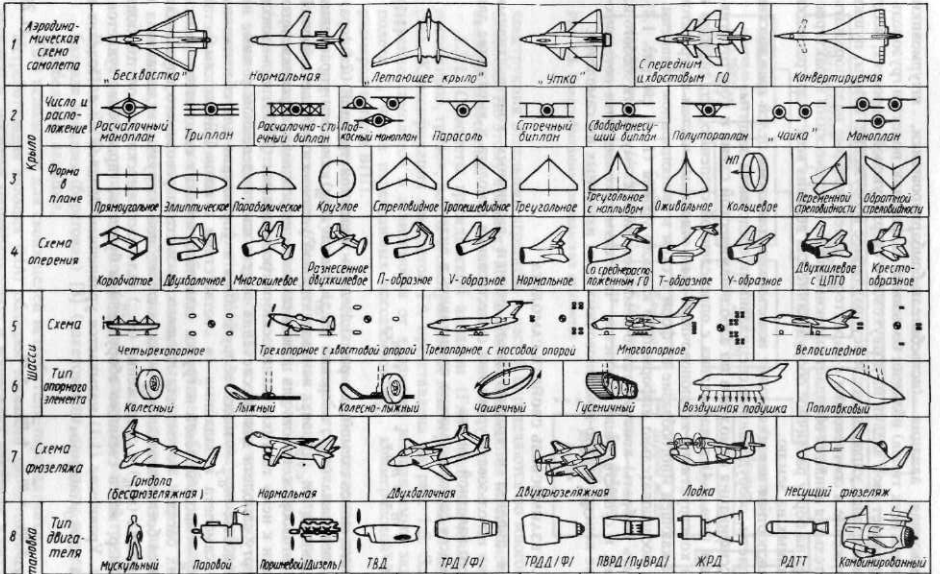


Рис. 1.4. Классификация самолетов по конструктивным признакам

уравнением существования самолета или *уравнением взаимосвязи его свойств в неявном виде*[*].

Самолет — это, прежде всего, материал, соответствующим образом обработанный человеком для придания ему необходимых свойств в соответствии с типом и назначением самолета. На овеществление всех этих свойств затрачивается определенная суммарная масса m_0. В то же время при выбранном способе овеществления любого свойства "...эквивалентом количества рассматриваемого свойства является та масса вещества, которая подвергалась формированию" [5], а коэффициент пропорциональности отражает тот уровень науки и техники, при котором происходят разработка и создание самолета. Таким образом, уравнение (1.2) взаимосвязывает не только массы агрегатов и частей самолета, но и через них все свойства самолета и научно-технический уровень, на котором он разрабатывается.

При данном уровне развития науки и техники количественное увеличение любого i-го свойства приводит к увеличению при $m_0 = \text{const}$ относительной доли массы $\bar{m}_i$, пошедшей на формирование данного i-го свойства. Но так как из уравнения (1.2) $\sum \bar{m}_i = 1$, то увеличение одного из слагаемых $\bar{m}_i$ может произойти только за счет уменьшения какого-то другого или каких-то других слагаемых. Каждое из этих слагаемых связано с определенными свойствами самолета. Поэтому с количественным возрастанием одних характеристик какие-то другие характеристики самолета должны количественно уменьшаться.

Это положение проинтерпретируем графически на одном из примеров. Для этого предварительно раскроем выражение (1.2) так, чтобы в него входили значения максимальной скорости V_{max} и дальности L полета. Для самолета с турбореактивным двигателем (ТРД) из условия обеспечения его полета на максимальной скорости на высоте H и для полета на дальность L надо затратить массу, равную $a_1 V_{max}^2 + a_2 L$. Тогда выражение (1.2) можно представить соответственно в виде

$$1 = \bar{m}_к + a_1 V_{max}^2 + a_2 L + \bar{m}_{о.у} + \bar{m}_{ц.н} + \bar{m}_{сл}, \qquad (1.3)$$

где a_1 и a_2 — коэффициенты, связанные с характеристиками уровня развития науки и техники (например, значениями удельной массы двигателя $\gamma_{дв\,0}$, удельного расхода топлива $c_{p\,0}$ на $H = 0$, аэродинамического качества самолета K и т.д.). Уравнение (1.3) в координатах $\bar{m}_i$, V_{max} представляет собой уравнение параболы. Приняв в этом уравнении значения $\bar{m}_к = 0{,}25$ и $\bar{m}_{о.у} = 0{,}1$, а $\bar{m}_{ц.н} + \bar{m}_{сл} = 0{,}15$ [15], получим из выражения (1.3)

$$0{,}5 = a_1 V_{max}^2 + a_2 L. \qquad (1.4)$$

На рис. 1.5 показаны параболы *a*, *b*, *c* для разных уровней развития науки и техники (*a* — "вчерашний день", *b* — "сегодняшний", *c* — в определенной перспективе в будущем) и значения $\bar{m}_i$. В соответствии с выражением (1.4) доля $\bar{m}_т + \bar{m}_{с.у}$ составляет 0,5. В то же время из рис. 1.5 видно, что значение V_{max}, которое можно получить сегодня, определится на пересечении линии $\bar{m}_{с.у1} = \text{const}$ с параболой *b* (точка *1*) и будет равно V_1. Дальность полета L будет определяться в этом случае

---

[*] Частные случаи этого уравнения, где взаимосвязь свойств ЛА выражена в явном виде, представлены уравнениями (1.3) и (1.4).

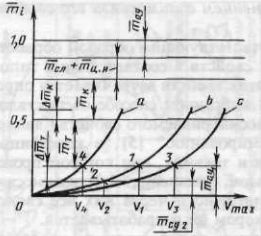


Рис. 1.5. Графическая интерпретация одной из форм уравнения существования самолета [уравнения (1.3)]

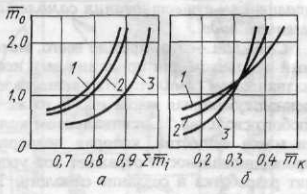


Рис. 1.6. Зависимости относительной взлетной массы самолета $\bar{m}_0$ от суммы относительных масс его частей без массы целевой нагрузки $\Sigma\bar{m}_i$ (*а*) и от относительной массы конструкции $\bar{m}_к$ (*б*)

значением $\bar{m}_т$. При том же значении $\bar{m}_{с.у1}$ в перспективе можно получить большее значение V_{max} — точка *3*, пересечение параболы *с* с линией $\bar{m}_{с.у1}$ = const. Аналогично можно оценить на пересечении параболы *а* и линии $\bar{m}_{с.у1}$ = const (точка *4*) пройденный в науке и технике этап.

Если "сегодня" при сохранении условий уравнения (1.4) надо увеличить дальность полета L на ΔL, то значение $\bar{m}_т$ возрастет на $\Delta\bar{m}_т$, а $\bar{m}_{с.у1}$ уменьшится на ту же величину. Это приведет к тому, что значение V_{max} уменьшится и будет теперь определяться уже точкой $2(V_2 < V_1)$. Если в этих условиях (при увеличении дальности полета) ставить еще задачу сохранить и значение $V_{max}(V_{max} = V_1)$, то надо искать технические решения для уменьшения на ту же величину доли массы конструкции $\bar{m}_к$ ($\Delta\bar{m}_к = \Delta\bar{m}_т$) или уменьшать на ту же величину $\Delta\bar{m}_т$ доли масс конструкции, целевой нагрузки, оборудования, снаряжения так, чтобы $\Delta\bar{m}_т = \Delta\bar{m}_к + \Delta\bar{m}_{ц.н} + \Delta\bar{m}_{о.у} + \Delta\bar{m}_{сл}$, т.е. чтобы не нарушалось уравнение (1.2).

Если снять ограничение m_0 = const, то тогда изменить параметры и характеристики самолета можно будет не только за счет перераспределения массы (изменения значения $\bar{m}_i$ при m_0 = const), но и за счет изменения самой величины взлетной массы m_0.

Значение взлетной массы можно определить из выражений (1.1) и (1.2):

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{сл}}{1 - \bar{m}_к - \bar{m}_{с.у} - \bar{m}_т - \bar{m}_{о.у}}. \qquad (1.5)$$

Изменение любой из составляющих $\bar{m}_i$ при прочих равных условиях будет приводить к изменению взлетной массы m_0. На рис. 1.6, *а*, *б* показана чувствительность значений $\bar{m}_0$ к изменению параметров и характеристик самолетов различного назначения, приводящему к изменениям значений $\bar{m}_к$, $\bar{m}_{с.у}$, $\bar{m}_т$, $\bar{m}_{о.у}$, составляющих величину $\Sigma\bar{m}_i$, и отдельно для $\bar{m}_к$. Среднестатистические значения этих величин для самолетов различного назначения приведены в табл. 1.1 [27].

Как видно из графиков на рис. 1.6, *а* и *б*, даже небольшое увеличение значений $\bar{m}_к$ и $\Sigma\bar{m}_i$ приводит к резкому непропорциональному увеличению относительной

взлетной массы $\bar{m}_0$. Здесь $\bar{m}_0 = m_{0\text{вар}} / m_{0\text{ст}}$, где $m_{0\text{вар}}$ — значение взлетной массы при изменении параметров и характеристик самолета; $m_{0\text{ст}}$ — значение взлетной массы при среднестатистических значениях $\bar{m}_i$, взятых из табл. 1.1. Все это надо учитывать при анализе и сравнительной оценке различных конструктивных решений.

На рис. 1.6: *1* — средний транспортный самолет; *2* — средний магистральный самолет; *3* — истребитель.

Таблица 1.1

Среднестатистические значения $\bar{m}_i$

Назначение самолета	$\bar{m}_к$	$\bar{m}_{с.у}$	$\bar{m}_т$	$\bar{m}_{о.у}$
Средние грузовые	0,26...0,28	0,10...0,12	0,25...0,30	0,12...0,14
Средние магистральные пассажирские дозвуковые	0,28...0,30	0,10...0,12	0,26...0,30	0,10...0,12
Маневренные	0,28...0,32	0,18...0,22	0,25...0,30	0,12...0,14

Какие же выводы можно сделать из приведенного выше анализа уравнений существования самолета?

Для данного уровня развития науки и техники *значения параметров и характеристик самолета не могут быть какими угодно; изменение значений одних параметров и характеристик должно происходить обязательно за счет изменения других или за счет изменения взлетной массы.* Комплексы их значений должны обязательно удовлетворять уравнениям (1.2) существования самолета.

Уравнения существования самолета позволяют определить, какие именно комплексы свойств самолета можно реализовать при данном уровне развития науки и техники. Однако для выбора рационального комплекса свойств самолета надо использовать постановку такой задачи в виде, описанном в § 1.1. В решении задачи $K = \Phi(Z) \to \underset{Z \in U}{\text{opt}}$ уравнения существования самолета играют роль ограничений U.

Кроме того, значения взлетной массы m_0 и распределение массы самолета между отдельными его агрегатами ($\bar{m}_i$) могут быть использованы для приближенной оценки стоимости самолета С

$$C = m_0 \sum_i q_i \bar{m}_i. \qquad (1.6)$$

Здесь q_i — стоимость 1 кг массы i-го агрегата.

§ 1.5. КРАТКИЙ ИСТОРИКО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ОЧЕРК РАЗВИТИЯ САМОЛЕТОВ

Процесс развития самолетов обусловлен взаимодействием между непрерывно развивающимися наукой, производством и эксплуатацией самолетов, их взаимным влиянием. Росли скорости и дальности полетов, целевые нагрузки, менялись типы и улучшались характеристики двигателей, возрастали масса и разнообразие функций бортового оборудования, улучшались его характеристики, изменялись эксплуатационные свойства самолетов.

Как уже известно, *каждое из свойств самолета пропорционально массе вещества, затраченного на формирование данного свойства,* а коэффициент пропорцио-

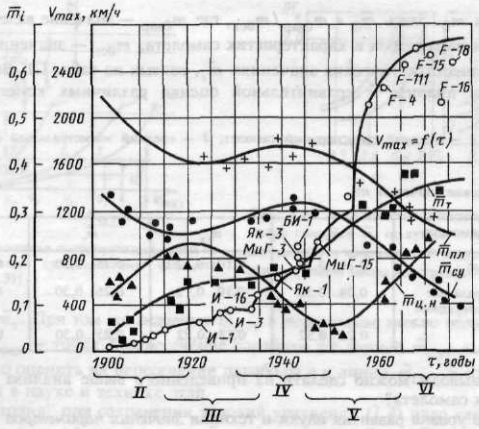


Рис. 1.7. Изменение относительной массы $\bar{m}_i$ частей самолета и максимальной скорости V_{max} по периодам (годам) развития авиации

нальности отражает уровень развития науки и техники. Это позволяет в качестве критериев для историко-технического анализа развития самолетов выбирать значения относительных масс агрегатов и частей самолета $\bar{m}_i$, так как они непосредственно связывают все его свойства с уровнем развития науки и техники.

На рис. 1.7 показаны обработанные по многим самолетам зависимости значений относительной массы планера $\bar{m}_{пл}$, относительной массы силовой установки $\bar{m}_{с.у}$, относительной массы топлива $\bar{m}_т$ и относительной массы служебной и целевой нагрузок $\bar{m}_{ц.н}$ от времени τ, начиная с 1903 г.*. Для упрощения анализа массы оборудования и снаряжения отнесены к целевой нагрузке. В известной мере это оправдано тем, что они обеспечивают определенный уровень выполнения целевых функций самолетом. На этом же рисунке показаны рост скоростей полета по годам и границы периодов, которые, будучи связаны с серьезными изменениями в уровне развития науки и техники, а также изменениями в назначении самолетов и в содержании решаемых ими задач, как правило, совпадают с изменением градиентов каждого из критериев m_i. Последнее, собственно, и позволяет, анализируя причины поведения критериев (см. рис. 1.7), дать краткую характеристику каждого из периодов в развитии самолетов.

1.5.1. Период I (до 1903 г.) характеризуется попытками многих исследователей построить аппарат тяжелее воздуха и на нем подняться в воздух. Истоки этой идеи уходят в глубь веков. Известно, что эту идею разрабатывал в средние века Леонар-

* Зависимости $\bar{m}_i = f(\tau)$ на рис. 1.7 получены С.В. Кувшиновым.

до да Винчи, затем уже в XVIII столетии — великий Ломоносов, построивший и испытавший модель прообраза вертолета. Однако только в 1881 г. наш соотечественник Александр Федорович Можайский получил патент, а затем построил и испытал самолет, имевший практически все элементы современного самолета. Дату испытания этого самолета с человеком на борту, впервые отделившегося от земли, и принято считать началом развития авиации. Это был первый в мире самолет, в котором *были практически удовлетворены условия существования самолета* [уравнения (1.2)], хотя сами уравнения были получены значительно позже.

Попытки создания самолета в конце XIX столетия носили экспериментальный характер. Теоретические основы аэродинамики, теории полета и расчета самолета тогда только еще начали создаваться в результате работ замечательного ученого — отца русской авиации Н.Е. Жуковского, а затем и его учеников.

1.5.2. Период II (1903 — 1920 гг.) характеризуется господством эвристического подхода к созданию самолета на базе методов прямой и косвенной аналогий, что отразилось в видовом многообразии самолетов, отсутствии устойчивых значений относительных масс $\bar{m}_i$.

Падение значений $\bar{m}_{пл}$* с 0,6 до 0,4 (см. рис. 1.7) связано с накоплением опыта постройки самолетов и широким использованием методов, материалов и конструктивных решений из других областей техники (кораблестроения, автомобилестроения, моторостроения и т.д.).

Уменьшение $\bar{m}_{сУ}$ с 0,31 до 0,25 связано с применением двигателей воздушного охлаждения, совершенствованием способов водяного охлаждения, повышением частоты вращения двигателей, созданием специализированных авиационных моторов на базе автомобильных.

Потребность совершения более продолжительных полетов, а также использование двигателей с воздушным охлаждением, снижающих из-за большего сопротивления аэродинамическое качество самолета, отразились на увеличении $\bar{m}_т$.

Период II характеризуется увеличением полезной отдачи $\bar{m}_{пн}$ в связи с требованием иметь на борту второго члена экипажа (пилота-наблюдателя), установки оружия на борту и боеприпасов для ведения воздушного боя.

Среди компоновочных схем этого периода — монопланы с тянущим винтом нормальной схемы, бипланы с толкающим винтом, расположенным позади крыльев, бипланы с тянущим винтом и хвостовым оперением, связанным с крыльями при помощи стержневых ферм.

Планер самолета представлял собой деревянный ферменный каркас, обтянутый полотняной обшивкой, с широким использованием расчалок. Детали каркаса либо склеивались между собой, либо скреплялись металлическими накладками.

Период II — это период становления экспериментальной базы аэродинамической науки, накопления материалов о способах и методах конструирования и проектирования самолетов. Этот период связан с плодотворной деятельностью таких ученых, как Н.Е. Жуковский и его ученики: С.А. Чаплыгин, В.Н. Ветчинкин, Б.Н. Юрьев, А.Н. Туполев и др., утвердивших приоритет русских ученых в разработке многих вопросов авиационной науки и техники.

Постройкой самолетов занималось тогда много энтузиастов. Интересны работы Д.П. Григоровича, В.А. Слесарева, Я.М. Гаккеля, И.И. Сикорского (особенно четырехмоторные бомбардировщики "Русский витязь" и "Илья Муромец"). Из иностранных самолетов в серийном производстве в России тогда были самолеты "Фарман", "Вуазен", "Ньюпор", "Моран", "Блерио" и др.

1.5.3. Период III (1914 — 1935 гг.) определяет начало практического использования авиации в интересах удовлетворения потребностей общества. Применение

* В литературе иногда вместо термина "относительная масса конструкции" $\bar{m}_к$ используют термин "относительная масса планера" $\bar{m}_{пл}$, понимая под этим одно и то же — относительную массу конструкции планера.

авиации в первой мировой войне выявило возможности ее успешного использования в военных целях. Определились и начали быстро совершенствоваться такие типы самолетов военного назначения, как разведчики, истребители, бомбардировщики, транспортные. Это период дальнейшего развития экспериментальной аэродинамики, совершенствования двигателей, конструкции, разработки методов проектирования на базе пересчета коэффициентов или метода прототипов.

Увеличение $\bar{m}_{кп}$ связано с переходом от деревянных конструкций к смешанным, а затем и к цельнометаллическим. В деревянных конструкциях преобладали ферменно-расчалочные фюзеляжи и крылья с обшивкой носовых частей листами фанеры. Для смешанных конструкций характерны ферменные сварные каркасы (стальные трубы оказались дешевле и практичнее деревянных брусков и планок, особенно при многочисленных узлах) и фанерные обшивки по каркасу из металлических и дюралевых труб. В первой половине 1930-х гг. появились цельнометаллические самолеты с жесткой металлической гофрированной обшивкой. Шасси в основном неубирающееся с системой обтекателей, шнуровой резиновой и пластинчатой амортизацией.

Возрастание $\bar{m}_{сух}$ было обусловлено удовлетворением требований летать быстрее и выше. Характерен переход на высокооборотные моторы — от 1400...1700 об/мин во второй половине 1920-х гг. до 2400 об/мин в первой половине 1930-х гг. В это время начинают использовать воздушные винты сначала с деревянными лопастями, затем с дюралевыми с фиксированным шагом (ВФШ).

Для указанного периода характерна некоторая стабильность значений $\bar{m}_т$, что обусловливается, с одной стороны, возрастанием требований к обеспечению более продолжительного полета и, с другой стороны, — снижением характеристик удельного расхода топлива двигателей.

Исходя из того, что увеличивающиеся значения летно-технических характеристик (ЛТХ) самолета (см. рис. 1.7, $V_{max} = f(\tau)$) уже сами по себе повышают эффективность самолета, были несколько снижены темпы оснащения самолетов специальным авиационным вооружением. Все это отразилось в колебаниях величин $\bar{m}_{ц.н}$.

Полезными для развития авиации в России в начале 20-х годов были решения о создании в стране мощного воздушного флота, об объединении мелких авиапредприятий и организации первых конструкторских бюро А.Н. Туполева и Н.Н. Поликарпова, о создании Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) и ряда учебных вузов и академий для подготовки специалистов Воздушному флоту и проведения научных исследований.

Для этого периода характерны бипланы классической балансировочной схемы и свободнонесущие монопланы, а также появление и широкое использование гидросамолетов (в связи со сложностями обеспечения базирования скоростных самолетов из-за ухудшения их взлетно-посадочных характеристик). Самолеты А.Н. Туполева АНТ-1, первый цельнометаллический самолет АНТ-2, первый в мире тяжелый двухмоторный бомбардировщик ТБ-1 свободнонесущей монопланной схемы, самолеты-истребители Н.Н. Поликарпова, знаменитый его учебный самолет У-2 (По-2) и разведчик Р-5, сменивший самолет Р-1, истребители и гидросамолеты Д.П. Григоровича — все это самолеты того периода, когда наша авиационная промышленность делала только свои первые шаги. Из зарубежных самолетов, использовавшихся в России в эти годы, — "ньюпоры", "юнкерсы", "фоккеры" и др.

1.5.4. Период IV (1930 — 1950 гг.) характеризуется борьбой за аэродинамическое совершенство самолета, за увеличение мощностей моторов для роста скорости и высоты полета; созданием самолетов с заранее заданными свойствами, приданием им свойств боевой живучести и надежности; совершенствованием схем самолетов при переходе с поршневых на газотурбинные двигатели.

Применение убирающегося в полете сначала частично, а затем и полностью шасси самолета, а также использование развитой механизации задней кромки крыла были одними из мероприятий, отразившимися на увеличении $\bar{m}_{пр}$. Уборка шасси позволила повысить скорость полета более чем на 50 км/ч.

Снижению градиента роста $\bar{m}_{кр}$ способствовало увеличение удельной нагрузки на крыло. С ростом удельной нагрузки на крыло наметились тенденции к резкому ухудшению взлетно-посадочных характеристик (ВПХ). Для компенсации надо было увеличивать несущую способность крыла — коэффициенты

подъемной силы на взлете $c_{y\,взл}$ и посадке $c_{y\,пос}$. Это достигалось механизацией задней кромки крыла. Появляются щитки, простые закрылки, щелевые, закрылки Фаулера. Происходит переход от обшивки типа гофр к смешанной (гофр, сверху покрытый полотняной либо фанерной обшивкой), а затем и к целиком гладкой металлической обшивке, обеспечивающей гладкость обводов. Широко используются заклепки с потайными головками, ликвидация уступов, вмятин и т.д. В конструкции фюзеляжей стремятся избежать больших вырезов, броня боевых самолетов включается в общую силовую схему, ликвидируются различные конструктивные надстройки, появляются фонари кабин каплеобразной формы, развивается капотирование двигателей.

Величина $\bar{m}_{с.у}$ продолжает возрастать. Увеличение мощности двигателей было обусловлено увеличением числа цилиндров, использованием центробежных нагнетателей рабочей смеси, турбокомпрессоров. Для повышения КПД винта начинают использовать винты изменяемого шага (ВИШ). На самолетах с поршневыми двигателями используют реактивный выхлоп, туннельные радиаторы. Однако возможности по уменьшению удельной массы поршневых двигателей были исчерпаны, дальнейшего роста скоростей за счет увеличения мощности поршневых авиадвигателей уже нельзя было получить, это привело к необходимости перехода на турбореактивные двигатели.

Значение $\bar{m}_т$ возрастало сначала из-за опережающего роста мощностей поршневых двигателей по отношению к снижению удельных расходов топлива, а затем стало расти еще резче с переходом на турбореактивные двигатели (ТРД). Первые используемые на самолетах ТРД имели очень высокие значения удельного расхода топлива, поэтому даже при уменьшении полетного времени потребный запас топлива резко возрастал. Рост значений $\bar{m}_{т.т}$, $\bar{m}_{с.у}$ и $\bar{m}_т$, с одной стороны, не мог не привести к снижению доли целевой нагрузки $\bar{m}_{п.н}$. С другой стороны, заметно возросла эффективность вооружения и можно было уменьшить его массу на самолете.

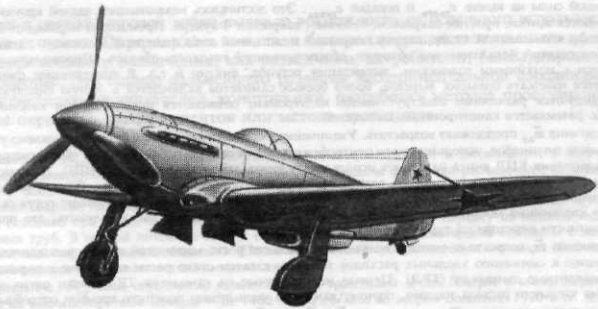
Схемы самолетов четвертого периода — монопланы классической схемы — почти полностью вытеснили самолеты бипланных схем. Компоновка первых ТРД (двигатели помещали в нижней части фюзеляжа) приводила к изменению общей компоновки самолета. Крыло располагалось над воздухозаборником (двигателем), длина стоек шасси из-за отсутствия винта сокращалась, наметилась тенденция к применению трехопорной схемы с носовым колесом вместо господствующей до этого трехопорной схемы с хвостовым колесом.

Принятые перед началом Великой Отечественной войны меры по улучшению качества и увеличению численности парка самолетов привели к созданию новых конструкторских бюро А.С. Яковлева, А.И. Микояна, С.А. Лавочкина, П.О. Сухого и др. Ученые в те годы успешно решали вопросы, связанные с обеспечением прочности авиационных конструкций (разработка методов расчета свободнонесущего крыла с жесткой обшивкой), улучшением аэродинамических характеристик самолета, борьбой с флаттером, созданием и улучшением характеристик ТРД, позволявших повысить ЛТХ самолета.

Среди самолетов этого периода: предвоенные истребители И-15, И-16 и И-153; бомбардировщики ТБ-3 — первые в мире четырехмоторные свободнонесущие монопланы, определившие рациональную схему такого типа самолета, ТБ-4 и ТБ-5; самолеты АНТ-25, на которых экипажи В.П. Чкалова и М.М. Громова совершили рекордные по дальности перелеты в Северную Америку; самолеты военных лет: Як-1, Як-3, Як-7 и Як-9; МиГ-1 и МиГ-3; знаменитый бронированный штурмовик Ил-2, Ил-10; Ла-5 и Ла-7; Пе-2 и Ту-2. Большинство из этих самолетов превосходили по своим качествам самолеты противника.

На рис. 1.8 показаны самолеты, получившие наибольшее применение в Великой Отечественной войне. В 1942 г. был впервые осуществлен полет на реактивном истребителе БИ с ЖРД. К самолетам этого периода относятся также послевоенные первые реактивные самолеты Як-15, МиГ-9, Ла-15, Ил-28 и др.

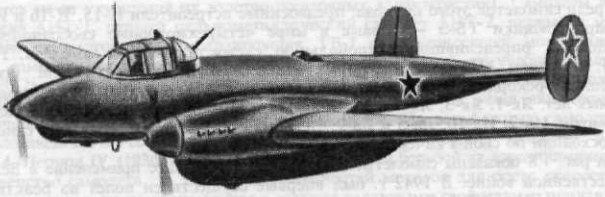
1.5.5. Период V (1945 — 1965 гг.) характеризуется развитием скоростных самолетов с ТРД; борьбой за уменьшение аэродинамического сопротивления и обеспечение устойчивости и управляемости при полете на больших околозвуковых скоростях; переходом к крыльям малых удлинений, треугольным и стреловидным с малой относительной толщиной, к фюзеляжам с увеличенным удлинением, к цельноповоротным стабилизаторам.



а



б



в

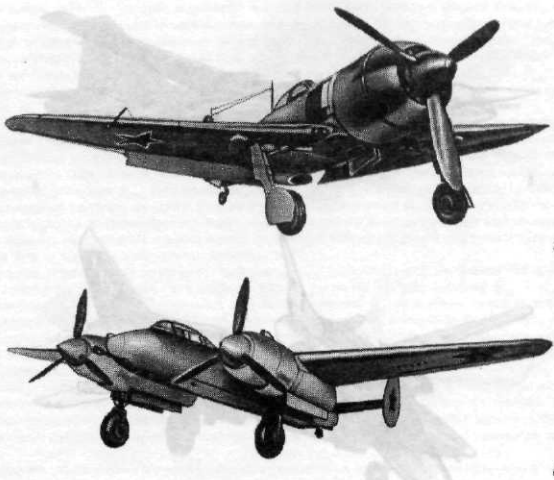


Рис. 1.8. Самолеты Великой Отечественной войны:
а — Як-3; *б* — Ил-2; *в* — Пе-2; *г* — Ла-5; *д* — Ту-2

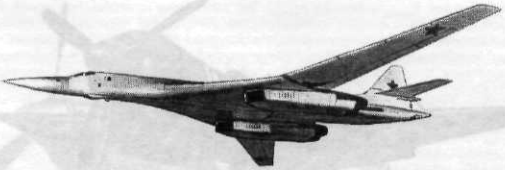
Уменьшение значений $\bar{m}_{пл}$ вызвано увеличением удельной нагрузки на крыло, выбором материалов с лучшими характеристиками удельной прочности, отсутствием излишних запасов прочности в связи с уточнением расчетов на прочность, применением треугольных крыльев, обладающих при прочих равных условиях, в том числе и по прочности и жесткости, меньшей массой, выбором более рациональных конструктивно-силовых схем агрегатов планера и т.д. Однако применение герметических кабин с высоким избыточным давлением, тонких стреловидных крыльев, развитой системы механизации задней кромки крыла замедляет снижение значений $\bar{m}_{пл}$.

Уменьшение значений $\bar{m}_{с.у}$ происходит за счет накопления опыта разработки, создания и эксплуатации ТРД, снижения их удельной массы вследствие улучшения схемы, материалов и конструкции, повышения значений параметров рабочего процесса, применения более совершенных регулируемых входных и выходных устройств, снижающих потери тяги.

Увеличение значений $\bar{m}_{т}$ связано с таким увеличением дальности и продолжительности полета, которое не перекрывается созданием более экономичных ТРД.

В этот период успешно продолжают работать созданные конструкторские бюро. Их продукция — первый реактивный пассажирский самолет Ту-104, турбовинтовые пассажирские самолеты Ил-18, Ту-114 для межконтинентальных полетов, Ан-8 и Ан-10, всепогодный истребитель Як-25, бомбардировщик Ту-16, истребители МиГ-15 и МиГ-17, сверхзвуковые МиГ-19 и МиГ-21 и другие самолеты.

1.5.6. Период VI (с 1960-х гг. до настоящего времени) характеризуется попытками аналитического решения задач оптимального проектирования, развитием систем автоматизированного проектирования и конструирования с широким использованием электронно-вычислительной техники при разработке и создании самолетов. Это период дальнейшего повышения весовой отдачи самолетов — повышения значений $\bar{m}_{ц.п} + \bar{m}_{т}$. Для этого периода характерно снижение значений $\bar{m}_{пл}$, $\bar{m}_{с.у}$ и, несмотря на увеличение дальности полета, снижение значения $\bar{m}_{т}$.



а



б



в



г



д



е



ж



з



Рис. 1.9. Отечественные самолеты последнего периода развития авиационной науки и техники: *а* — Ту-160; *б* — Ту-22; *в* — Су-27; *г* — МиГ-29; *д* — Су-25; *е* — Як-38; *ж* — Ту-144; *з* — Ан-124; *и* — Ил-96-300; *к* — Ту-204; *л* — Су-29

Достижения науки и техники позволяют использовать: интегральные формы планера с несущим фюзеляжем и меньшей площадью крыла (снижение $\bar{m}_{xp}$); активные системы управления для уменьшения запасов устойчивости и уменьшения вследствие этого потерь на балансировочное сопротивление, повышение аэродинамического качества (снижение $\bar{m}_{x}$) и уменьшение площади оперения (снижение $\bar{m}_{оп}$). Эти же системы используются для снижения болтаночных перегрузок (снижение $\bar{m}_{пн}$). Использование переднего оперения (схема "утка") или триплана позволило снизить площадь крыла и уменьшить $\bar{m}_{пн}$.

Выполнение "правила площадей" обеспечивает самолету минимальное волновое сопротивление, более высокое качество и снижение $\bar{m}_{x}$. Выбор более рациональных значений параметров конструкции крыла и оперения, их конструктивно-силовой схемы позволяет снизить значение $\bar{m}_{пн}$. Использование систем управления циркуляцией может сделать практически ненужной механизацию крыла, что привело бы к снижению значения $\bar{m}_{xp}$. Снижения $\bar{m}_{пн}$ можно достичь и применением адаптивного крыла для перераспределения нагрузок на него и уменьшением вследствие этого изгибающих моментов. Использование в конструкции алюминиево-литиевых сплавов, а также композиционных материалов — новых конструкционных материалов с повышенными характеристиками удельной прочности $\sigma_в/\rho$ и удельной жесткости E/ρ — привело к снижению значения $\bar{m}_{пл}$.

Повышение степени двухконтурности турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) позволяет получить лучшие характеристики их удельной массы и удельного расхода (снизить $\bar{m}_{c_y}$ и $\bar{m}_{c_y}$). Переход на винтовентиляторные двигатели позволяет еще больше снизить $\bar{m}_{c_y}$ из-за более высокой экономичности этих двигателей. Использование двигателей с изменяемым рабочим процессом способствует улучшению их характеристики и снижению значений $\bar{m}_{c_y}$ и $\bar{m}_{c_y}$. Непосредственное управление подъемной и боковыми силами позволяет расширить возможности маневренных самолетов и повысить эффективность их использования.

Для гражданских самолетов снижение значений $\bar{m}_{пн}$, $\bar{m}_{c_y}$ и $\bar{m}_{c_y}$ приводит к повышению их топливной эффективности — работы, производимой самолетом на единицу массы затраченного топлива, являющегося одним из важнейших показателей, определяющих целесообразность (с точки зрения эффективности и материальных затрат) принимаемых конструктивных решений при разработке самолетов гражданской авиации.

Большой ущерб развитию военной авиации в начале 60-х годов нанесло неправильное определение приоритетов в развитии различных видов боевой техники. Однако вскоре после исправления допущенных здесь ошибок наступил период, с которым связаны наибольшие достижения в развитии в стране почти всех видов военной и гражданской авиации: появление и совершенствование самолетов сверхзвуковой всепогодной истребительной, истребительно-бомбардировочной и бомбардировочной авиации (самолеты МиГ-21, Су-7, МиГ-23 и их многочисленные модификации, Су-15, Су-17, МиГ-27, Як-28, МиГ-25, Ту-22 и Ту-160; самолеты МиГ-29 и МиГ-31, самолет Су-27 и его модификации, по своим маневренным и фуникциональным возможностям во многом превосходящие зарубежные аналоги F-15 и F-16). К этому периоду относится создание самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП) Як-36, Як-38 и др., а также самолетов военно-транспортной авиации Ил-76, Ан-124 и самого большого самолета в мире "Мрия". Эти самолеты по своим транспортным характеристикам превосходят зарубежные аналоги. Среди пассажирских самолетов — хорошо зарекомендовавшие себя самолеты Ту-154, Ту-134, Як-42, аэробусы Ил-86 и идущие им на смену самолеты Ту-204, Ил-96 и модификации Як-42. Оставил свой след в истории и сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144.

Достигнутый в стране высокий научно-технический уровень был использован также и при развитии высоко конкурентоспособных спортивных самолетов (Як-5, Су-26, Су-29 и др.).

На рис. 1.9 представлены самолеты этого периода.

1.5.7. Работы студенческих КБ авиационных институтов внесли определенный вклад в развитие отечественного самолетостроения. Так, в начале 1930-х гг. в Харьковском авиационном институте был построен пассажирский семиместный самолет ХАИ-1 (рис. 1.10, *а*). В октябре 1932 г. состоялся первый полет этого самолета, созданного студентами ХАИ под руководством профессора ХАИ главного конструктора самолета И.Г. Немана. Это был первый в СССР самолет с убирающимся шасси — один из немногих в мире в начале 1930-х гг. Самолет имел максимальную скорость 324 км/ч, которая превышала скорость многих военных самолетов тех лет. Самолет строился серийно и эксплуатировался на линиях гражданского воздушного флота до 1940 г.

В конструкторском бюро спортивной авиации Казанского авиационного института в 1960-х гг. были построены планеры КАИ-11 и КАИ-12, которые выпускались серийно и несколько десятилетий эксплуатировались в аэроклубах ДОСААФ. Рекордные планеры КАИ-14 и КАИ-19 имели отличные ЛТХ и превосходили зарубежные планеры данного класса в те годы, они выпускались малой серией. Руководил КБ спортивной авиации М.П. Симонов.



Рис. 1.10. Некоторые работы студенческих КБ авиационных институтов:
а — ХАИ-1; *б* — "Квант"; *в* — "Эльф"; *г* — МАИ-89

Учебно-тренировочный самолет "Лидер" с отличными летно-техническими характеристиками был построен в 1985 г. под руководством главного конструктора П. Альмуразина в студенческом КБ Куйбышевского авиационного института. Там же был построен ряд сверхлегких самолетов, отвечающих современным требованиям к летательным аппаратам этого класса и выполненных на уровне лучших зарубежных образцов сверхлегких самолетов.

В 1977 г. совершил первый вылет спроектированный и построенный в студенческом КБ Московского авиационного института экспериментальный спортивно-пилотажный самолет "Квант". На самолете была применена система непосредственного управления подъемной силой крыла, расширившая маневренные характеристики самолета (научный руководитель темы С.М. Егер, главный конструктор самолета К.М. Жидовецкий, работа выполнена студентами-дипломниками и выпускниками МАИ). Самолет "Квант" (см. рис. 1.10, *б*) установил пять мировых рекордов. В студенческом КБ МАИ под руководством К.М. Жидовецкого были построены экспериментальные дистанционно пилотируемые ЛА "Эльф-Д" и "Эльф" (см. рис. 1.10, *в*), ультралегкий самолет "Юниор", конструкция которого позволяла использовать материалы и технологию обычного самолетостроения. Здесь же был создан одноместный самолет МАИ-89 (см. рис. 1.10, *г*), который в структуре АО "Авиатика" благодаря своим высоким технологическим, пилотажным и эксплуатационным характеристикам стал выпускаться крупной серией, получив большой рынок за пределами страны. Широкое распространение получают и многочисленные модификации самолета МАИ-89.

Конечно, это далеко не полный перечень достижений студенческих КБ авиационных вузов. Для пополнения сведений в этих вопросах читателю рекомендуется познакомиться с книгой К.С. Горбенко и Ю.В. Макарова "Самолеты строим сами" (М.: Машиностроение", 1989).

В заключение историко-технического очерка развития самолетов необходимо отметить, что проведенный выше анализ самолетов и их конструкций с позиций весового совершенства будет продолжен и развит ниже при анализе и сравнительной оценке конструктивных решений агрегатов и частей конкретных типов самолетов.

§ 1.6. КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

В современных авиационных конструкциях наибольшее применение находят высокопрочные алюминиевые, магниевые и титановые сплавы, стали, в том числе высокопрочные легированные и коррозионно-стойкие, и композиционные материалы.

Правильный выбор материала элементов конструкции может существенно улучшить весовые и летно-тактические характеристики самолета, а также снизить материальные затраты на его производство и эксплуатацию. При выборе материала учитываются его механические свойства (пределы прочности $\sigma_в$, текучести $\sigma_т$, сопротивления усталости при различных циклах изменения напряжений, модуль упругости E, износостойкость, вязкость и др.), теплофизические и химические свойства (коэффициент линейного расширения α, теплопроводность λ, коррозионная стойкость и др.), плотность ρ, стоимость и дефицитность сырья, степень освоения в производстве, технологические свойства (пластичность, свариваемость, литейные качества, обрабатываемость резанием), определяющие возможность применения наиболее производительных производственных процессов — штамповки, прессования, литья, сварки и др. При выборе материала для элементов конструкции учитываются также их форма и размеры, величина и характер нагрузки (постоянная, ударная, циклическая), тепловое нагружение, наличие в элементах конструкции отверстий, перепадов сечений и других концентраторов напряжений. Однако наибольшее внимание при выборе материала уделяется удовлетворению требования обеспечения необходимых прочности и жесткости конструкции при наименьшей массе, обеспечению весовой выгодности или весовой эффективности материала.

Весовая эффективность материала, определяемая его удельной прочностью $\sigma_{доп}/\rho$ (отношением допустимых напряжений к плотности) и удельной жесткостью

E/ρ (отношением модуля упругости материала к его плотности) для различных видов деформаций различна. Разные и критерии [21]. Так, при растяжении — это $\sigma_в/\rho$, при общей потере устойчивости при сжатии — E/ρ, при сдвиге — $\tau_в/\rho$, при потере устойчивости при сдвиге — $\sqrt[3]{E}/\rho$, при изгибе и кручении — $\sigma_в^{2/3}/\rho$ и $\tau_в^{2/3}/\rho$, при повторных нагрузках — σ_{max}/ρ (значения $\sigma_{доп}$ при заданном усталостном ресурсе конструкции принимаются равными σ_{max}).

Выгодность материала с учетом его стоимости определяется отношением удельной прочности $\sigma_{доп}/\rho$ к стоимости 1 кг материала a, например $\sigma_в/\rho a$. Какими же характеристиками обладают конструкционные материалы?

1.6.1. Алюминиевые сплавы — это сплавы, отличающиеся высокими, сравнимыми с легированными сталями значениями $\sigma_{доп}/\rho$ и E/ρ, высоким сопротивлением усталости и хорошими технологическими характеристиками. Последнее позволяет применять к ним при обработке штамповку, прокатку, ковку и резание, а к некоторым из них и сварку. Они подразделяются на деформируемые (для производства листов, профилей, штамповок, поковок путем деформации) и литейные (для фасонных отливок) сплавы. Их основные характеристики приведены в табл. 1.2.

Таблица 1.2

Сравнительные характеристики материалов, применяемых в авиационных конструкциях

Материал	$\rho \cdot 10^{-3}$, г/см^3	$\sigma_в$, МПа	E, ГПа	$\frac{\sigma_в}{\rho} \cdot 10^{-7}$, (см/с)^2	$\frac{E}{\rho} \cdot 10^{-7}$, (см/с)^2	a, руб/кг
Алюминиевые сплавы:						
деформируемые	2,7	400...550	72	14,8...20,4	2,65	1...3
литейные	2,7	200...500	72	7,4...18,5	2,65	1...2
Магниевые сплавы:						
деформируемые	1,8	200...340	45	11,0...18,7	2,50	2...5
литейные	1,8	200...270	45	11,0...15,0	2,50	2...4
Титановые сплавы:						
деформируемые	4,5	500...1300	120	11,0...29,0	2,68	5...10
литейные	4,5	630...860	120	14,0...19,0	2,68	5...10
Стали:						
углеродистые	7,8	420...650	210	5,4...8,3	2,70	0,1...0,2
легированные	7,8	800..1600	210	5,4...20,6	2,70	0,2...0,4
высокопрочные	7,8	1600...2400	210	20,6..30,6	2,70	5...10
Композиционные материалы	1,4...2,6	500...1300	35...250	40...60	2,5...10,0	–

Деформируемые алюминиевые сплавы. Сплав Д16 — дюралюмин системы Al — Cu — Mg. Применяется для изготовления обшивок, стрингеров, лонжеронов, шпангоутов, нервюр, деталей системы управления.

Имеет хорошую пластичность, что и позволяет широко применять штамповку для изготовления силовых элементов планера. Свариваемость плохая, хорошо обрабатывается резанием [1].

Сплав Д19 сохраняет работоспособность до более высоких, чем Д16, температур ($t \approx 250$ °С) и имеет несколько более высокие по сравнению с ним характеристики $\sigma_в/\rho$. Используется для изготовления обшивки и заклепок.

Сплав АК4-1 — жаропрочный ковочный (t до 350 °С), используется для изготовления монолитных панелей сверхзвуковых самолетов.

Сплав АК6 — ковочный алюминиевый, применяется для изготовления горячештампованных и кованых деталей, кронштейнов сложной формы, рычагов качалок, монолитных панелей дозвуковых самолетов.

В95 — высокопрочный сплав системы Al — Zn — Mg — Cu, применяемый для обшивок и деталей силового набора планера (поясов лонжеронов). Свариваемость плохая.

Сплавы АМц, АМг2 и АМг6 систем Al — Mn и Al — Mg отлично свариваются и применяются для изготовления емкостей, топливных баков и трубопроводов.

Сплавы В65, Д18П, Д19П и АМг5 применяются для изготовления заклепок.

Спеченные алюминиевые сплавы, получаемые методами порошковой металлургии, позволяют деталям из этих сплавов работать до $t = 500$ °С. Эти сплавы хорошо свариваются и обрабатываются резанием, у них высокая коррозионная стойкость [1].

Литейные алюминиевые сплавы. АЛ4, АЛ9 — конструкционные сплавы для отливки деталей сложной конфигурации, работающих при температуре до 200 °С.

АЛ5, АЛ19 — жаропрочные сплавы для литых деталей, работающих при температурах до 250 и 300 °С.

ВАЛ5, ВАЛ10 — высокопрочные сплавы для литья высоконагруженных деталей, работающих при температурах до 200 и 250 °С.

Сплавы Al — Li обладают меньшей плотностью, бóльшими значениями $\sigma_в/\rho$ и E/ρ, хорошей свариваемостью, что, как показывает опыт применения этих сплавов в сварных конструкциях (например, фюзеляж самолета МиГ-29), делает их весьма перспективными в авиастроении.

1.6.2. Магниевые сплавы в 1,5 раза легче алюминиевых, отлично обрабатываются резанием, могут свариваться, имеют хорошие литейные качества. Недостатки: малая коррозионная стойкость, недостаточная пластичность при нормальной температуре, низкая температура плавления (пожароопасность).

МА2-1 применяется для изготовления кованых и штампованных деталей сложной формы, работающих при температуре до 150 °С (крышки люков).

МА8 применяется для изготовления листовых обшивок элеронов, рулей, закрылков и др.

ВМ65-1 применяется для нагруженных деталей систем управления, штампованных барабанов колес, кронштейнов, качалок.

МЛ5 — литейный сплав для изготовления барабанов колес, штурвалов, педалей, каркасов кресел.

1.6.3. Титановые сплавы обладают высокой удельной прочностью, жаропрочностью, хорошей коррозионной стойкостью (поверхностная окисная пленка устойчива до $t = 550$ °С). Они применяются для изготовления сварных узлов и штампованных деталей, работающих при $t = 300...500$ °С, обшивок (ОТ4-1, ВТ5, ВТ20), силовых деталей каркаса планера, деталей шасси (ВТ22), тяг, качалок. Сплавы ОТ4, ВТ5, ВТ20 — свариваемые. Они применяются преимущественно в виде листов. Сплавы ВТ5, ВТ6, ВТ16 — повышенной прочности, используются для объемной штамповки. Сплавы ВТ5Л, ВТ6Л, ВТ20Л — литейные.

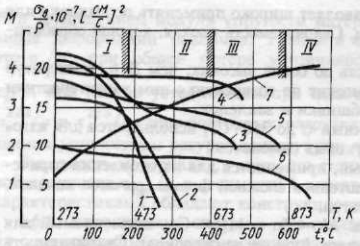


Рис. 1.11. Зависимости удельной прочности различных материалов $\sigma_в/\rho$ от температуры T (в кельвинах) (кривые *1...6*) и температуры от числа M (кривая *7*)

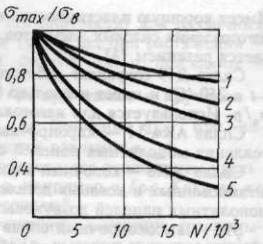


Рис. 1.12. Зависимость разрушающего напряжения в деталях от числа циклов нагружения

Титановые сплавы имеют значение *E*, в два раза меньшее, чем у стали, и там, где важнее требование жесткости, они уступают легированным сталям.

1.6.4. Стали — сплавы железа с углеродом. Для изготовления малонагруженных деталей каркаса и внутреннего оборудования применяется углеродистая сталь марок 20, 45.

Стали 30ХГСА и 30ХГСНА относятся к легированным. Из них изготавливаются ответственные сварные узлы, холодно- и горячештампованные детали, шпангоуты, лонжероны, качалки, рычаги, кронштейны, детали шасси. Сталь 30ХГСА используется также для изготовления болтов и заклепок. Сталь 30ХГСНА очень чувствительна к концентраторам напряжений.

Сталь 12Х18Н10Т — хромоникелевая, для сварных и штампованных деталей из листа, идет на изготовление обшивки. Сваривается всеми видами сварки.

Стали ВНС-2 и СН-2 — высокопрочные коррозионно-стойкие, для сварных узлов и штампованных деталей из листа, работающих при температуре до 400 °С.

Сталь СН-4 — коррозионно-стойкая, для изготовления элементов сотовых панелей из тонких листов, ленты и фольги, хорошо сваривается, штампуется и паяется.

Сталь ВНС-5 — высокопрочная коррозионно-стойкая, для силовых механически обрабатываемых деталей (лонжеронов, шпангоутов, подмоторных рам). Сталь пластична, хорошо сваривается и обладает высокой ударной вязкостью.

Сталь Я1Т — обладает высокой жаропрочностью, идет на изготовление обшивки.

Сталь 35ХГСА — литейная, для изготовления шпангоутов, кронштейнов, вилок.

В табл. 1.2 приведены механические характеристики конструкционных материалов при t = 15 °С. Однако с некоторой температуры начинается интенсивное снижение механических характеристик, в том числе $\sigma_в$ (рис. 1.11) и *E*, требующее для компенсации увеличения массы или перехода на более термостойкие материалы.

Зная, что температура при аэродинамическом нагреве изменяется по формуле $T = T_H(1 + 0{,}18\ M^2)$*, где *H* — высота полета, можно нанести на тот же график (см. рис. 1.11) зависимость $T = f(M)$ (кривая *7*) и выявить рабочие области *I...IV* для различных материалов в зависимости от скорости полета (числа M).

---

*T — температура в кельвинах.

На рис. 1.11: *1, 2* — алюминиевые сплавы В95 и Д16; *3* — титановый сплав ВТ6; *4* — легированная сталь 30ХГСА; *5* — коррозионно-стойкая сталь ВНС-2; *6* — жаропрочная сталь; области применения: *I* — алюминиевых сплавов; *II* — легированных сталей и титановых сплавов; *III* — коррозионно-стойких сталей; *IV* — жаропрочных сплавов, включая Ni и Co.

На рис. 1.12 показано снижение прочности при повторных нагрузках (сопротивления усталости) для различных материалов (*1* — сплав Д16; *2* — сталь 30ХГСА, $\sigma_в$ = 1200 МПа; *3* — сплав В95; *4* — сталь 30ХГСА, $\sigma_в$ = 1800 МПа), а также влияние концентратора напряжений (*5* — для стали 30ХГСА с $\sigma_в$ = 1800 МПа). Для повышения сопротивления усталости в ответственных элементах конструкции приходится уменьшать действующие в них напряжения, хотя это и связано с увеличением их массы. В целях повышения сопротивления усталости широко применяются различные виды поверхностного упрочнения (наклеп, защитные покрытия).

1.6.5. Композиционные материалы (КМ) — это конструкционные материалы, состоящие из матрицы (основы) с распределенным в ней армирующим материалом. В качестве армирующего материала могут применяться волокна стекла, углерода, бора, органические волокна. В качестве металлической основы для КМ, работающих при *t* до 250...300 °С, применяются алюминиевые и магниевые сплавы, при более высоких температурах (450...500 °С) — титановые сплавы, при еще более высоких — никелевые сплавы. В качестве основы в КМ широко применяются смолы, в частности, эпоксидная смола.

Композиционные материалы обладают широким диапазоном свойств, превосходя по удельной прочности, жесткости и сопротивлению усталости рассмотренные выше материалы (см. табл. 1.2). Это позволяет снизить массу конструкции самолета на 20...30 %. КМ имеют низкую чувствительность к концентраторам напряжений, хорошую коррозионную стойкость, радиопрозрачность и др. Все это привело к тому, что из КМ стали изготавливать обшивку крыла, оперения, рулей и элеронов, предкрылков, радиопрозрачные обтекатели, трехслойные панели, перегородки в салонах, капоты, створки шасси, обтекатели и др. Зарубежными фирмами предпринимаются попытки разработки самолетов целиком из КМ (см. подразд. 1.13.2). Однако КМ обладают и рядом недостатков: нестабильностью значений характеристик и анизотропией свойств, малой прочностью межслоевого сдвига, сложностью заделки.

Свойства КМ можно синтезировать, изменяя типы матрицы и армирующих волокон, их объемное соотношение, число слоев, ориентацию армирования относительно действующих нагрузок, смешивая различные типы волокон, и др.

При анализе материала конструкции надо учитывать, что:

для элементов, работающих на растяжение, наиболее целесообразны стеклянные или органические волокна (первые еще и дешевле, а вторые имеют меньшую плотность);

на сжатие более высокой прочностью обладают боропластики, они же и углепластики обладают большей жесткостью;

наибольшие прочность и жесткость при сдвиге достигаются направлением армирования волокон ±45°;

наибольшие ударная прочность, вязкость и трещиностойкость — у органопластиков (наиболее хрупки — углепластики);

наиболее термостойкими являются угольные волокна и бороволокна (*t* = 500... ...900 °С);

более легкие конструкции из КМ могут оказаться более выгодными даже при большой стоимости самих КМ, так как, снижая массу планера, они позволяют снизить расход топлива, увеличить целевую нагрузку или дальность полета. Последнее ведет к увеличению эффективности самолета.

§ 1.7. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ В ПОЛЕТЕ. ПЕРЕГРУЗКИ

В процессе эксплуатации самолет, его агрегаты и отдельные части подвергаются воздействию разнообразных нагрузок. При этом для одних агрегатов и частей самолета наиболее опасными могут оказаться силы, действующие в полете, для других — при взлете и посадке. Работа агрегатов самолета под нагрузкой, определяющая во многом конструкцию этих агрегатов, является предметом детального рассмотрения последующих глав, здесь же основное внимание уделяется определению нагрузок.

Нагрузки, действующие на самолет, различаются:

по характеру воздействия (статические — не изменяющиеся в течение длительного периода времени и динамические — быстро изменяющиеся);

по распределению (сосредоточенные, распределенные по длине, поверхности и объему конструкции);

по величине и направлению.

Удобно все силы, действующие на самолет, разделить на две категории: силы, связанные с массой самолета и его частей, — массовые силы и силы, не связанные с массой, получившие название поверхностных.

Массовые силы — это сила тяжести mg и инерционные силы mj_n и mj_τ, определяемые нормальным j_n и тангенциальным j_τ ускорениями. Массовые силы пропорциональны массе и распределены по всему объему конструкции.

К *поверхностным силам* относятся аэродинамические силы X, Y и Z, тяга двигателей P, силы реакции земли $R_{ш}$, силы взаимодействия частей самолета R_i.

На рис. 1.13 показаны все эти силы в скоростной системе координат $OX_aY_aZ_a$, когда ось $OY_a \perp V$, а $OX_a \parallel V$ (V — вектор скорости).

Заменим поверхностные силы их равнодействующей $\bar{R}_{пов}$, а массовые силы — их равнодействующей $\bar{R}_{м}$. Так как учтены все силы, действующие на самолет, в том числе и инерционные, то в соответствии с принципом д'Аламбера под действием этих сил самолет находится в равновесии, и равнодействующая поверхностных сил равна равнодействующей массовых сил:

$$\bar{R}_{пов} = -\bar{R}_{м}. \tag{1.7}$$

Это справедливо и для любого i-го агрегата самолета: $\bar{R}_{повi} = -\bar{R}_{мi}$.

1.7.1. Понятие перегрузки. Оценивая нагрузки, действующие на самолет, его агрегаты и части, удобнее степень их нагруженности характеризовать безразмерной величиной перегрузки $\bar{n}$, понимая под перегрузкой отношение равнодействующей всех поверхностных сил $\bar{R}_{пов}$ к весу самолета G:

$$\bar{n} = \bar{R}_{пов} / G. \tag{1.8}$$

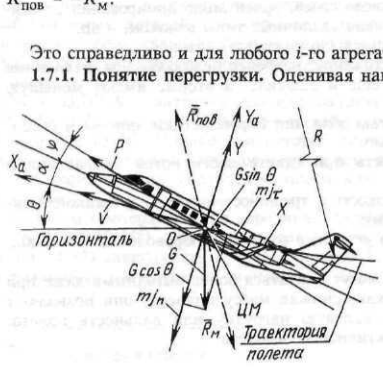


Рис. 1.13. Силы, действующие на самолет в криволинейном полете в вертикальной плоскости

В полете $\bar{n} = (\bar{R}_a + P)/G$, при посадке (взлете) $\bar{n} = (\bar{R}_a + \bar{P} + \bar{R}_ш)/G$, где $\bar{R}_a$ — равнодействующая аэродинамических сил X, Y, Z. Перегрузка $\bar{n}$ — величина векторная, и ее направление в общем случае не совпадает с осями скоростной системы координат. Поэтому обычно пользуются проекциями перегрузки на эти оси — n_x, n_y, n_z, где

$$n_x = \frac{\text{Пр}x R_{\text{пов}}}{G}; \quad n_y = \frac{\text{Пр}y R_{\text{пов}}}{G}; \quad n_z = \frac{\text{Пр}z R_{\text{пов}}}{G}; \qquad (1.9)$$
$$n = \sqrt{n_y^2 + n_x^2 + n_z^2},$$

и называются они соответственно тангенциальной (продольной), нормальной и боковой перегрузками. Проекции $\bar{R}_{\text{пов}}$ на оси OX_a, OY_a, и OZ_a обозначены здесь как $\text{Пр}xR_{\text{пов}}$, $\text{Пр}yR_{\text{пов}}$, $\text{Пр}zR_{\text{пов}}$; n — полная перегрузка в центре масс самолета. Выражения для определения перегрузок при движении самолета в вертикальной плоскости получим из уравнений движения самолета (см. рис. 1.13), которые в скоростной системе координат записываются в виде

$$P\cos(\alpha + \varphi) - X = G\sin\theta + mj_\tau; \quad j_\tau = dV/dt;$$
$$Y + P\sin(\alpha + \varphi) = G\cos\theta + mj_n; \quad j_n = V^2/R, \qquad (1.10)$$

где R — радиус кривизны траектории движения самолета (при M > 6...7 надо учитывать центробежную силу из-за кривизны Земли $mV^2/(R_з + H)$; здесь $R_з$ — радиус земного шара).

Разделив обе части в выражениях (1.10) на G, получим

$$n_x = \frac{P\cos(\alpha+\varphi) - X}{G} = \sin\theta + \frac{1}{g}\frac{dV}{dt};$$
$$n_y = \frac{Y + P\sin(\alpha+\varphi)}{G} = \cos\theta + \frac{1}{g}\frac{V^2}{R}. \qquad (1.11)$$

При малых углах α и φ составляющие перегрузки по осям n_x, n_y, n_z примут вид

$$n_y = \frac{Y}{G}; \quad n_x = \frac{P - X}{G}; \quad n_z = \frac{Z}{G}. \qquad (1.12)$$

Выражения (1.11) и (1.12) позволяют определять значения перегрузок n_x, n_y, n_z либо через известные силы, действующие на самолет, либо через параметры движения V, R и θ. Перегрузка n_x определяет величину ускорения по траектории j_τ и не может превосходить значения тяговооруженности самолета P/G, так как $n_x = [(P - X)/G] < (P/G)$ (у современных маневренных самолетов максимальные значения $P/G = 1{,}2...1{,}4$). Перегрузка n_x может быть и отрицательной, например, при дросселировании двигателей и выпуске тормозных щитков. Перегрузка n_y определяет маневренные возможности самолета — величину нормального ускорения при искривлении траектории его движения $j_n = V^2/R$ в плоскости X_aOY_a (и, как будет показано ниже, в плоскости X_aOZ_a). В эксплуатации n_y может достигать значений, на порядок больших, чем n_x. Перегрузка n_z определяет величину ускорения при искривлении траектории движения самолета в плоскости Y_aOZ_a и либо вообще равна нулю при $Z = 0$, либо при полете со скольжением ($Z > 0$) $n_z > 0$.

2 Зак. 1148

Для авиационных конструкций в большинстве случаев их прочность и жесткость определяются величиной подъемной силы $Y = n_y G$ или при определенном значении G — величиной n_y, имеющей из всех составляющих перегрузок наибольшее значение. Поэтому часто, говоря о перегрузке, подразумевают перегрузку n_y, индекс "y" при этом просто опускают.

1.7.2. Связь перегрузок с ускорениями можно выявить, разделив числитель и знаменатель выражения (1.8) на массу самолета m:

$$\bar{n} = \frac{\bar{R}_{\text{пов}}/m}{G/m} = \frac{\bar{j}}{g}.$$

Отсюда перегрузка может быть определена как отношение ускорения, вызванного равнодействующей поверхностных сил, к ускорению силы тяжести g.

Из уравнений (1.11) следует связь составляющих перегрузок n_x и n_y с тангенциальным j_τ и нормальным j_n ускорениями:

$$n_x = \sin\theta + \frac{j_\tau}{g}, \quad j_\tau = g(n_x - \sin\theta),$$
$$n_y = \cos\theta + \frac{j_n}{g}, \quad j_n = g(n_y - \cos\theta), \tag{1.13}$$

§1.8. ПЕРЕГРУЗКИ В РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА

1.8.1. Установившийся прямолинейный полет в горизонтальной плоскости можно рассмотреть, используя рис. 1.14, *а*, где показаны силы, действующие на самолет в этом случае. Из условий установившегося полета с $V = \text{const}$ получим: $P = X$; горизонтального полета: $Y = G$; прямолинейного полета: $Z = 0$. Тогда из уравнений (1.12) получим

$$n_x = \frac{P - X}{G} = 0, \quad n_y = \frac{Y}{G} = 1, \quad Z = 0.$$

1.8.2. Криволинейный полет в вертикальной плоскости показан на рис. 1.13. Здесь приведены силы, действующие на самолет. Из уравнений (1.10) при малых значениях α и φ получим

$$P - X = G\sin\theta + m\frac{dV}{dt}; \quad n_x = \sin\theta + \frac{1}{g}\frac{dV}{dt};$$
$$Y = G\cos\theta + \frac{mV^2}{R}; \quad n_y = \cos\theta + \frac{V^2}{gR}. \tag{1.14}$$

Очевидно, в нижней точке траектории при $\theta = 0$ получим максимальное для данных V и R значение перегрузки

$$n_y = 1 + \frac{V^2}{gR} = n_{y\max}.$$

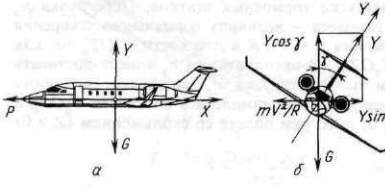


Рис. 1.14. Силы действующие на самолет: *а* — в горизонтальном установившемся полете; *б* — на вираже

1.8.3. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости (на примере самолета с обычным крылом) достигается за счет крена (угол γ на рис. 1.14, *б*) и получаемого при этом искривления траектории движения — за счет горизонтальной составляющей $Y\sin\gamma$ подъемной силы Y. При правильном вираже без скольжения ($Z = 0$), без снижения ($H = \text{const}$) и с постоянной скоростью ($P = X$) перегрузки n_z и n_x будут равны нулю. Из условия $Y\cos\gamma = G$ и $n_y = Y/G$ получим

$$n_y = 1/\cos\gamma. \tag{1.15}$$

Центробежная сила на вираже mV^2/R ($R = R_{вир}$ — радиус виража) уравновешивается составляющей подъемной силы $Y\sin\gamma$. Тогда, выражая $\sin\gamma$ через $\cos\gamma$ и перегрузку n_y [см. уравнение (1.15)], можно получить

$$R_{вир} = V^2/(g\sqrt{n_y^2 - 1}). \tag{1.16}$$

Очевидно, чем больше перегрузка n_y на вираже, тем меньше при $V = \text{const}$ значение $R_{вир}$ и тем выше значение угловой скорости разворота $\omega = V/R_{вир}$, т.е. выше характеристики маневренности самолета. Однако с увеличением n_y возрастает масса конструкции.

1.8.4. Максимальные значения перегрузок $n_{y\,max}$ в направлении оси Y_a теоретически определяются значением Y_{max}:

$$n_{y max} = \frac{Y_{max}}{G} = c_{ya max}\frac{\rho V_{max}^2}{2}\frac{1}{G/S} = \tag{1.17}$$

$$= c_{ya max}\frac{\rho_H a^2 M_{max}^2}{2}\frac{1}{p} = f(c_{ya max},\ H,\ V_{max},\ \frac{1}{p}),$$

где $p = G/S$ — удельная нагрузка на крыло; $c_{y\,a\,max}$ — максимальное значение коэффициента подъемной силы.

Анализ выражения (1.17) показывает, что значения $n_{y\,a\,max}$ возрастают с уменьшением значений H и p и ростом значений V_{max}.

При $p = 300$ даН/м^2, $c_{y\,a\,max} = 1$ и $M = 1$ величина $n_{y\,max}$ может достигнуть 25 [17]. В реальных условиях такой величины достигнуть не удастся, так как переход на $c_{y\,a\,max}$ происходит не мгновенно, а за время перехода скорость полета успевает понизиться. Очевидно, чем быстрее самолет переходит на $c_{y\,a\,max}$, тем большее значение перегрузки может быть достигнуто. Значит, для маневренных самолетов надо понижать степень продольной статической устойчивости, инерционность (разнос масс относительно оси Z_a), повышать эффективность рулей высоты, цельноповоротного горизонтального оперения (ЦПГО) (увеличивать их площадь, углы и скорость отклонения).

Максимальные значения перегрузок ограничены также физиологическими возможностями летчика. Способность человека переносить ускорения (перегрузки) определяется в основном величиной и направлением перегрузки, продолжительностью и частотой ее действия, состоянием организма. На рис. 1.15 [17] показаны

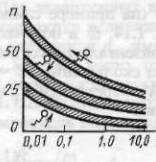


Рис. 1.15. Уровни перегрузок, переносимых летчиком, в зависимости от направления их действия и продолжительности

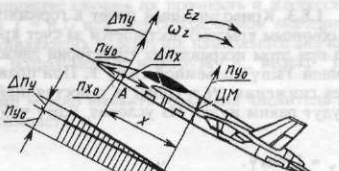


Рис. 1.16. Перегрузки в точках, не совпадающих с центром масс (ЦМ) самолета

перегрузки, которые в состоянии переносить человек в течение времени τ. Повысить выносливость летчика можно, изменяя его положение в кабине самолета, применяя противоперегрузочные костюмы (ППК). Наибольшие перегрузки человек может переносить в направлении спина — грудь, поэтому уже есть примеры, когда кресло летчика может быть отклонено от вертикали до 30°, чтобы создать более выгодное, с точки зрения восприятия перегрузки, положение.

Понятие перегрузки впервые было введено В.П. Ветчинкиным в 1918 г., им же она была впервые и замерена с помощью пружинных весов. Сейчас для тех же целей применяются акселерометры.

1.8.5. Перегрузки масс, не лежащих в центре масс, можно рассмотреть на примере вращения самолета относительно центра масс с угловой скоростью ω_z и ускорением ε_z. В этом случае линейные ускорения, а следовательно, и перегрузки в различных точках самолета будут различными. Так, в точке A, лежащей на расстоянии x от центра масс (ЦМ) самолета (рис. 1.16), к перегрузкам n_{x0} и n_{y0} в ЦМ добавятся перегрузки Δn_x и Δn_y из-за возникших там ускорений относительного движения Δj_y и Δj_x:

$$\Delta n_x = \pm \Delta j_x / g; \quad \Delta n_y = \pm \Delta j_y / g$$

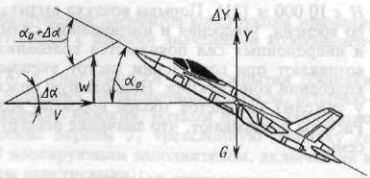
$$\Delta j_x = \frac{V^2}{x} = \omega_z^2 x; \quad \Delta j_y = \varepsilon_z x;$$

(если Δn_x и Δn_y направлены в ту же сторону, что и n_{x0} и n_{y0}, то знак "+", если в обратную сторону, то знак "–"). В результате перегрузка в точке A, отстоящей от ЦМ на расстоянии x, будет определяться по формуле

$$n_y = n_{y0} \pm \frac{\varepsilon_z x}{g}; \quad n_x = n_{x0} \pm \frac{\omega_z^2 x}{g}. \qquad (1.18)$$

1.8.6. Турбулентность атмосферы. Болтаночные перегрузки. Рассматривавшиеся выше перегрузки при маневре задаются летчиком и потому имеют субъективный характер. Однако в полете могут возникать значительные перегрузки, объективной причиной появления которых являются горизонтальные и вертикальные порывы (перемещения) масс воздуха. Интенсивность таких порывов W может достигать 15...20 м/с (в грозовом фронте до 50 м/с). Воздушные порывы могут быть одиночными и циклическими с примерно одинаковой частотой. При встрече с такими порывами самолет испытывает болтанку и, вследствие этого, значительные перегрузки $n_{(б)}$, которые называются болтаночными, и нагрузки, которые могут ока-

Рис. 1.17. Изменение угла атаки при полете в неспокойном воздухе при вертикальном порыве воздуха со скоростью W



заться опасными с точки зрения прочности. Самолет может при этом быстро увеличивать или терять высоту.

Скорость горизонтального порыва W обычно мала по сравнению со скоростью полета, поэтому и перегрузка $n_{x(б)}$ мала. Более опасны вертикальные порывы, так как при этом могут резко измениться угол атаки и величина подъемной силы (перегрузка). Используем известное выражение для подъемной силы $Y = c_{ya} S \rho V^2/2$ и $c_{ya} = c_{ya}^{\alpha}\alpha$. Тогда, как это следует из рис. 1.17, получим

до воздействия порыва

$$Y = c_{ya}^{\alpha}\alpha_0 \frac{\rho V^2}{2} S = G;$$

после воздействия порыва

$$Y = c_{ya}^{\alpha}(\alpha_0 \pm \Delta\alpha) \frac{\rho V^2}{2} S \neq G.$$

Здесь c_{ya}^{α} — производная коэффициента нормальной аэродинамической силы самолета по углу атаки; α_0 — начальный угол атаки; ρ — плотность воздуха (ρ_0 — у земли; ρ_H — на высоте H); $\Delta\alpha$ — приращение угла атаки за счет вертикального порыва воздуха; V — скорость полета; S — площадь крыла.

Раскрыв скобки и поделив на G, получим

$$n_{y(б)} = 1 \pm c_{ya}^{\alpha}\Delta\alpha \frac{\rho V^2}{2G} S.$$

Так как $\Delta\alpha \approx W/V$, то

$$n_{y(б)} = 1 \pm \frac{c_{ya}^{\alpha}\rho VW}{2G/S}. \qquad (1.19)$$

Такой метод оценки $n_{y(б)}$ был предложен В.С. Пышновым.

Однако нарастание воздействия порыва воздуха на самолет происходит чаще всего не мгновенно (угол атаки и подъемная сила изменяются не скачком), и действительные значения перегрузки $n_{y(б)}$ получаются меньше. Последнее учитывается коэффициентом $K < 1$:

$$n_{y(б)} = 1 \pm \frac{c_{ya}^{\alpha}\rho VW}{2G/S} K. \qquad (1.20)$$

Как видно из формулы (1.20), $n_{y(б)} = f(c_{ya}^{\alpha}, H, V, W, p)$, причем величины c_{ya}^{α} и p зависят от значений параметров крыла, а c_{ya}^{α} — еще и от скорости полета. Эффективная индикаторная скорость вертикального порыва W не более 20 м/с при

$H \leq 10\,000$ м [21]. Порывы воздуха вызывают деформации крыла, изменяющиеся по времени, ускорения и инерционные силы. В результате взаимодействия упругих и инерционных сил появляются колебания. Особенно неблагоприятные условия возникают при совпадении частот внешней нагрузки с частотами собственных колебаний конструкции. Наибольшую опасность циклические нагрузки вызывают у тяжелых самолетов (более вероятно возникновение резонансных колебаний). Расчеты показывают, что значение перегрузки на конце крыла может превышать семь.

§ 1.9. НАГРЕВ САМОЛЕТА

Полет сверхзвукового самолета сопровождается значительным нагревом его конструкции. Источники нагрева конструкции самолета:

силовые установки;

аэродинамический нагрев. Воздушный поток вблизи поверхности обтекаемого тела тормозится вследствие трения и сжатия, особенно сильно в районе пограничного слоя, откуда тепловой поток путем конвекции поступает в конструкцию, вызывая ее нагрев. Температура торможения при адиабатическом процессе может служить показателем для определения температуры вблизи обшивки: $T_{об} = T_H(1 + 0{,}18\ M^2)$, где T_H — температура воздуха в кельвинах на высоте H;

прямая солнечная и отраженная радиация, зависящая от высоты полета, времени года, суток и географической широты.

В результате нагрева происходит неравномерное распределение температур по элементам конструкции (более сильный нагрев носка крыла из-за торможения потока воздуха на носке крыла и слабого отвода тепла от носка тонкими его стенками; менее сильный нагрев — в местах подкрепления обшивки из-за отвода тепла подкрепляющим набором). Все это вызывает появление температурных напряжений и может привести к потере устойчивости элементами конструкции (при дополнительном сжатии) и к усталостным разрушениям при частом повторении. Сам материал при нагреве теряет свои физико-химические свойства (прочность, жесткость (см. рис. 1.11), вязкость и т.д.).

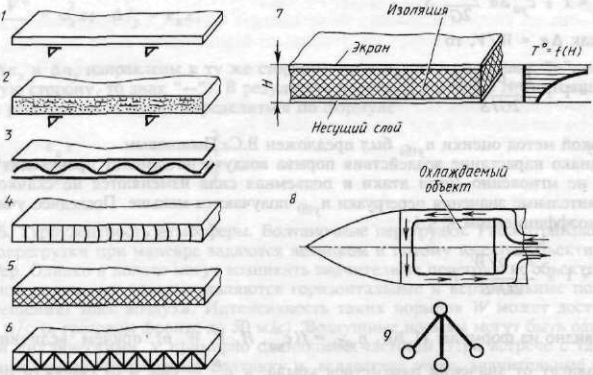


Рис. 1.18. Примеры конструктивных мер борьбы с нагревом

Меры борьбы:

для предотвращения коробления и разрушений элементов конструкции применяют более жаропрочные материалы, материалы с малыми значениями коэффициентов линейного расширения α;

применяют теплозащиту (рис. 1.18) в виде окраски или покрытия обшивки теплоизоляцией (окисями алюминия, циркония, абляционной обмазкой, испаряющейся при нагреве, плитками из кварцевого волокна, матами из синтетического материала), жаропрочные металлические экраны *7*, трехслойную обшивку со стержневым *6*, *9* или другим *2*, *3*, *4*, *5* изолирующим заполнителем, включая их в силовую схему (для уменьшения массы конструкции);

используют принудительное охлаждение отсеков (объектов) *8* (см. рис. 1.18) водой, топливом, фреоном, сжиженными газами, а также специальные связи между элементами, допускающими свободу температурных деформаций (использование статически определимых ферменных конструкций *9*, гофрированных стенок, специальных компенсаторов, уменьшающих влияние нагрева на прочность и жесткость конструкции). На рис. 1.18: *1* — подкрепленная обшивка.

Проблему борьбы с нагревом решают комплексно, добиваясь минимальных затрат массы.

§ 1.10. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА

Одними из важнейших условий безопасности полетов являются достаточные прочность и жесткость конструкции ЛА, которые нормируются в "Нормах прочности" и других регламентирующих документах*. Сделано это для того, чтобы установить единый подход к определению нагрузок, действующих на самолет, его части и агрегаты. Нормы прочности создавались коллективами ЦАГИ и КБ при участии ученых В.П. Ветчинкина, А.И. Макаревского, С.Н. Шишкина, В.Н. Беляева и других на основе учета опыта проектирования, постройки и эксплуатации самолетов и специальных НИР.

Нормы прочности задают общий уровень (норму) прочности самолета, нагружение его основных частей и агрегатов и условия проверки их прочности при испытаниях.

Нормы прочности устанавливают:

а) достаточную степень прочности для различных типов самолетов, которая обеспечивает приемлемо малую вероятность разрушения аппарата при заданных для него режимах полета, взлета, посадки. Эта степень прочности задается через предельные максимально допустимые в эксплуатации параметры нагружения:

$n^э_{max}$; $n^э_{min} = -0{,}5n^э_{max}$; q_{max}; $q_{max\,max}$;

б) эксплуатационную, т.е. наибольшую допустимую в эксплуатации нагрузку на основные части самолета;

в) коэффициенты безопасности f, которые показывают отношение разрушающей нагрузки $P_{разр}$ к эксплуатационной $P_{экспл}$ для основных частей и агрегатов самолета.

---

*Единые государственные требования к летной годности гражданских самолетов, их двигателей и оборудования, направленные на обеспечение безопасности полетов, устанавливаются, например, "Нормами летной годности самолетов" (НЛГС) [14].

С увеличением значений $n^э_{max}$ и f растет масса конструкции, но при этом можно улучшить маневренные свойства самолета и снизить вероятность разрушения его в полете.

Нормы прочности по маневренным характеристикам разделяют все самолеты на три класса:

класс А — маневренные самолеты (истребители, спортивные самолеты), к ним не предъявляются требования большой дальности и грузоподъемности. Значения $n^э_{max}$ определяются требованиями маневренности и ограничиваются физиологическими возможностями летчика — $n^э_{max} = 8...9$;

класс Б — ограниченно маневренные самолеты, обладающие ограниченными маневренными свойствами и имеющие по сравнению с самолетами класса *А* повышенные дальность и грузоподъемность (фронтовые бомбардировщики, штурмовики, тактические разведчики). Здесь $n^э_{max}$ принимается бóльшим из значений $n^э_{max}$ при маневре или в болтанку;

класс В — неманевренные самолеты, самолеты большой дальности и грузоподъемности (военно-транспортные самолеты — ВТС, дальние бомбардировщики, разведчики и пассажирские самолеты). Для этого класса самолетов определяющими прочность являются нагрузки в болтанку и $n^э_{max} = n^э_{max(б)} = 2,5...3,5$.

Максимальный скоростной напор q_{max} и максимально допустимый скоростной напор $q_{max\ max}$ определяют нагрузки на части и агрегаты самолета: крыло, оперение, капоты, воздухозаборники двигателей, крышки люков, рулевые поверхности, тормозные щитки и т.п. и используются при расчетах их прочности.

Для каждого самолета в зависимости от его массы, класса и величины q_{max} задаются исходные данные для определения $n^э_{max}$, $n^э_{min}$, $n^э_{max(б)}$, $n^э_{min(б)}$. Зная $n^э_{max}$, можно определить максимальные значения подъемной силы $Y^э_{max} = n^э_{max} G$. Но этого недостаточно для расчета на прочность. Для того чтобы в процессе эксплуатации в конструкции не возникли остаточные деформации, препятствующие ее дальнейшей нормальной работе, конструкцию рассчитывают на разрушающие нагрузки, бóльшие, чем эксплуатационные, в f раз. Обычно $f = 1,5...2,0$ (большее значение для наиболее ответственных элементов конструкции и для часто повторяющихся нагрузок, действующих продолжительное время). Такие значения коэффициента безопасности перекрывают возможные неточности в производстве, в определении значений $n^э_{max}$, в выдерживании прочностных характеристик материалов и т.д.:

$$f = \frac{P_{разр}}{P_{экспл}} = \frac{P^р}{P^э}; \quad f = \frac{n^р}{n^э},$$

где $n^р$ — значение расчетной перегрузки.

Одним из важнейших критериев прочности самолета является его расчет на действие разрушающих нагрузок. Это позволяет обеспечить необходимую надежность конструкции. Однако в процессе эксплуатации на самолет и его части действуют различные по величине и повторяемости нагрузки, являющиеся причиной большого числа разрушений конструкции в эксплуатации.

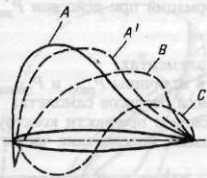


Рис. 1.19. Распределение воздушной нагрузки вдоль хорды крыла для различных случаев нагружения

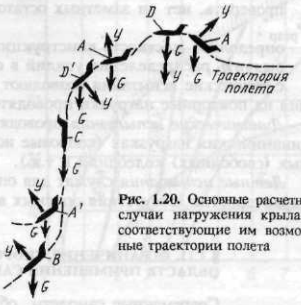


Рис. 1.20. Основные расчетные случаи нагружения крыла и соответствующие им возможные траектории полета

Прочность конструкции при повторных нагрузках определяет продолжительность работы конструкции до начала ее разрушения [21], ее усталостный ресурс. Поэтому еще одним из критериев прочности является обеспечение усталостного ресурса (налет в часах и число посадок до разрушения).

Для расчета самолета надо знать не только величину, но и распределение нагрузок по различным его частям в различных положениях самолета в полете и при посадке. В связи с этим нормы прочности предусматривают ряд расчетных случаев, соответствующих положениям самолета, при которых возникают наиболее тяжелые случаи нагружения его основных частей и агрегатов, в полете и при посадке. На рис. 1.19 в качестве примеров показано распределение нагрузок по хорде крыла для случаев A, A', B и C, а на рис. 1.20 — положения самолета в полете, соответствующие расчетным случаям A, A', B, C, D, D'. Как видно из сравнения распределения нагрузок, в случае A' крутящий момент крыла будет больше, чем в случае A, из-за более заднего расположения центра давления (ЦД), а в случае B (при отклоненных элеронах) ЦД смещен еще больше назад; здесь большие крутящие моменты крыла. Случай $A(n^э = n^э_{max},\ c_{ya} = c_{ya\,max})$ имеет место при выполнении горки (см. рис. 1.20), выходе из планирования, при действии вертикального воздуха в горизонтальном полете; случай $A'(n^э = n^э_{max};\ q = q_{max})$ — при выходе из пикирования; случай $B(n^э = 0{,}5\,n^э_{max},\ q = q_{max})$ — при полете на малых углах атаки с отклоненными элеронами. Случай $C(c_{ya} = 0,\ n^э = 0)$ — пикирование с отклоненными элеронами. Как видно из рис. 1.19, крыло в этом случае нагружено большим крутящим моментом. Для случаев D и D', характерных для входа самолета в пикирование и полета самолета на отрицательных углах атаки, $n^э_{min} = -\,0{,}5\,n^э_{max}$.

Расчетные случаи при посадке самолета будут рассмотрены в гл. 7.

Нормы жесткости регламентируют допустимые деформации частей самолета: допустимые прогибы, углы крутки и т.д., а также величины критических скоростей аэроупругих явлений.

Испытания самолета. Прочность конструкции проверяется статическими, динамическими и летными испытаниями самолета.

Статические испытания. Цель:

определить величину разрушающей нагрузки;

проверить, нет ли заметных остаточных деформаций при действии $P_{эксп л} = 0{,}67 P_{разр}$*;

определить жесткость конструкции;

выявить распределение усилий в отдельных элементах.

Статические испытания позволяют сопоставить величины $P_{разр}$ и $P_{эксп л}$. Испытания на повторные нагрузки проводятся для оценки ресурсов самолета.

Динамические испытания проводятся для проверки прочности конструкции при динамических нагрузках (копровые испытания шасси, определение частот собственных (свободных) колебаний и т.д.).

Летные испытания служат для определения в полете всей совокупности летных характеристик, отсутствия опасных вибраций и т.д.

§ 1.11. ОГРАНИЧЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ПО УСЛОВИЯМ ПРОЧНОСТИ. ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ САМОЛЕТОВ

Современные самолеты, обладающие значительной тяговооруженностью, имеют ограничения:

а) по скоростному напору q_{max}. При превышении скорости, соответствующей q_{max}, местные нагрузки превышают допустимые значения. Это особенно опасно для механизации, люков, фонаря и др. (кривая *2*, рис. 1.21):

$$V_{max} = \sqrt{2q_{max}/\rho_H} \ .$$

Значения q_{max} для современных маневренных самолетов могут достигать 7500... 10 000 даН/м^2 и более;

б) по перегрузке в болтанку (существенно для неманевренных самолетов, кривая *3*, рис. 1.21):

$$n^{э}_{max(б)} = 1 + K\frac{c^{\alpha}_{ya}\rho_H VW}{2G/S};$$

$$V_{(б)} = (n^{э}_{max(б)} - 1)\frac{2G/S}{Kc^{\alpha}_{ya}\rho W};$$

в) по температуре (нагрев и появление температурных напряжений, снижение физико-химических свойств материалов ниже допустимых, кривая *1*, рис. 1.21). Эти ограничения определяются при использовании данных рис. 1.11. На больших высотах скорость, кроме того, может ограничиваться числом М полета по условиям обеспечения устойчивости и управляемости самолета. Скорость V_{max} может ограничиваться по условиям исключения опасных деформаций и вибраций частей самолета (флаттера и бафтинга, см. гл. 10), по прочности подвесок и их узлов (кривая *4*, рис. 1.21). Штрихпунктиром (кривая *5* на рис. 1.21) показана граница по минимальной скорости.

Область применения самолета ограничивается значением q_{max}, нагревом поверхности самолета до предельной температуры T_{max} (К), определяемой

*Точнее, $P_{эксп л} = P_{разр}/f$.

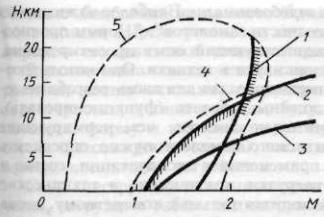


Рис. 1.21. Ограничения диапазона скоростей и высот полета

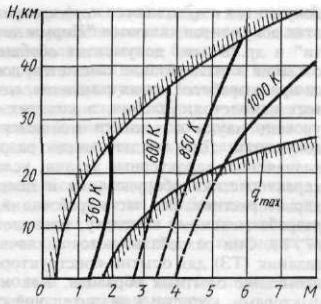


Рис. 1.22. Область применения ЛА

материалом конструкции и его несущими свойствами. На рис. 1.22 показаны границы области применения самолетов, построенные по данным [17] при значениях q_{max} = 10 000 даН/м^2 и $G/c_{ya}S$ = 3000 даН/м^2. Верхняя граница области может быть определена из уравнения

$$G = c_{ya} S \frac{\rho_H V^2}{2} + \frac{mV^2}{R_з + H}. \qquad (1.21)$$

Решая это уравнение относительно $V = V_{пред}$, получим

$$V_{пред} = V_{к1} \Big/ \sqrt{\frac{c_{ya}\rho_H S}{2m}(R_з + H) + 1}, \qquad (1.22)$$

где $V_{к1}$ — значение 1-й космической скорости,

$V_{к1} = \sqrt{g(R_з + H)}$;

$R_з$ — радиус Земли ($R_з$ = 6 378 000 м).

§ 1.12. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА КОНСТРУКЦИЮ САМОЛЕТА

Наряду с назначением самолета и условиями его функционирования, уровнем развития науки и техники, конструкция самолета определяется рядом требований, выработанных на основе многолетнего опыта проектирования, производства и эксплуатации самолетов, и тем, в какой мере и как эти требования реализованы в конструкции конкретного самолета.

Требования — это определенная совокупность положений, которая должна быть наиболее полно удовлетворена при разработке, создании и эксплуатации самолетов с тем, чтобы их эффективность на единицу материальных затрат была наибольшей.

Часть требований для различных типов самолетов, имеющих достаточно стабильный для определенного периода времени характер, объединены рядом нормирующих

документов и называются *нормированными требованиями.* Наиболее важными из этих документов являются "Нормы летной годности самолетов", "Нормы прочности" и др. В этих документах обобщен предшествующий опыт проектирования, создания и эксплуатации самолетов, достижения науки и техники. Они используются при разработке новых самолетов, однако перечень задач для вновь разрабатываемых самолетов, условия, в которых они должны работать (функционировать), уровень науки и техники меняются значительно быстрее, чем нормирующие документы. Для каждого вновь разрабатываемого самолета нужно определить назначение, характерные задачи, условия применения и эксплуатации, состав и характеристики оборудования и целевой нагрузки, тактические и технические характеристики. Эта часть требований, относящихся только к конкретному, вновь разрабатываемому самолету, называется *тактико-техническими требованиями (ТТТ).* Они разрабатываются заказчиком [21] и являются частью технического задания (ТЗ) для опытно-конструкторского бюро на проектирование, постройку и испытание опытных образцов. Как и нормируемые требования, ТТТ являются факторами, которые в значительной степени определяют конструкцию самолета, форму и размеры его агрегатов и частей, материал, конструктивно-силовую схему (КСС), компоновку и т.д.

Различают *общие требования* к самолету и его конструкции в целом, обязательные для всех агрегатов и частей, и *специальные требования,* связанные с назначением и особенностями нагружения и работы под нагрузкой отдельных агрегатов (крыла, оперения, фюзеляжа, шасси, системы управления и силовой установки). Последние рассматриваются ниже в соответствующих разделах книги.

Основным требованием к самолету (к АК) является наиболее полное его соответствие своему основному назначению (обеспечение высокой результативности выполнения характерных задач в заданных условиях эксплуатации при определенных затратах на его разработку, создание и эксплуатацию).

1.12.1. Назначение самолета, определяя его внешний облик, уровень значений основных характеристик, существенно влияет и на конструкцию самолета. Так, грузовой самолет для перевозки определенных грузов должен иметь соответствующий их размерам грузовой отсек, средства для их погрузки, выгрузки и швартовки (трап, лебедку, тельфер, усиленный пол, возможно, поворотную носовую часть фюзеляжа и др.). Все это потребует усиленных силовых элементов, способных воспринимать и передавать действующие нагрузки.

Если самолет предназначен для уничтожения объектов противника, то для крепления вооружения (ракет, бомб, пушек и т.д.) потребуются специальные узлы на крыле и фюзеляже, усиленные нервюры и шпангоуты, усиленные продольные элементы (жесткости) для восприятия силы отдачи от пушек, специальные крепления для оборудования, чтобы предотвратить воздействие на него силы отдачи и т.д. Для повышения боевой живучести на таком самолете должна применяться бронезащита, включенная в силовую схему фюзеляжа. КСС крыла — многолонжеронная или многостеночная, кессонная; агрегаты наиболее важных систем должны экранироваться, резервироваться; должна применяться система тушения пожара; топливные баки должны протектироваться, заполняться инертным газом или пенополиуретаном; должны предусматриваться меры по снижению заметности самолета, что, в свою очередь, повлияет на форму и размеры агрегатов, их компоновку и т.д.

На выбор форм и параметров агрегатов самолета и их конструкцию влияют и требования повышения боевой аэродинамической живучести* самолета (АК).

*Аэродинамическая живучесть — это способность сохранять при боевых повреждениях в допустимых пределах показатели устойчивости и управляемости самолета.

Наличие бомболюка на самолете (большой вырез в фюзеляже) требует для силовой компенсации выреза установки по его торцам усиленных шпангоутов, а вдоль выреза — его окантовки мощными продольными элементами — бимсами.

В соответствии с назначением самолета должны находиться его летные характеристики, состав экипажа, оборудование, целевая нагрузка. Значения летных характеристик, в свою очередь, будут определять внешний облик и параметры самолета: форму и значения параметров крыла и оперения, размеры грузового отсека (пассажирского салона), число подвесок вооружения, тип и характеристики взлетно-посадочных устройств и т.д.

Сама конструкция силовых элементов определяется в зависимости от их назначения, нагрузок и работы под нагрузкой. Так, для восприятия изгибающего момента M и поперечной силы Q в лонжеронном крыле и их передачи на узлы крепления крыла служат лонжероны, имеющие для этого пояса и стенку, в кессонных и моноблочных крыльях — панели и стенки.

1.12.2. Условия функционирования самолета также во многом определяют конструкцию самолета и значения характеризующих ее параметров.

Функционирование самолета происходит в определенной среде, с которой он взаимодействует. Среда может быть естественной, созданной природой, и искусственной, созданной человеком. Так, полет в воздушной среде вызывает нагрузки на агрегаты планера, что в соответствии с их характером и величиной предопределяет выбор более рациональных форм, размеров, конструктивно-силовой схемы агрегатов и значений их параметров, выбор материала, тепловой защиты, создания систем жизнеобеспечения, приводит к необходимости герметизации кабин (пассажирских салонов) и т.д.

Искусственная среда — это и аэродромная сеть с ВПП с искусственным покрытием и грунтовыми аэродромами, имеющими ВПП разной длины $L_{ВПП}$ и прочности грунта $\sigma_{гр}$, влияющими на выбор характеристик взлетно-посадочных устройств и силовой установки. Это и система противовоздушной обороны противника с определенными характеристиками средств поражения, которую надо преодолевать, и для этого обеспечивать различными мероприятиями (в том числе и конструктивно-компоновочными) высокую выживаемость самолетов. Это и сеть воздушных линий с ее грузопотоками и протяженностью — влияет на размеры грузового отсека (число мест в пассажирском салоне) и на потребные запасы топлива (его объемы и компоновку). Это и технические устройства наземных систем управления, инженерно-аэродромного и инженерно-авиационного обеспечения, входящие в состав авиационных комплексов, с определенными характеристиками этих технических устройств. Например, точностные характеристики наземных частей систем навигации, наведения, посадки влияют на массу соответствующего оборудования на борту самолета, потребные объемы для него, компоновку; производительность заправочных средств влияет на характеристики систем (на диаметр трубопроводов, в частности) и т.д. Влияние на конструкцию самолета значений $L_{ВПП}$ и $\sigma_{гр}$ уже рассматривалось выше.

Существенное влияние всех этих факторов на конструкцию самолета, на значения параметров его агрегатов и частей рассматривается в соответствующих главах настоящей книги.

1.12.3. Требования к самолетам различны. Основным требованием является обеспечение наиболее высокого уровня их эффективности при определенных затратах на разработку, создание и эксплуатацию. Оно должно обеспечиваться высокими уровнями совершенства аэродинамики самолета, его силовой установки, авиационного и радиоэлектронного оборудования, достаточными прочностью и жесткостью конструкции, высокими надежностью, живучестью и безопасностью полетов, хорошими эксплуатационными качествами, а также высоким уровнем

ремонтопригодности и технологичности конструкции. Все эти требования должны выполняться при наименьшей массе конструкции.

Требования аэродинамики заключаются в выборе таких внешних форм, размеров и значений параметров агрегатов и их взаимного расположения, которые позволили бы получать летно-тактические характеристики самолета, определяемые ТТТ, при наименьших энергетических затратах.

Так, на сверхзвуковых самолетах для увеличения скорости полета используют крылья стреловидной или треугольной формы в плане, уменьшают относительную толщину $\bar{c}$ и удлинение крыла λ, увеличивают удельную нагрузку на крыло p_0. Однако на современных сверхзвуковых самолетах с повышенными требованиями к их маневренности надо, наоборот, уменьшать значения p_0, увеличивать $\bar{c}$ и тяговооруженность самолета, использовать интегральную схему крыла с фюзеляжем и т.д. Для уменьшения площади крыла используют несущий фюзеляж. Для пассажирских магистральных самолетов с целью увеличения дальности полета увеличивают удлинение крыла, применяют суперкритические профили (см. ж, рис. 2.13), уменьшают угол стреловидности χ, улучшают качество поверхности агрегатов планера и уменьшают вредное сопротивление от выступающих частей.

Требования к силовой установке сводятся к уменьшению значений таких характеристик двигателя, как его удельная масса $\gamma_{дв}$, особенно для самолетов с большой тяговооруженностью, и удельный расход топлива c_{p0}, особенно для самолетов с большой дальностью полета, к повышению удельной тяги двигателя, его надежности и ресурса. Входные устройства (воздухозаборники) должны обеспечивать устойчивую работу двигателя на всех режимах полета, предусмотренных ТТТ. Выхлопное сопло не должно увеличивать общее сопротивление самолета. Устройство реверса тяги должно быть эффективным (быстро срабатывать и создавать большую отрицательную тягу). Конструкция, конфигурация и местоположение входных и выходных устройств не должны способствовать увеличению заметности самолета.

Требования к авиационному и радиоэлектронному оборудованию являются предметом изучения специальных дисциплин. Здесь отметим, что они должны обеспечивать выполнение задач, предусмотренных назначением самолета и ТТТ к нему, а также высокую надежность работы, удобства в эксплуатации при малой массе и объемах, совместимость в работе с другими системами самолета и не ухудшать их характеристик.

Требование достаточных прочности и жесткости при его удовлетворении в соответствии с требованиями "Норм прочности" должно обеспечить конструкции способность воспринимать без разрушения и чрезмерных деформаций эксплуатационные нагрузки. Чрезмерные деформации опасны тем, что могут привести к изменению внешних форм агрегатов планера, ухудшению устойчивости и управляемости самолета, потере устойчивости силовых элементов, возникновению опасных колебаний крыла, фюзеляжа, оперения. Конструктивные решения, удовлетворяющие требованиям достаточных прочности и жесткости, рассматриваются ниже в соответствующих разделах учебника.

Требования надежности и безопасности полета. Под *надежностью конструкции* понимают ее способность выполнять заданные функции с сохранением значений эксплуатационных показателей в течение установленного срока службы. Надежность конструкции оценивается вероятностью ее безотказной работы в течение этого срока. Зависит надежность от сложности конструкции, качества изготовления и условий эксплуатации. Повысить надежность можно путем уменьшения числа деталей конструкции и резервированием наиболее важных ее элементов.

Так, из условий обеспечения надежности работы гидроусилителей в системе управления их делают двухкамерными, с питанием от различных гидросистем со своими источниками питания. Из условий безопасности на взлете и в полете при отказе двигателя выбирают число двигателей на самолете и их тягу.

Требования живучести. *Живучесть* — это способность самолета продолжать выполнять задачу при наличии повреждений. В подразд. 1.12.1 уже рассматривались требования, связанные с боевой живучестью. Многие из этих требований остаются в силе и для самолетов гражданской авиации.

Эксплуатационные требования и требования ремонтопригодности при их удовлетворении должны обеспечивать высокую эксплуатационную технологичность конструкции, ее приспособленность к техническому обслуживанию и ремонту в процессе эксплуатации при наименьших трудозатратах. В этих целях на самолетах используются системы встроенного контроля, позволяющие быстро выявлять отказы в системах самолета, находить место отказа и устранять его. Для этого в конструкции самолета должно быть предусмотрено достаточное число эксплуатационных люков с легкосъемными крышками и разъемов, которые обеспечивали бы хорошие подходы для осмотра и производства всех работ, связанных с техническим обслуживанием самолета. Должна быть обеспечена взаимозаменяемость основных узлов и агрегатов конструкции, легкость доступа к ним. Вырезы в конструкции под люки должны иметь усиления в виде окантовки по силовым элементам или закрываться силовыми крышками, требующими для технического обслуживания минимума инструментов. На границах больших вырезов в лонжеронном крыле должны быть усиленные нервюры, в фюзеляже — усиленные шпангоуты и продольные балки, бимсы (см. рис. 6.17). В кессонных и моноблочных крыльях большие вырезы требуют дополнительно больших затрат массы и потому нецелесообразны.

Требование высокой технологичности определяет такие свойства конструкции, которые позволяют снизить трудозатраты на ее изготовление, сократить сроки освоения производства, повысить автоматизацию и механизацию производственных процессов при минимальной стоимости. Это достигается:

приданием деталям наиболее простых форм, которые допускают высокопроизводительные процессы (штамповку, прокатку, сварку, литье и т.д.);

расчленением конструкции на агрегаты, отсеки, панели для расширения фронта работ, обеспечения удобства подходов для механизации трудоемких операций;

применением таких материалов в конструкции, которые допускали бы обработку высокопроизводительными процессами;

широким применением стандартных и нормализованных деталей;

обеспечением преемственности и использованием уже освоенных узлов и агрегатов от предыдущих самолетов и др.

Требование минимальной массы. Удовлетворение всех перечисленных выше требований должно осуществляться при возможно меньшей массе конструкции. Перетяжеление конструкции приводит к уменьшению массы целевой нагрузки или к резкому увеличению взлетной массы самолета (см. рис. 1.6, *а, б*) и его стоимости [см. выражение (1.6)]. Снижение же массы конструкции позволяет улучшить ЛТХ самолета (см. рис. 1.5) и снизить его стоимость. Для современных тяжелых самолетов $\overline{m}_к$ равно 0,22...0,25, а для легких маневренных самолетов со стреловидным крылом доходит до 0,32. Применение в конструкции КМ с улучшенными характеристиками позволяет снизить массу конструкции на 20...30 %, а применение новых алюминиево-литиевых сплавов — на 10...15 % [31]. Снижение массы конструкции, таким образом, может быть достигнуто правильным выбором материала (см. § 1.6). Кроме того, на массу конструкции оказывает

большое влияние выбор КСС агрегатов самолета, число стыков (особенно поперечных), расположение материала в сечениях конструкции, точность определения нагрузок, качество и рациональность технологических процессов. Как было показано в § 1.4, развитие самолетостроения связано постоянно с борьбой за снижение массы конструкции.

Анализ изложенных требований показывает, что некоторые из них дополняют друг друга. Так, например, увеличение толщины обшивки улучшает жесткостные характеристики конструкции агрегатов, повышает ее прочность, снижает вероятность возникновения вибраций, улучшает качество поверхности и тем самым аэродинамику. Однако более характерна противоречивость требований. Так, почти все требования противоречат требованию минимальной массы конструкции. Какой же должна быть конструкция, каким требованиям отдавать предпочтение? Очевидно, конструктивные решения должны быть компромиссными и определяться для каждого конкретного типа самолетов прежде всего его назначением, решаемыми задачами и условиями функционирования. Выбираемые конструктивные решения должны отвечать условию получения максимального уровня эффективности при определенных материальных затратах на ее достижение.

1.12.4. Уровень развития науки и техники и требование ускорения научно-технического прогресса постоянно влияют на:

выбор схем самолетов и их составных частей (большой интерес представляют сейчас интегральные схемы самолетов, схемы с крылом обратной стреловидности, адаптивное крыло, крыло с управляемой циркуляцией и др.);

применяемые материалы (совершенствование уже применяющихся сплавов, внедрение КМ и появление новых, в частности алюминиево-литиевых, сплавов с лучшими удельными характеристиками);

значение удельных параметров технического уровня ($\gamma_{дв}$, $c_{р0}$, $\sigma_в$ и др.);

совершенствование научных методов расчета;

разработку и внедрение систем автоматизированного проектирования и конструирования;

изыскание, разработку и внедрение новых принципов действия на технических устройствах, входящих в состав конструкции самолета и всего авиационного комплекса, в интересах повышения его эффективности и снижения материальных затрат.

§ 1.13. ВЕСОВОЕ СОВЕРШЕНСТВО КОНСТРУКЦИИ И ПОВЫШЕНИЕ РЕСУРСА САМОЛЕТА

Развитие самолетостроения связано постоянно с борьбой за снижение массы конструкции самолета и повышение ресурса его конструкции, двигателей, оборудования и систем. Многообразие конструктивных решений, встречающееся в конструкциях самолетов, требует для своего анализа и сравнительной оценки знания основных принципов, которыми определяется весовое совершенство авиационной конструкции. Весовое совершенство конструкции определяется многими факторами (выбором материала, КСС, культурой производства, точностью определения действующих нагрузок и точностью самих расчетов на прочность и т.д.). Ниже рассматривается лишь влияние на весовое совершенство конструкции выбранной для нее силовой схемы и способов передачи сил. В подразд. 1.13.3 рассматриваются меры, позволяющие увеличить ресурс конструкции.

1.13.1. Силовая схема конструкции любого агрегата (крыла, оперения, фюзеляжа и др.) состоит из основной КСС агрегата и элементов, служащих для передачи местной нагрузки на элементы основной КСС. Основная КСС воспринимает все

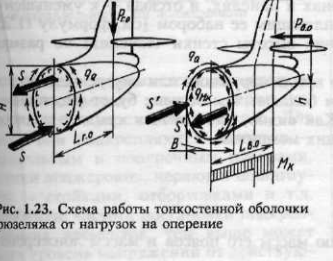


Рис. 1.23. Схема работы тонкостенной оболочки фюзеляжа от нагрузок на оперение

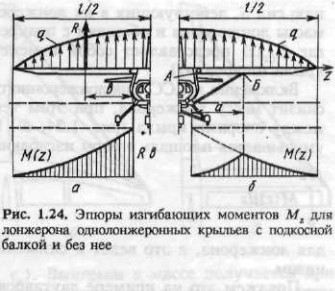


Рис. 1.24. Эпюры изгибающих моментов M_x для лонжерона однолонжеронных крыльев с подкосной балкой и без нее

основные силовые факторы (поперечные и продольные силы Q и N, изгибающие и крутящие моменты M и $M_к$) и состоит из лонжеронов, стенок, стрингеров, обшивки, силовых панелей и т.п. Для передачи местной нагрузки используются нервюры, шпангоуты, стойки, кницы и т.п.

На долю основной КСС агрегата приходится до 60 % (и более) его массы. Отсюда степень реализации одного из основных требований, определяющих весовое совершенство конструкции, — обеспечение достаточных прочности и жесткости конструкции при наименьшей массе — определяется степенью целесообразности ее силовой схемы.

Так, применение в агрегатах планера тонкостенных подкрепленных продольным и поперечным наборами оболочек, способных воспринимать в любом своем сечении действующие в них Q, N, M и $M_к$, являющееся характерной особенностью современного самолетостроения, позволяет наиболее полно удовлетворять указанному выше требованию. Основным элементом таких оболочек является жесткая работающая обшивка, включенная в общую силовую схему агрегата. На рис. 1.23 показана схема работы фюзеляжа, выполненного в виде тонкостенной подкрепленной оболочки, от сил, действующих на оперение в горизонтальной ($P_{г.о}$) и вертикальной ($P_{в.о}$) плоскостях. От этих сил в сечениях фюзеляжа возникают Q, M и $M_к$ в виде:

потоков касательных усилий в боковинах фюзеляжа $q_Q = P_{г.о}/(2 \cdot 2/3\ H)$ от $P_{г.о}$ и в сводах фюзеляжа $q_Q = P_{в.о}/(2 \cdot 2/3\ B)$ от $P_{в.о}$;

осевых сил $S = P_{г.о}L_{г.о}/(2/3\ H)$ в сводах фюзеляжа от изгибающего момента $P_{г.о}L_{г.о}$ и осевых сил $S' = P_{в.о}L_{в.о}/(2/3\ B)$ в боковинах фюзеляжа от изгибающего момента $P_{в.о}L_{в.о}$;

потока касательных усилий по контуру сечения (площадью $F_{конт}$) $q_{M_к} = P_{в.о}h/(2\ F_{конт})$ от крутящего момента $P_{в.о}h$.

От касательных усилий обшивка будет работать на сдвиг, а от осевых сил — на растяжение—сжатие (вместе с подкрепляющим ее набором).

Масса обшивки составляет 25...40 % от массы крыла и 25...30 % от массы фюзеляжа. Поэтому чем меньше ее толщина, тем меньше масса агрегата. Уменьшения толщины обшивки $\delta_{об}$ можно достигнуть, уменьшая действующие в ней усилия (в нашем примере — q_Q, $q_{M_к}$ и S). Как видно из приведенных формул, этого можно достичь, увеличивая высоту H и ширину B фюзеляжа (площадь его контура $F_{конт}$). При этом возрастают также моменты инерции сечений и жесткость конструкции.

В крыле или в оперении при определенном значении изгибающего момента $M = SH$ увеличение высоты сечения $H_{сеч} = H$ этих агрегатов приведет к уменьше-

нию сил S, действующих в их лонжеронах и панелях, и отсюда — к уменьшению массы лонжеронов и обшивки с подкрепляющим ее набором [см. формулу (1.23), где $H_{ст}(z)$ представляет собой изменение высоты стенки (сечения) по размаху крыла (оперения)].

Включение в КСС однолонжеронного крыла наружного или внутреннего подкоса снизит массу лонжерона, при этом тем больше, чем больше будет расстояние a между опорами крыла (рис. 1.24, *б*). Как видно, для случаев крыла с подкосом уменьшается площадь эпюры изгибающих моментов

$$\int_0^{l/2} M(z)\,dz$$

для лонжерона, а это ведет к снижению массы его поясов и массы лонжерона в целом.

Покажем это на примере двутаврового лонжерона [21]. Масса лонжерона $m_л$ определяется массой его двух поясов $m_п$ и массой стенки $m_{ст}$. По размаху крыла от нуля до $l/2$ площади сечений поясов $F_п$ и высота стенки $H_{ст}$ не постоянны и зависят от z ($0 \le z \le l/2$). Тогда, обозначив через $\rho_п$ и $\rho_{ст}$ удельные массы материала поясов и стенки и через $\sigma_в$ и $\tau_в$ — разрушающие напряжения, получим

$$m_л = 2m_п + m_{ст} = 2\int_0^{l/2} \rho_п F_п(z)\,dz + \int_0^{l/2} \rho_{ст}\delta_{ст}H_{ст}(z)\,dz; \qquad (1.23)$$

где

$$F_п(z) = \frac{M(z)}{H(z)\sigma_в}, \quad \delta_{ст}H_{ст}(z) = F_{ст}(z) = \frac{Q(z)}{\tau_в};$$
$$m_л = 2\frac{\rho_п}{\sigma_в}\int_0^{l/2} \frac{M(z)}{H(z)}\,dz + \frac{\rho_{ст}}{\tau_в}\int_0^{l/2} Q(z)\,dz. \qquad (1.24)$$

Из выражения (1.24) и рис. 1.24 видно, что чем меньше площади эпюр $M(z)$ и $Q(z)$, тем меньше масса лонжерона, который можно рассматривать в первом случае (см. рис. 1.24, *а*) как консольную балку, а во втором случае (см. рис. 1.24, *б*) — как балку на двух опорах. Отсюда консольная балка при прочих равных условиях будет всегда тяжелее, чем балка на двух опорах. Аналогичные выводы можно сделать и для консольных стоек шасси и стоек с подкосами, однако первые более компактны. *Балка, работающая на изгиб, при передаче сил, как правило, тяжелее стержневой системы, передающей те же силы, и тем тяжелее, чем больше ее длина.*

Анализ выражений (1.23) и (1.24) показывает, что если площадь сечения пояса $F_п$ и площадь сечения стенки $F_{ст}$ лонжерона изменяются по длине $l/2$ *пропорционально эпюрам* $M(z)/H(z)$ и $Q(z)$, то конструкция лонжерона будет рациональной с точки зрения затрат массы.

При больших значениях изгибающего момента M и малых относительных толщинах крыла $\bar{c}$ (малой высоте сечений) обычное лонжеронное крыло проигрывает по массе крыльям других КСС, например кессонному и моноблочному. Кессонное крыло имеет слабые пояса лонжеронов, и основная часть изгибающего момента воспринимается в нем мощными панелями. В моноблочном крыле вообще нет лонжеронов, и весь изгибающий момент воспринимается только панелями. Однако крылья таких КСС обязательно требуют центроплана.

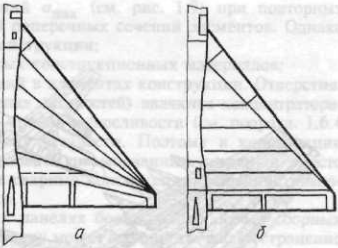


Рис. 1.25. Треугольные крылья со сходящимися (*а*) и параллельными (*б*) лонжеронами

Обшивка и тонкостенные элементы силовой схемы не должны терять устойчивости при сжатии и сдвиге. Для этого они подкрепляются: обшивка — продольным и поперечным наборами, стенки лонжеронов, нервюр и шпангоутов — стойками, отбортовками и т.д. Чем выше частота постановки подкрепляющих элементов, тем выше может быть уровень напряжений от действующих сил в конструкции (в пределе $\sigma_в$ и $\tau_в$). Выигрыш в массе получается при переходе к панелям с сотовым или гофрированным заполнителем. При этом получается также выигрыш в жесткости конструкции.

Для передачи крутящего момента $M_к$ более рационален по затратам массы замкнутый тонкостенный контур. Выигрыш в массе будет тем больше, чем больше площадь контура $F_{конт}$ при заданном значении $M_к$. При наличии большого выреза в крыле или фюзеляже (нарушении замкнутости контура) $M_к$ трансформируется на границах выреза усиленными нервюрами или шпангоутами в пару сил и далее передается изгибом лонжеронов в крыле или изгибом боковин фюзеляжа. Это требует дополнительных затрат массы. Особенно велики затраты массы при вырезах в кессонных (моноблочных) крыльях.

Нагрузки, действующие на агрегаты, должны передаваться к узлам их крепления кратчайшим путем. Треугольные крылья с перпендикулярными к оси фюзеляжа параллельными между собой лонжеронами (рис. 1.25, *б*) будут при прочих равных условиях легче крыльев других КСС, так как нагрузка с прилегающих к лонжеронам частей крыла будет передаваться на узлы крепления крыла кратчайшим путем.

Чтобы снизить массу усиленных элементов конструкции — усиленных шпангоутов и нервюр — желательно, чтобы каждый из них использовался сразу для восприятия и передачи двух и более сосредоточенных сил.

Более подробно эти вопросы рассматриваются ниже в соответствующих разделах книги.

1.13.2. Конструкции из композиционных материалов. В подразд. 1.6.5 уже рассматривались основные характеристики КМ и отмечались возможности снижения массы конструкции на 20...30 % при их применении. Очень эффективно в этом плане применение угле- и органопластиков. Однако, говоря о весовом совершенстве конструкции, следует отметить, что *наибольшее снижение массы конструкции получается в том случае, если конструкция самолета специально проектируется под использование КМ, а не приспосабливается к их использованию за счет замены традиционных материалов на КМ.* Так, в одной из первых силовых конструкций из КМ — цельноповоротном горизонтальном оперении (ЦПГО) самолета F-111 алюминиевая обшивка была заменена на бороластиковую с сотовым стеклопластиковым заполнителем и боростеклопластиковыми лонжеронами. Это позволило уменьшить массу ЦПГО на 21,5 %*. Однако разрушение

*По материалам В.И. Резниченко.

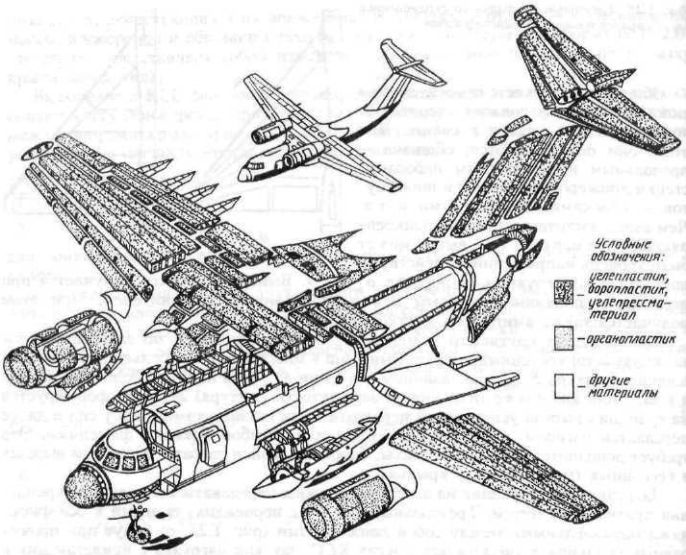


Рис. 1.26. Схема членения транспортного самолета с агрегатами из КМ

конструкции при статических испытаниях произошло в месте соединения (склейки) обшивки с титановым валом ЦПГО.

Сейчас уже имеется достаточно примеров проектирования, создания и использования в серийных самолетах несиловых и малонагруженных конструкций (обтекателей, крышек люков, створок шасси, воздухозаборников и др.). Немало примеров использования и высоконагруженных силовых конструкций из КМ: стабилизатор самолета F-14 (лонжероны из стеклотекстолита и трехслойная сотовая конструкция обшивки с использованием бора), ЦПГО самолета В-1 (обшивка из бороуглепластика, лонжероны из углепластика и нервюры с гофрированной синусоидальной стенкой, допускающей более высокие уровни критических напряжений местной потери устойчивости), киль самолета L-1011 и др. На рис. 1.26 показана схема транспортного самолета с агрегатами, конструкция и технология производства которых проектировались под КМ. Общее снижение массы конструкции здесь до 25 %.

Использование КМ позволило значительно уменьшить число элементов каркаса, а отсюда — и число соединений. Все это позволило уменьшить материальные затраты при производстве и компенсировать тем самым высокую стоимость некоторых видов КМ, например бороуглепластиков.

1.13.3. Меры, позволяющие увеличить ресурс конструкции, т.е. увеличить ее сопротивление усталости, сводятся в основном к следующему:

уменьшению действующих напряжений σ_{max} (см. рис. 1.9) при повторных нагрузках за счет увеличения площадей поперечных сечений элементов. Однако такой путь ведет к увеличению массы конструкции;

использованию химически более чистых конструкционных материалов;

уменьшению концентрации напряжений в элементах конструкции. Отверстия, уступы, изменение диаметра (любой перепад жесткостей) являются концентраторами напряжений и приводят к снижению кривой выносливости (см. подразд. 1.6.4 и рис. 1.9) — к снижению сопротивления усталости. Поэтому в конструкции необходимо скруглять переходы, использовать штампованные детали, а вместо заклепочных соединений — клеевые или сварные конструкции, упрочняя поверхность и не допуская грубой ее обработки.

Возникновение трещин в монолитных панелях более опасно, чем в сборных клепаных панелях, где отверстие под заклепку может ограничить распространение трещин, но сами отверстия являются концентраторами напряжений. Подробно эти вопросы рассматриваются в специальных дисциплинах: конструирование [26] и проектирование [27] самолета, прочность самолета.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Изобразите структурную схему самолета с детализацией агрегатов планера и покажите на чертеже самолета элементы конструкции, вошедшие в структурную форму.

2. Объясните смысл уравнений существования ЛА. Напишите формулу для определения взлетной массы самолета через относительные массы его частей. Как изменится значение m_0 при $\bar{m}_к = 0{,}3$, $\bar{m}_т = 0{,}3$, $\bar{m}_{с.у} = 0{,}2$ и изменении $\bar{m}_{ц.н}$ с 2000 до 3000 кг или при $\bar{m}_{ц.н} = 3000$ кг и уменьшении $\bar{m}_к$ до 0,25. Объясните полученные результаты.

3. Назовите основные критерии для выбора конструкционных материалов.

4. Изобразите схему сил, действующих на самолет, и дайте определение перегрузки. Определите значения перегрузок n_y и n_x для прямолинейного горизонтального полета с постоянной скоростью и криволинейного полета в вертикальной плоскости в нижней точке траектории при $V = 900$ км/ч, $R = 3000$ м, $dV/dt = 3$ м/с^2.

5. Напишите выражение для перегрузки в неспокойном воздухе и проанализируйте влияние на перегрузку параметров крыла.

6. Назовите основные факторы, влияющие на конструкцию. Приведите примеры. Сформулируйте основные требования к конструкции самолета.

ГЛАВА 2

КРЫЛО

§ 2.1. НАЗНАЧЕНИЕ КРЫЛА И ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ

2.1.1. Назначение крыла. *Крыло* — несущая поверхность самолета, предназначенная для создания аэродинамической подъемной силы, необходимой для обеспечения полета и маневров самолета на всех режимах, предусмотренных ТТТ. Крыло обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета и может быть использовано для крепления шасси, двигателей, размещения топлива, вооружения и т.п. Крыло (рис. 2.1) представляет собой тонкостенную подкрепленную оболочку и состоит из каркаса и обшивки *6*; каркас — из лонжеронов *1*, стенок и стрингеров *2* (продольный набор) и нервюр *9* (поперечный набор). На крыле расположены средства механизации (предкрылки *7* и закрылки *3*) для улучшения ВПХ самолета, элероны *5* и интерцепторы *4* — для управления самолетом относительно продольной оси, пилоны *8* — для крепления двигателей.

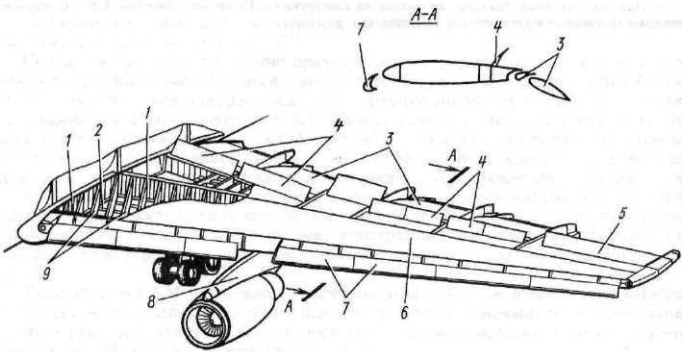


Рис. 2.1. Крыло современного пассажирского самолета

На долю крыла приходится значительная часть массы планера — от 30 до 50 % и от 30 до 50 % полного сопротивления самолета; $\bar{m}_{кр} = 0{,}08...0{,}15$*.

2.1.2. Требования к крылу. Кроме общих для всего самолета требований (см. подразд. 1.12.3), к крылу предъявляются требования обеспечения возможно большего значения аэродинамического качества K и приращения коэффициента подъемной силы за счет механизации крыла $\Delta c_{y_{мех}}$, возможно меньшего изменения характеристик устойчивости и управляемости самолета и его аэродинамических характеристик при переходе от дозвуковой к сверхзвуковой скорости полета, возможно меньшего поступления тепла в конструкцию (см. § 1.9), возможно бо́льших объемов для размещения различных грузов.

Как сами общие требования к самолету, так и специальные требования только к его крылу во многом противоречивы. В крыльях существующих самолетов реализованы компромиссные решения, которые наиболее полно отвечают назначению самолета и предъявленным к нему ТТТ.

Удовлетворение ТТТ для разных типов самолетов достигается прежде всего приданием крылу соответствующей формы и размеров.

§ 2.2. ВНЕШНИЕ ФОРМЫ КРЫЛА

Внешние формы крыла характеризуются его видом в плане, профилем поперечного сечения и видом спереди (углом поперечного V). Формы крыльев в плане показаны на рис. 1.4. Однако наибольшее распространение получили лишь крылья, представленные на рис. 2.2: прямые крылья — прямоугольное (рис. 2.2, *а*) и трапециевидное (рис. 2.2, *б*); крылья прямой (рис. 2.2, *в*), обратной (рис. 2.2, *г*) и изменяемой в полете (рис. 2.2, *е*) стреловидности, крылья как часть интегральной с фюзеляжем схемы (рис. 2.2, *ж*), треугольные крылья (рис. 2.2, *д*). На этом же рисунке приведены и их основные геометрические параметры.

Параметры крыла, характеризующие крыло при виде в плане: площадь крыла S, размах l, центральная хорда b_0, бортовая хорда $b_б$, концевая хорда $b_к$, угол стреловидности — угол между перпендикуляром к плоскости симметрии самолета и линией передней кромки крыла χ или линией одной четверти хорд $\chi_{1/4}$, удлинение крыла $\lambda = l^2/S$, сужение крыла $\eta = b_б/b_к$. В соответствии с положением и названием хорд b_0, $b_б$ и $b_к$ называются сечения крыла (центральное, бортовое и концевое) и нервюры крыла в этих сечениях. Часть

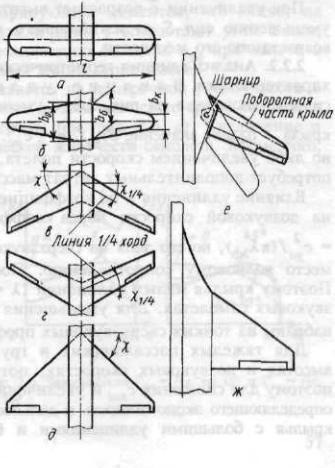


Рис. 2.2. Формы крыльев в плане. Геометрические параметры крыла

*Величина $\bar{m}_{кр}$ — относительная (по отношению к массе всего самолета) масса крыла. В дальнейшем везде $\bar{m}_i$ — относительная (по отношению к массе всего самолета) масса i-го агрегата.

крыла у разъема (где бы он ни был), обращенная к оси фюзеляжа, называется корневой частью, а на противоположном конце крыла — концевой частью.

Перечисленные параметры вместе с относительной толщиной профиля крыла $\bar{c} = c_{max}/b$ (c_{max} — максимальная толщина профиля, b — хорда) определяют аэродинамические характеристики крыла и существенно влияют на его весовые и жесткостные характеристики.

2.2.1. Анализ влияния геометрических параметров крыла на его весовые и жесткостные характеристики. Сравнение по массе и жесткости крыльев, отличающихся значением одного из геометрических параметров λ, η, χ, $\bar{c}$ при постоянных значениях остальных и при заданной нагрузке $Gn_{max}^{э}f$ и площади крыла S, показывает, что крыло с меньшим значением удлинения λ или стреловидности χ, с большими значениями сужения η или относительной толщины $\bar{c}$ будет обладать меньшей массой и большей жесткостью.

С уменьшением λ уменьшаются изгибающие моменты в бортовом сечении крыла $M = Rb$ (уменьшаются плечи b до точек приложения равнодействующей аэродинамических сил R, см. рис. 1.24, *а*) и возрастает высота бортового сечения крыла, так как увеличивается длина бортовой хорды. Последнее приводит к уменьшению сил S в поясах лонжеронов и панелях крыла, что позволяет уменьшить их массу. С увеличением высоты сечений возрастают и моменты инерции сечений, определяющие жесткость крыла. Все это и приводит к уменьшению массы крыла и повышению его жесткости.

С уменьшением χ уменьшается строительная длина крыла и вследствие этого уменьшаются изгибающие моменты. Масса такого крыла уменьшается, а жесткость — возрастает.

При увеличении η уменьшаются изгибающие моменты в бортовом сечении крыла (уменьшаются плечи до точек приложения равнодействующей аэродинамических сил), а хорда и, следовательно, высота этого сечения возрастают. Масса крыла уменьшается, а жесткость возрастает.

При увеличении $\bar{c}$ возрастает высота бортового сечения крыла, что приводит к уменьшению сил S от изгибающего момента M, уменьшению массы крыла и возрастанию его жесткости.

2.2.2. Анализ влияния геометрических параметров крыла на аэродинамические характеристики. Влияние удлинения λ на коэффициент подъемной силы c_{ya} показано на рис. 2.3: с уменьшением λ ухудшаются несущие свойства крыла — падает значение $dc_{ya}/d\alpha = c_{ya}^{\alpha}$. Это падение c_{ya}^{α} может быть компенсировано либо увеличением скорости полета, либо увеличением площади крыла S, что потребует дополнительных затрат массы.

Влияние удлинения λ на коэффициент лобового сопротивления c_{xa} сказывается на дозвуковой скорости через коэффициент индуктивного сопротивления $c_{xai} = c_{ya}^2/(\pi\lambda_{эф})$, но его доля на сверхзвуковых скоростях резко уменьшается, уступая место волновому сопротивлению. Последнее уменьшается с уменьшением λ. Поэтому крылья малых удлинений ($\lambda < 3$) нашли основное применение на сверхзвуковых самолетах. Для уменьшения сопротивления этих самолетов их крылья набраны из тонких сверхзвуковых профилей, имеющих значения $\bar{c} = 0{,}03...0{,}05$.

Для тяжелых пассажирских и грузовых самолетов, летающих на больших высотах и дозвуковых скоростях, потребные для полета значения c_{ya} велики, поэтому для снижения c_{xai} и увеличения аэродинамического качества $K = c_{ya}/c_{xa}$, определяющего экономичность и дальность полета, на этих самолетах применяются крылья с большими удлинениями и большой относительной толщиной ($\lambda = 6...9$;

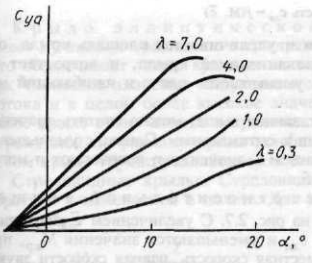


Рис. 2.3. Зависимость $c_{ya} = f(\alpha, \lambda)$

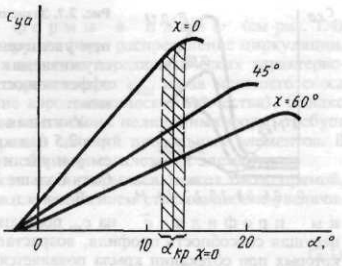


Рис. 2.4. Зависимость $c_{ya} = f(\alpha, \chi)$

$\bar{c} = 0{,}12...0{,}16$). Применение КМ, снижая массу конструкции крыла, позволяет еще больше увеличивать λ, компенсируя связанное с этим увеличение массы и снижение жесткости конструкции крыла.

Влияние угла стреловидности χ на c_{ya} и c_{xa} показано на рис. 2.4 и 2.5. Несмотря на снижение c_{ya}^{α}, с увеличением χ очень сильно снижается на сверхзвуковых скоростях значение c_{xa}, что и приводит к применению на большинстве сверхзвуковых самолетов стреловидных и треугольных крыльев с большой стреловидностью. Стреловидность крыла является средством для повышения значений $M_{кр}$ (см. рис. 2.5). Однако неравномерность распределения воздушной нагрузки по размаху крыла (на рис. 2.6 приведены зависимости циркуляции $\Gamma_{пл}$ от η и χ по размаху крыла z) и перетекание пограничного слоя от середины крыла к его концам приводят на стреловидном крыле к возникновению концевых срывов на больших углах атаки, потере поперечной устойчивости и поперечной управляемости самолетом, так как элероны оказываются в зоне срыва. Появление концевых срывов на крыле вызывает появление кабрирующих моментов, что влияет на продольную устойчивость самолета. При увеличении χ возрастают углы атаки, соответствующие $c_{ya\max}$, что затрудняет реализацию больших c_{ya} при взлете и посадке самолета, так как требует увеличения длины стоек шасси.

Влияние сужения η сказывается на поперечной устойчивости и управляемости самолета, так как с увеличением η зона концевого срыва смещается к концам крыла в зону, где находятся элероны (см. рис. 2.6, *а*). Увеличение η приводит к повышению боевой аэродинамической живучести самолета. Кроме того,

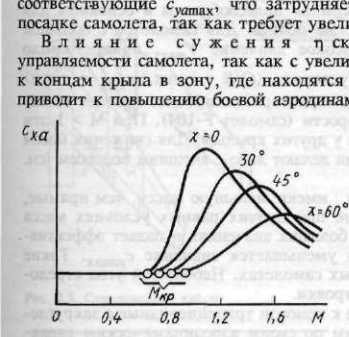


Рис. 2.5. Зависимость $c_{xa} = f(M, \chi)$

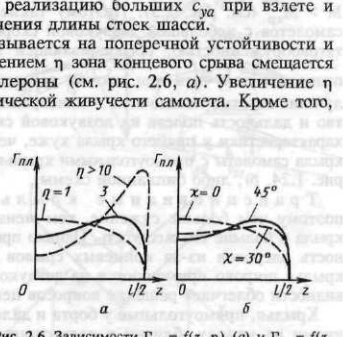


Рис. 2.6. Зависимости $\Gamma_{пл} = f(z, \eta)$ (*а*) и $\Gamma_{пл} = f(z, \chi)$ (*б*)

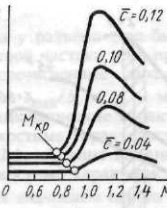


Рис. 2.7. Зависимость $c_{xa} = f(M, \bar{c})$

при увеличении η увеличивается площадь крыла, обслуживаемая механизацией крыла, и возрастает ее эффективность, уменьшаются плечо и изгибающий момент.

Учитывая сказанное выше, можно считать значения $\eta = 2{,}5$ близкими к оптимальным. Однако с уменьшением χ и увеличением λ значения η возрастают и могут быть больше 2,5.

Влияние относительной толщины профиля $\bar{c}$ на c_{xa} показано на рис. 2.7. С увеличением $\bar{c}$ возрастает несущая способность профиля, возрастает c_{xa} и уменьшаются значения $M_{кр}$, при которых при обтекании крыла появляется местная скорость, равная скорости звука. В крыле у борта часто ставят несущие профили с большой относительной толщиной $\bar{c}$, к концу крыла значения $\bar{c}$ уменьшают. Это снижает массу крыла и его сопротивление.

Противоречивое влияние геометрических параметров крыла на его массу и жесткость, на аэродинамические характеристики и характеристики устойчивости и управляемости усложняет выбор рациональных значений этих параметров, который должен быть подчинен удовлетворению предъявляемых к самолету ТТТ.

2.2.3. Формы крыла в плане могут быть различными. Многообразие форм крыльев в плане, как показывает опыт самолетостроения, сводится, по существу, к трем типам: прямым, стреловидным и треугольным. Формы крыльев в плане были показаны на рис. 2.2.

Прямые крылья (прямоугольные и трапециевидные).

Прямоугольные крылья имеют более высокие несущие свойства ($c_{ya_{\chi>0}} < c_{ya_{\chi=0}}$) и более простую технологию производства. При одинаковых по размаху профилях срыв потока на больших углах атаки α наступает раньше в центре крыла, что меньше сказывается на поперечной устойчивости и управляемости, так как эффективность элеронов при этом сохраняется. Недостатками являются меньшее значение $M_{кр}$, высокое значение коэффициентов индуктивного сопротивления c_{xai} при $M < 1$ и, что особенно важно, очень высокие сопротивления c_{xa} при $M > M_{кр}$ (см. рис. 2.5). Поэтому такие крылья целесообразны в основном для самолетов с небольшой дозвуковой скоростью полета. Для самолетов с большой тяговооруженностью, обеспечивающей высокое значение V_{max}, прямое крыло позволяет получить при прочих равных условиях ($G/S = \text{const}$, $n^{э}_{max} = \text{const}$) лучшие взлетно-посадочные и маневренные характеристики, более высокое качество и дальность полета на дозвуковой скорости (самолет F-104). При $M > 1$ эти характеристики у прямого крыла хуже, чем у других крыльев. Для снижения массы крыла самолеты с прямоугольными крыльями делают либо с внешним подкосом (см. рис. 1.24, *б*), либо бипланной схемы.

Трапециевидные крылья имеют меньшую массу, чем прямые, поэтому чем больше сужение, тем меньше при прочих равных условиях масса крыла и больше его жесткость. Однако при больших значениях η падает эффективность элеронов из-за концевых срывов и уменьшается значение $c_{ya max}$. Такие крылья широко применяются на дозвуковых самолетах. Небольшой угол стреловидности облегчает решение вопросов центровки.

Крылья, прямоугольные у борта и далее к консоли трапециевидные с закруглениями на концах, близки к эллиптическим по своим аэродинамическим характеристикам, но значительно проще в изготовлении.

Крыло эллиптической формы в плане (см рис. 1.4) имеет лучшее по сравнению с крыльями других форм распределение циркуляции. Это обеспечивает таким крыльям высокие значения аэродинамических характеристик (меньшие значения индуктивного сопротивления c_{xai} из-за меньшего скоса потока и в целом более высокое значение аэродинамического качества). Однако такое крыло очень сложно в производстве из-за своих нелинейных форм, требует переменной по размаху крыла конфигурации сечений продольных элементов. В таком крыле трудно реализовывать стыки обшивки с силовыми элементами.

Стреловидные крылья. Стреловидность таких крыльев может быть прямой, обратной и изменяемой в полете. Для них с увеличением стреловидности увеличивается $M_{кр}$:

$$M_{кр\chi>0} = M_{кр\chi=0} \frac{2}{1+\cos\chi} . \qquad (2.1)$$

В диапазоне значений M = 0,8...2,0 такие крылья имеют вполне приемлемые аэродинамические характеристики. Но по сравнению с прямым крылом у стреловидного крыла меньшие несущие свойства при той же скорости полета ($Y = c_{ya}\rho S(V\cos\chi)^2/2$) в $\cos^2\chi$ раз (рис. 2.8), меньшие значения $c_{ya\max}$ и c_{ya}^{α} (см. рис. 2.4), ниже эффективность механизации (она определяется скоростью $V_1 = V\cos\chi$, меньшей, чем скорость полета), что вместе с уменьшением $c_{ya\max}$ приводит к ухудшению ВПХ.

Крыло с прямой стреловидностью. Для такого крыла на больших углах атаки опасны концевые срывы, природа которых была описана выше. Это ухудшает устойчивость и управляемость таких крыльев на больших углах атаки. Чтобы ослабить это явление, на верхней поверхности крыла ставят аэродинамические "гребни" и делают запилы (см. рис. 2.8), препятствующие перетеканию пограничного слоя, по направлению составляющей скорости V_2. Для уменьшения опасности срыва на концах крыла ставят профили с более высокими несущими свойствами (более высокими значениями $\alpha_{кр}$) и разворачивают эти профили на меньшие углы

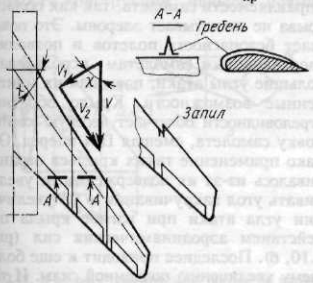


Рис. 2.8. Стреловидное крыло

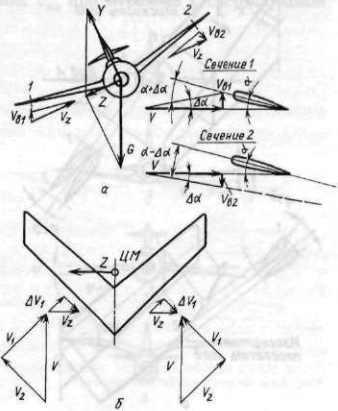


Рис. 2.9. К вопросу поперечной устойчивости стреловидного крыла

атаки, применяя так называемую аэродинамическую и геометрическую крутки крыла. Вместе с тем положительная стреловидность крыла увеличивает поперечную устойчивость самолета. На рис. 2.9, *а* показаны силы, действующие на самолет при случайном возникновении крена [11]. Под действием силы Z самолет начнет скользить со скоростью V_z в сторону действия этой силы. Раскладывая вектор V на V_1 и V_2 (см. рис. 2.9, *б*), перпендикулярные и параллельные передним кромкам крыла, получим для опускающегося крыла увеличение скорости ($V_1 + \Delta V_1$), а для поднимающегося крыла — уменьшение скорости ($V_1 - \Delta V_1$). Возникающая при этом разность подъемных сил восстановит нарушенное равновесие. Положительный угол поперечного V крыла ($\psi > 0$) при виде спереди (см. рис. 2.21, *б*) способствует еще большему повышению поперечной устойчивости стреловидного крыла. Раскладывая вектор скорости скольжения V_z (см. рис. 2.9, *а*) на скорости, перпендикулярные плоскости хорд ($V_{в1}$ и $V_{в2}$) и параллельные этой плоскости, для сечений *1* и *2* крыла, равноудаленных от продольной оси самолета, получим для опускающегося крыла увеличение угла атаки α на $\Delta\alpha$, а для поднимающегося — уменьшение на $\Delta\alpha$. Возникающая разность подъемных сил создает восстанавливающий равновесие момент.

Повышенная поперечная устойчивость препятствует достижению высоких маневренных характеристик самолетами со стреловидным крылом. Для улучшения маневренных характеристик стреловидным крыльям придают отрицательный угол поперечного V (см. рис. 2.12, *в*: $\psi < 0$).

Недостатком стреловидного крыла является увеличение массы и уменьшение жесткости крыла при увеличении χ. Последнее может привести к потере эффективности элеронов вплоть до их реверса (обратной управляемости относительно продольной оси самолета) и самовозбуждающимся колебаниям типа флаттера (см. гл. 10).

Крыло с обратной стреловидностью. Для крыльев с обратной стреловидностью более несущей является корневая часть крыла. Там при увеличении углов атаки местное значение c_{ya} раньше достигает значений $c_{ya\,max}$, поэтому срыв начинается раньше в корневой части крыла. Такой срыв не приводит к потере поперечной управляемости самолета, так как область срыва не захватывает элероны. Это повышает безопасность полетов и позволяет сверхзвуковым самолетам использовать большие углы атаки, повышая их маневренные возможности. Крыло обратной стреловидности облегчает весовую компоновку самолета, смещая ЦМ вперед. Однако применение таких крыльев ограничивалось из-за их подверженности увеличивать угол закручивания φ на увеличении угла атаки при изгибе крыла под действием аэродинамических сил (рис. 2.10, *б*). Последнее приводит к еще большему увеличению подъемной силы. И так вплоть до потери статической устойчивос-

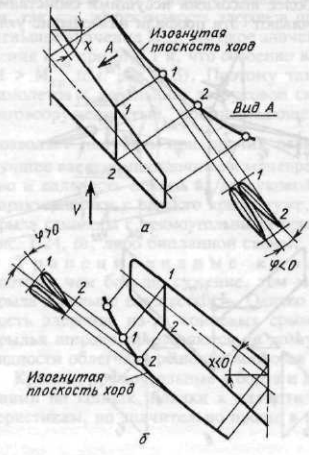


Рис. 2.10. Изменение угла атаки сечений крыла прямой (*а*) и обратной (*б*) стреловидности при изгибе крыла

ти крыла — *дивергенции* и его разрушения на определенной скорости полета (см. гл. 10). (Сравните: увеличение угла φ для крыла прямой стреловидности (см. рис. 2.10, *а*) приводит к уменьшению угла атаки и, следовательно, к снижению вероятности возникновения этого явления.) Чтобы бороться с явлением дивергенции на крыльях обратной стреловидности надо увеличивать жесткость крыла, а это до применения КМ было связано с таким увеличением его массы, которое не компенсировало получаемого выигрыша в маневренных возможностях самолета. Применение КМ со специальной укладкой волокон, создающей "подтягивающую" силу и моменты на уменьшение угла атаки при прогибе крыла, позволяет решить эту проблему, а также снизить затраты массы на обеспечение необходимой жесткости.

Крыло с изменяемой в полете стреловидностью позволяет объединить в одном крыле преимущества прямого крыла (хорошие ВПХ, высокое аэродинамическое качество и бóльшая дальность полета, хорошая маневренность) и крыла стреловидного (меньшее сопротивление при полете на больших сверхзвуковых скоростях). Однако дополнительные затраты массы на такое крыло составляют 3...4 % от взлетной массы самолета, поэтому оно целесообразно, если выигрыш в ЛТХ в соответствии с назначением самолета компенсирует эти затраты.

Интегральная схема крыла с фюзеляжем. Здесь фюзеляж, плавно переходящий в крыло (см. рис. 1.9, *в* и *г*, самолеты Су-27, МиГ-29), имеет в продольных сечениях форму несущих профилей, что позволяет фюзеляжу в такой схеме создавать до 40 % подъемной силы. Это дает возможность сделать крыло меньших размеров и массы. Крыло имеет переменную стреловидность по передней кромке (у корня большая стреловидность —"наплыв" и умеренная стреловидность у остальной части крыла). Большая корневая хорда обеспечивает большую высоту в бортовом сечении крыла $H_{сеч}$. Это создает достаточные полезные объемы для размещения топлива, полезной нагрузки, агрегатов систем и т.д. Восприятие изгибающего момента в бортовом сечении при большом значении $H_{сеч}$ дает выигрыш в массе. И, наконец, наличие "наплыва" обеспечивает при переходе на сверхзвуковой полет значительно меньшее увеличение продольной устойчивости самолета из-за меньшего смещения назад его фокуса.

Треугольные крылья. Основные преимущества: меньшая масса и бóльшая жесткость конструкции; меньшее повышение c_{xa} при переходе к сверхзвуковой

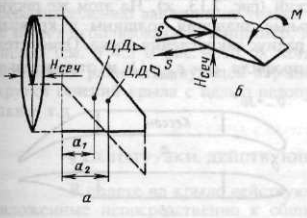


Рис. 2.11. К вопросу сравнительной оценки по массе треугольного и стреловидного крыльев одинаковой площади, размаха и удельной нагрузки на крыло

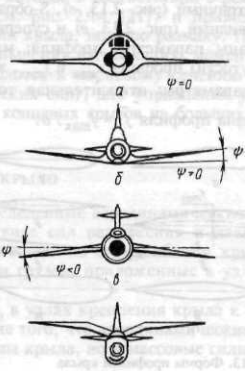


Рис. 2.12. Формы крыльев при виде спереди

скорости из-за большой стреловидности и малых удлинений крыла; возможность применения тонких профилей с $\bar{c} = 3...5$ %; большая длина корневой хорды и большая строительная высота; по тем же причинам возможность использования бóльших внутренних объемов. При одинаковых с крыльями других форм в плане значениях S и нагрузках (например, со стреловидным крылом) треугольное крыло имеет меньшие значения изгибающего момента $M = a_1 R$ из-за меньшего плеча a_1 до точки приложения равнодействующей аэродинамических сил R — ЦД (рис. 2.11, *а*) и меньшие значения осевых сил S при восприятии изгибающего момента $M = SH_{сеч}$ при большей высоте бортового сечения $H_{сеч}$ (см. рис. 2.11, *б*). Отсюда меньшая масса треугольного крыла. Бóльшая его жесткость объясняется большей высотой бортового сечения и, следовательно, бóльшими моментами инерции, определяющими жесткость крыла.

Перечисленными выше преимуществами определяется большая распространенность треугольных крыльев на сверхзвуковых самолетах. Однако для треугольного крыла по условиям компоновки трудно реализовать большие значения c_{ya} (большие углы атаки) на взлете и посадке (см. рис. 2.4); ограничена и эффективность средств механизации (большая стреловидность передней кромки $V_1 = V_{\cos\chi}$, а именно, скоростью V_1 определяется эффективность средств механизации, мал также размах для механизации по задней кромке), а для треугольного крыла из-за малых значений $c_{yавзл}$ и $c_{yапос}$ очень важна именно эффективная механизация. Впервые треугольное крыло было использовано в 1937 г. на самолете А.С. Москалева.

2.2.4. Форма крыла при виде спереди (рис. 2.12). Угол ψ между плоскостью хорд крыла и плоскостью, перпендикулярной к плоскости симметрии самолета и проходящей через бортовую хорду, характеризует поперечное V крыла. На рис. 2.12 представлены крылья с разными значениями поперечного V: а) $\psi = 0$; б) $\psi > 0$; в) $\psi < 0$ и г) с двойным углом поперечного V типа "чайка". Положительное V, как было показано выше, увеличивает поперечную устойчивость, отрицательное V — уменьшает. Для уменьшения устойчивости крыльев с большой стреловидностью делают обратное V. На самолетах с прямым крылом $\psi = 0...+7°$, для сверхзвуковых самолетов с большой стреловидностью $\psi = 0...-5°$ и более.

2.2.5. Формы поперечных сечений — профилей крыла современных самолетов: плосковыпуклый (рис. 2.13, *а*), двояковыпуклый несимметричный (рис. 2.13, *б*), симметричный (рис. 2.13, *в*), S-образный (рис. 2.13, *г*), ромбовидный (рис. 2.13, *д*), клиновидный (рис. 2.13, *е*) и суперкритический (рис. 2.13, *ж*). На этом же рисунке показаны параметры профиля: максимальные значения толщины и кривизны (вогнутости) профиля c_{max} и f_{max}, хорда b, радиус закругления носка. Относительные параметры: относительная толщина профиля $\bar{c} = c_{max}/b$ и относительная кривизна профиля $\bar{f} = f_{max}/b$.

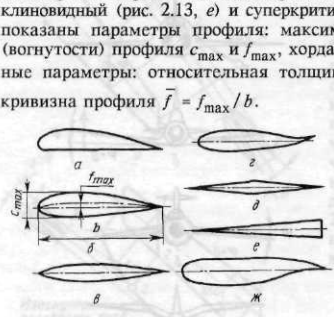


Рис. 2.13. Формы профилей крыла



Рис. 2.14. Изменение формы профилей адаптивного крыла

Плосковыпуклый профиль проще в изготовлении, имеет большие значения $c_{ya\max}$ и коэффициента профильного сопротивления c_{xap}. Применяется на планерах, малоскоростных самолетах.

Двояковыпуклый несимметричный профиль широко применяется в крыльях самолетов различного назначения, так как при высоких значениях $c_{ya\max}$ имеет малое значение c_{xap} и сравнительно стабильное положение ЦД [11].

Симметричный профиль имеет меньшее значение $c_{ya\max}$, применяется в крыльях сверхзвуковых самолетов и для оперения.

S-образный профиль — безмоментный, с постоянным положением ЦД. Хуже по значениям $c_{ya\max}$ и c_{xap}. Применяется на самолетах типа "бесхвостка".

Ромбовидные и клиновидные профили используются для крыльев самолетов с большими сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями [11].

Суперкритический профиль служит для повышения критических значений $M_{кр}$. Он имеет большой радиус носка, почти плоскую верхнюю и выпуклую нижнюю поверхности и тонкий изогнутый хвостик. Распределение давлений по профилю приводит к уменьшению скоростей в сечениях с максимальной толщиной профиля, отсюда и увеличение значений $M_{кр}$ (на 0,07...0,08). Так как ЦД в таком профиле смещен в его хвостовую часть, то он создает большой пикирующий момент, требующий для балансировки отклонения рулей высоты (стабилизатора).

Выше уже рассматривалось влияние $\bar{c}$ на массовые, жесткостные и аэродинамические характеристики (см. рис. 2.7). Увеличение относительной кривизны профиля $\bar{f}$ вызывает рост $c_{ya\max}$. Уменьшение $\bar{c}$ и $\bar{f}$ приводит к уменьшению c_{xa} и росту $M_{кр}$.

В разных условиях полета нужны разные соотношения c_{ya} и c_{xa}, например, на взлете и посадке бóльшая кривизна $\bar{f}$ (рис. 2.14, *а*, *б*), а в полете на крейсерском режиме, наоборот, — меньшая; на маневре (для повышения несущей способности крыла) — опять бóльшая кривизна (рис. 2.14, *в*) и т.д. Решением этого вопроса может стать применение *адаптивного крыла*, которое в соответствии с режимом полета могло бы изменять свою кривизну (см. рис. 2.14 [21]) и приводить к перераспределению давления не только в сечении крыла, но и по размаху. Последнее может использоваться, например, для уменьшения изгибающих моментов на маневре (см. § 4.5 и рис. 4.16, *б*, когда смещается к корневому сечению точка приложения равнодействующей аэродинамических сил), для управления углами закрутки сечений крыла с целью недопущения концевых срывов на больших углах атаки и т.д.

§ 2.3. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО

В полете на крыло действуют распределенные аэродинамические силы, приложенные непосредственно к обшивке в виде сил разрежения и давления, массовые силы конструкции крыла, распределенные по всему объему крыла, и сосредоточенные массовые силы от агрегатов и грузов, приложенные в узлах их крепления к крылу.

Эти силы уравновешиваются реакциями $R_ф$ в узлах крепления крыла к фюзеляжу. Реакции фюзеляжа возникают вследствие того, что аэродинамические силы крыла уравновешивают не только массовые силы крыла, но и массовые силы всего самолета.

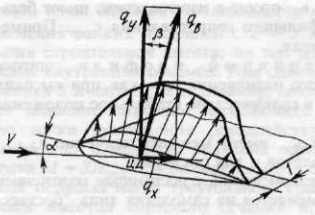


Рис. 2.15. Распределение по хорде воздушной нагрузки

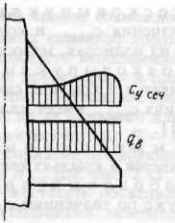


Рис. 2.16. Распределение воздушной нагрузки для треугольного крыла

Определить внешнюю нагрузку крыла означает найти ее величину, направление и распределение по хорде и размаху для каждого расчетного случая, указанного в "Нормах прочности" (см. § 1.10).

Расчетную аэродинамическую распределенную нагрузку на единичную полоску площади крыла $q_в$ можно выразить как $q_y/\cos\beta$ (рис. 2.15), где $\beta = \operatorname{arctg} c_{xa}/c_{ya}$, а c_{xa} и c_{ya} берутся по поляре крыла для угла атаки, соответствующего расчетному случаю нагружения. Для инженерных расчетов, имея в виду малость угла β, можно принять: $\cos\beta = 1$ и $q_в = q_y = c_{усеч} b \cdot 1 \cdot qf$. Значение q можно определить из выражения $Y^0 = n^3 G = c_{укр} qS$. Тогда, заменяя S на $b_{ср} l$, получим

$$q_в = \frac{c_{усеч} b \cdot 1 \cdot f n^3 G}{c_{укр} b_{ср} l} = \frac{nG}{l} \Gamma_{пл}. \qquad (2.2)$$

Здесь $n = n^3 f$ — расчетная перегрузка для рассматриваемого расчетного случая; $c_{усеч}$ и $c_{укр}$ — коэффициенты подъемной силы в сечении крыла и для всего крыла; b — хорда в сечении крыла; $b_{ср}$ — средняя хорда; l — размах крыла; nG/l — средняя распределенная по размаху крыла нагрузка; $\Gamma_{пл} = c_{усеч} b/(c_{укр} b_{ср})$ — коэффициент, учитывающий неравномерность распределения воздушной нагрузки по размаху плоского крыла (см. рис. 2.6). В приближенных расчетах полагают скос потока постоянным по размаху крыла ($c_{усеч} = c_{укр}$), тогда из (2.2) получим

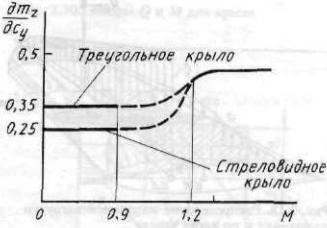
$$q_в \approx \frac{nG}{S} b. \qquad (2.3)$$

Распределение аэродинамической нагрузки по хорде крыла на дозвуковой скорости полета для некоторых расчетных случаев показано на рис. 1.16. На сверхзвуковой скорости полета при неотклоненных элеронах можно считать распределение нагрузки по хорде равномерным.

Для треугольного крыла при значениях $M < 1$ коэффициент $\bar{\Gamma}_{пл}$ при $c_{усеч} b = c_{укр} b_{ср}$ равен единице (рис. 2.16), что, исходя из выражения (2.2), приводит к

$$q_в = nG/l = \text{const}. \qquad (2.4)$$

Рис. 2.17. Изменение положения фокуса крыла в зависимости от числа М полета



При M > 1

$$q_в = (nG/S)\,b. \qquad (2.5)$$

Равнодействующая аэродинамической нагрузки в сечении крыла приложена в ЦД, положение которого по хорде $x_д = \bar{x}_д b$ определяется выражением

$$\bar{x}_д = \frac{x_д}{b} = -\left(\frac{\partial m_z}{\partial c_y} + \frac{m_{z0}}{c_y}\right)_{сеч}, \qquad (2.6)$$

где m_{z0} — коэффициент момента относительно оси Z при $c_y = 0$. Для симметричных профилей $m_{z0} = 0$ и ЦД совпадает с фокусом крыла ($x_д = x_F$). Положение фокуса можно приближенно определить из графика, приведенного на рис. 2.17.

Массовые силы от конструкции крыла составляют 8...15 % от аэродинамических сил, и их распределяют по тому же закону, что и аэродинамические силы:

$$q_{кр} = \frac{nG_{кр}}{S}\,b. \qquad (2.7)$$

Точка приложения массовых сил $q_{кр}$ по хорде $x_т$ совпадает с ЦМ сечения и находится на расстоянии 40...50 % хорды от носка.

Распределенные аэродинамические и массовые нагрузки крыла могут быть заменены одной эквивалентной нагрузкой

$$q = q_в - q_{кр} = q_в(1 - \bar{m}_{кр}),$$

приложенной на расстоянии $x_н$ от носка:

$$x_н = (q_в x_д - q_{кр} x_т)/q, \qquad (2.8)$$

полученной из условия равенства моментов всех сил сечения относительно носка.

Массовые силы от агрегатов и грузов, размещенных в крыле или подвешенных к нему, $P_{агр} = nG_{агр}$, где $G_{агр}$ — сила тяжести агрегата или груза. Эти силы приложены в ЦМ агрегатов или грузов, а на крыло передаются через узлы их крепления к крылу.

§ 2.4. ОБЩАЯ КАРТИНА РАБОТЫ КРЫЛА ПОД НАГРУЗКОЙ

Представим для упрощения нагрузку крыла в виде распределенного по размаху крыла потока сил q, действующего в вертикальной плоскости (рис. 2.18).

Тогда отсеченная мысленно часть площади крыла $S_{отс}$ под действием равнодействующей $Q_{отс}$ на $S_{отс}$ *сдвинулась* бы вверх и повернулась относительно осей $a - a$ и $z - z$* (см. рис. 2.18) под действием моментов M и $M_к$, так как сила $Q_{отс}$ не проходит ни через ось $a - a$ (отстоит от нее на расстоянии d), ни через ось $z - z$

*Ось $z - z$ совпадает с осью жесткости.

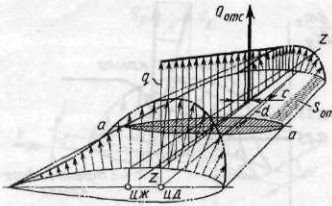


Рис. 2.18. Распределение воздушной нагрузки по размаху и по хорде крыла

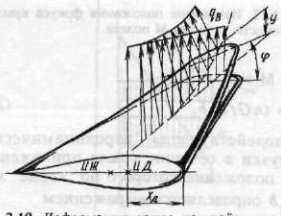


Рис. 2.19. Деформация крыла под действием воздушной нагрузки

(отстоит от нее на расстоянии c). На самом деле этих перемещений нет, крыло остается целым. А это означает, что в нем (в его элементах) возникают внутренние силы, препятствующие перемещениям. Это:

поперечная сила Q (она вызывает работу элементов крыла — стенок лонжеронов и стенок крыла — на сдвиг);

пара сил в плоскости, перпендикулярной сечению $a - a$. Момент этой пары M называется *изгибающим моментом*. Под действием этого момента крыло испытывает деформацию изгиба — работает на изгиб (рис. 2.19, прогиб y), а его продольные элементы — пояса лонжеронов и панели крыла — работают на растяжение и сжатие;

пара сил в плоскости сечения $a - a$ (перпендикулярно $z - z$). Она не допускает разворота отсеченной части крыла относительно оси $z - z$. Момент этой пары называют *крутящим моментом* $M_к$. Под действием $M_к$ крыло испытывает общую деформацию кручения (работает на кручение, закручиваясь на угол φ (см. рис. 2.19)), а его элементы — обшивка и стенки лонжеронов, образующие замкнутый контур, — работают на сдвиг.

Так как распределенная нагрузка на крыло q на самом деле действует в направлении аэродинамических сил под углом β к оси Y ($Y \perp \bar{V}$), то поперечная сила Q в направлении сил q и вектор изгибающего момента $M \perp Q$ будут иметь составляющие по вертикали ($Q_в$ и $M_в$) и по горизонтали ($Q_г$ и $M_г$). Однако ввиду малости угла β и существенной разницы в моментах инерции J_y и J_x напряжениями в элементах конструкции крыла от $Q_г$ и $M_г$ можно пренебречь и считать, что в сечениях крыла действуют только три силовых фактора

$$Q_в \approx Q, \quad M_в \approx M \quad и \quad M_к.$$

§ 2.5. ЭПЮРЫ ПОПЕРЕЧНЫХ СИЛ, ИЗГИБАЮЩИХ И КРУТЯЩИХ МОМЕНТОВ

Для расчета прочности крыла необходимо знать величины поперечных сил Q, изгибающих и крутящих моментов M и $M_к$ в отдельных его сечениях, т.е. необходимо иметь их эпюры. При построении эпюр крыло рассматривается как двухопорная балка (с опорами на фюзеляже) с консолями, нагруженная распределенной аэродинамической нагрузкой $q_а$, массовой нагрузкой $q_{кр}$ и сосредоточенными силами $P_{агр}$. Уравновешиваются эти силы реакциями фюзеляжа $R_ф$ (рис. 2.20). Эпюры Q и M строят от разности распределенных нагрузок $q_в$ и $q_{кр}$:

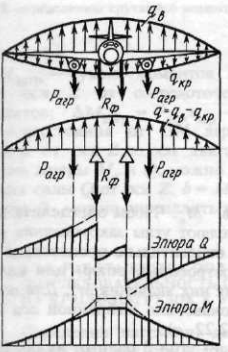


Рис. 2.20. Эпюры Q и M для крыла

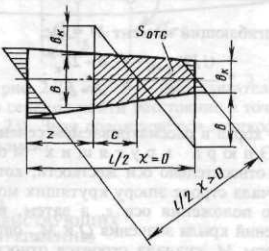


Рис. 2.21. К определению приближенных значений Q и M в сечениях спрямленного стреловидного крыла

$$q = q_в - q_{кр} = \frac{G - G_{кр}}{l} n\Gamma \tag{2.9}$$

или приближенно

$$q = \frac{G - G_{кр}}{S} nb = \frac{nG}{S} (1 - \bar{m}_{кр}) b. \tag{2.10}$$

Величина Q от распределенной нагрузки определяется суммированием нагрузки, расположенной по одну сторону от рассматриваемого сечения:

$$Q = \int_{l/2}^{z} qdz + \Sigma P_{агр}. \tag{2.11}$$

Изгибающий момент

$$M = \int_{l/2}^{z} Qdz. \tag{2.12}$$

Построение эпюр для стреловидного крыла производится так же, как и для прямого крыла, но предварительно его спрямляют вдоль средней линии и распределение нагрузки ведут для истинной длины спрямленного крыла $l_\chi = \frac{l}{2} \frac{1}{\cos\chi}$ (рис. 2.21).

Приближенное определение величин Q и M в сечении крыла. Если нагрузка распределяется по размаху крыла пропорционально хордам, то значения Q и M в любом сечении можно определить без построения эпюр.

В этом случае в сечении z (см. рис. 2.21) поперечная сила

$$Q = \int_{(l/2)_{\chi=0}}^{z} q dz = \frac{nG(1-\bar{m}_{кр})}{S} S_{отс}, \qquad (2.13)$$

а изгибающий момент $M = Qc$,

где $$c = \frac{(l/2)_{\chi=0} - z}{3} \frac{b + 2b_к}{b + b_к}; \qquad (2.14)$$

b — хорда в рассматриваемом сечении z.

Эпюра крутящих моментов $M_к$. Чтобы определить значения $M_к$ относительно оси жесткости, которые определяют углы закручивания крыла φ, сначала строят эпюру крутящих моментов M_z относительно произвольно выбранного положения оси z, а затем, имея (из построенных эпюр) для каждого из сечений крыла значения Q и M_z, определяют для них значения $M_к$. Для построения эпюры M_z сначала строится относительно произвольно выбранной оси Z эпюра распределенных крутящих моментов m_z (рис. 2.22, *а*).

Приняв (как это уже было сделано выше) угол β равным нулю, распределенный крутящий момент относительно оси Z от распределенных сил $q_в$ и $q_{кр}$ (см. рис. 2.22, *б*) определяем из выражения

$$m_z = q_в(x_z - x_д) + q_{кр}(x_т - x_z). \qquad (2.15)$$

Интегрируя эпюру распределенных моментов m_z, получим эпюру моментов M_z от распределенной нагрузки

$$M_z = \int_{l/2}^{z} m_z dz + \Sigma \Delta M_{zагр}, \qquad (2.16)$$

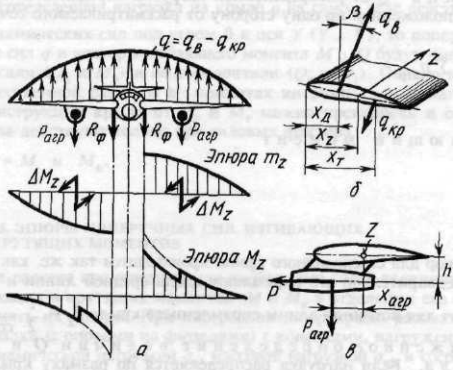
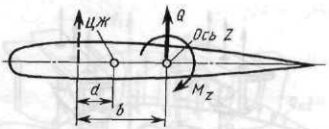


Рис. 2.22. К построению эпюры M для крыла

Рис. 2.23. К определению крутящего момента $M_к$



где $\Sigma\Delta M_{z\text{агр}}$ — сумма моментов относительно оси Z от сосредоточенных сил агрегатов; $\Delta M_{z\text{агр}} = P_{\text{агр}} x_{\text{агр}} - Ph$; $x_{\text{агр}}$ и h — расстояния от ЦМ агрегата до оси Z и от оси Z до оси двигателя (см. рис. 2.22, *в*); P — тяга двигателя.

Получив эпюры M_z и Q, можно для любого сечения найти расстояние b точки приложения силы Q от оси Z: $b = M_z/Q$ (рис. 2.23). Зная положение оси жесткости (расстояние d), можно определить крутящий момент

$$M_к = dQ.$$

§ 2.6. РАБОТА КРЫЛА ПОД НАГРУЗКОЙ (ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ПЕРЕДАЧИ ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КРЫЛО НАГРУЗОК К УЗЛАМ ЕГО КРЕПЛЕНИЯ)

Определив нагрузки, действующие на крыло, рассмотрим, в какой последовательности и как эти нагрузки воспринимаются элементами конструкции крыла и передаются на узлы его крепления. Последнее позволит лучше уяснить назначение каждого из конструктивных элементов крыла.

О б ш и в к а, опираясь на стрингеры и нервюры, как на линейные опоры, непосредственно воспринимает воздушную нагрузку в виде сил давления или разрежения (рис. 2.24, *а*). Элемент обшивки при этом работает на растяжение (рис. 2.24, *б*) (если обшивка толстая — она работает и на поперечный изгиб). Эта нагрузка [17] в форме поперечных распределенных сил через заклепки, работающие на отрыв, передается на стрингеры и нервюры.

С т р и н г е р ы, опирающиеся на нервюры, как многоопорные балочки (рис. 2.25) воспринимают распределенную нагрузку от обшивки и передают ее в виде небольших сосредоточенных сил $R_н$ на нервюры.

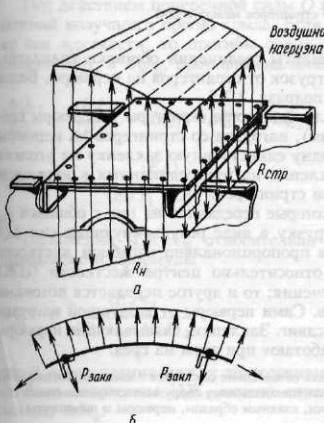


Рис. 2.24. Нагружение обшивки и передача этой нагрузки на нервюры и стрингеры

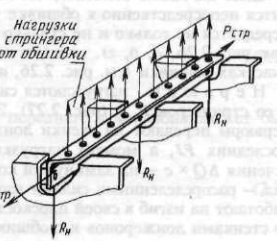


Рис. 2.25. Нагружение стрингера от обшивки и передача этой нагрузки на нервюры

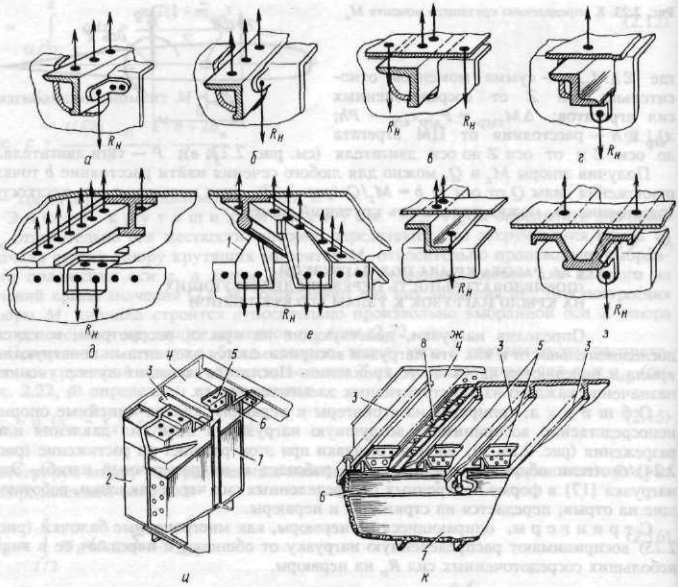


Рис. 2.26. Варианты соединений обшивки, нервюр и стрингеров между собой

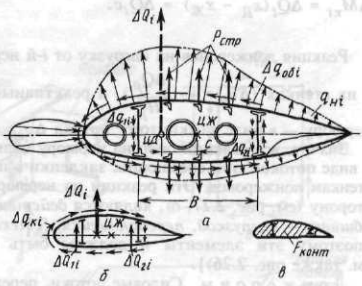
На рис. 2.26 показаны различные варианты соединений обшивки (панелей), стрингеров и нервюр, а также передача нагрузок от стрингеров на нервюры. Более подробно эти вопросы рассматриваются в подразд. 2.7.5.

Здесь же важно отметить, что во всех случаях, когда стрингеры и нервюры крепятся непосредственно к обшивке (панелям), нагрузка со стрингеров на нервюры передается не только и не столько через одну единственную заклепку на уголках (см. рис. 2.26, *а*, *б*, *г*), сколько через заклепки на присоединенных к нервюрам участках обшивки (см. рис. 2.26, *в*) вблизи стрингеров.

Нервюры нагружаются силами, которые передаются на них с обшивки $q_{нi}$ и со стрингеров $P_{стр}$ (рис. 2.27). Эту нагрузку в виде результирующих сил ΔQ_i нервюры передают на стенки лонжеронов пропорционально изгибной жесткости последних FJ, а момент нагрузки ΔQ_i относительно центра жесткости (ЦЖ) сечения $\Delta Q \times c$ — на замкнутый контур сечения; то и другое передается потоками сил — распределенными силами вдоль швов. Сами нервюры от воздушной нагрузки работают на изгиб в своей плоскости и на сдвиг. Заклепки, связывающие нервюры со стенками лонжеронов и с обшивкой, работают при этом на срез.

Примечание. В тонкостенных сооружениях обязательно создаются элементы, специальная задача которых состоит в распределении, "раздаче" по тонкостенному сооружению приложенных сил. Такими элементами в конструкции самолета являются, главным образом, нервюры и шпангоуты.

Рис. 2.27. Нагружение нервюры от обшивки и стрингеров и передача этой нагрузки на стенки лонжеронов и обшивку



Для непосредственного восприятия сосредоточенных сил и их раздачи применяются усиленные нервюры и шпангоуты, различные стойки, кницы и т.д.

Все элементы, раздающие (трансформирующие) силы, связаны с тонкостенными частями конструкции распределенными (линейными) связями: заклепочными, сварными, клеевыми швами.

Нервюра своей стенкой связана заклепочными швами (сваркой, склейкой) со стенками лонжеронов, а поясами — с обшивкой по контуру ее обводов. *Это ее опоры.* Они не дают нервюре *сдвинуться* вверх под действием внешней нагрузки и *повернуться* относительно ЦЖ. Стенка нервюры при этом работает на сдвиг, а пояса — на растяжение–сжатие.

Нагрузки от i-й нервюры передаются на ее опоры в виде распределенных сил Δq_{ki} и сил ΔQ_{ji}. При этом Δq_{ki} — нагрузка от i-й нервюры на обшивку

$$\Delta q_{ki} = \frac{\Delta M_{ki}}{2F_{конт\,i}} = \frac{\Delta Q_i c_i}{2F_{конт\,i}}; \qquad (2.17)$$

ΔQ_{ji} — нагрузка от i-й нервюры на стенки j-х лонжеронов (см. рис. 2.27, *б*, силы ΔQ_{1i} и ΔQ_{2i}); $F_{конт}$ — площадь замкнутого контура (см. рис. 2.27, *в*), образованного обшивкой и стенкой заднего лонжерона или задней стенкой; c_i — расстояние между ЦЖ и ЦД в рассматриваемом i-м сечении.

Под действием поперечной силы Q происходит изгиб крыла. За счет смещения сечений получается прогиб крыла. Если при этом нет поворота сечений относительно оси жесткости, то прогибы обоих лонжеронов одинаковы, и они нагружены силами ΔQ_{1i} и ΔQ_{2i}, пропорциональными их жесткостям на изгиб:

$$\frac{\Delta Q_{1i}}{\Delta Q_{2i}} = \frac{(EJ)_1}{(EJ)_2}; \quad \Delta Q_i = \Delta Q_{1i} + \Delta Q_{2i}; \qquad (2.18)$$

$$\Delta Q_{1i} = \Delta Q_i \frac{(EJ)_1}{(EJ)_1 + (EJ)_2}. \qquad (2.19)$$

Положение ЦЖ $x_Ж$ относительно стенки переднего лонжерона может быть определено из формулы

$$x_Ж = B \frac{(EJ)_2}{(EJ)_1 + (EJ)_2}, \qquad (2.20)$$

где B — расстояние между лонжеронами (см. рис. 2.27, *а*).

Зная положение ЦЖ, можно определить действующий в сечении крутящий момент $\Delta M_к$:

$$\Delta M_{\kappa i} = \Delta Q_i (x_{\text{Д}} - x_{\text{Ж}}) = \Delta Q_i c. \qquad (2.21)$$

Реакция лонжеронов на нагрузку от i-й нервюры реализуется в виде потоков Δq_{ji} в их стенках ($\Delta q_{ji} = -\dfrac{\Delta Q_{ji}}{H_{ji}}$), а реактивный момент со стороны обшивки на i-ю нервюру — в виде замкнутого потока $\Delta q_{\text{об}i} = -\Delta q_{\kappa i}$ (см. рис. 2.27) в обшивке.

Значит, все реакции опор на нервюру являются распределенными и реализуются в виде потоков сил, срезающих заклепки в швах крепления нервюры к обшивке и стенкам лонжеронов. Эти реакции на нервюру, будучи направленными в обратную сторону (см. рис. 2.27, *б*), являются *действием нервюры на стенки лонжеронов и обшивку — нагрузкой, передающейся, "стекающей" на эти элементы с нервюры* [поэтому эти элементы и должны быть связаны между собой (рис. 2.28, *б*, см. также рис. 2.26)].

Л о н ж е р о н ы. Силовые потоки, переданные нервюрами на стенки лонжеронов, создают скачкообразно накапливающуюся от нервюры к нервюре поперечную силу в стенках лонжеронов. На рис. 2.28, *а* показаны нагружение и работа стенки переднего (первого) лонжерона крыла. Аналогичная картина имеет место и для стенки заднего (второго) лонжерона.

Стенки лонжеронов нагружены силами, стекающими с нервюр в виде потоков $\Delta q'_{1i} = -\Delta q_{1i}$ и $\Delta q'_{2i} = -\Delta q_{2i}$:

$$\Delta q'_{1i} = \frac{\Delta Q_{1i}}{H_{1i}} \quad \text{и} \quad \Delta q'_{2i} = \frac{\Delta Q_{2i}}{H_{2i}},$$

и уравновешиваются реакциями R_{Q_j} в узлах крепления лонжеронов к шпангоутам фюзеляжа (см. рис. 2.28, *а*):

$$R_{Q_j} = \sum_i \Delta Q_{ji},$$

где ΔQ_{1i} и ΔQ_{2i} — приращения поперечных сил в стенках j-х лонжеронов от каждой i-й нервюры; H_{1i} и H_{2i} — высоты стенок j-х лонжеронов в i-м сечении.

На рис. 2.28, *а*, *б* показано нагружение стенки и равновесие элементарной полоски стенки лонжерона шириной Δz (см. рис. 2.28, *в*), вырезанной по линии заклепочных швов с поясами лонжерона. По правой кромке этой полоски действует поток $\Delta q'_{1i}$, накопленный от конца крыла до рассматриваемого сечения. По левой кромке (так как величина Δz мала) от отброшенной части стенки будет действовать такой же поток $\Delta q'_{1i}$, но направленный противоположно. Однако полоска стенки от действия только этих потоков сил не будет в равновесии. Для равновесия по верхней и нижней ее кромкам должны действовать силы в виде потоков $q_{\text{п}}$ со стороны заклепок поясов.

Из условия равновесия полоски стенки $q_{\text{п}} \Delta z H = \Delta q'_{1i} \Delta z H$ следует, что $q_{\text{п}} = \Delta q'_{1i}$ и что стенки лонжеронов от такой нагрузки *работают на сдвиг*, заклепки на поясах лонжеронов — на срез в горизонтальном направлении.

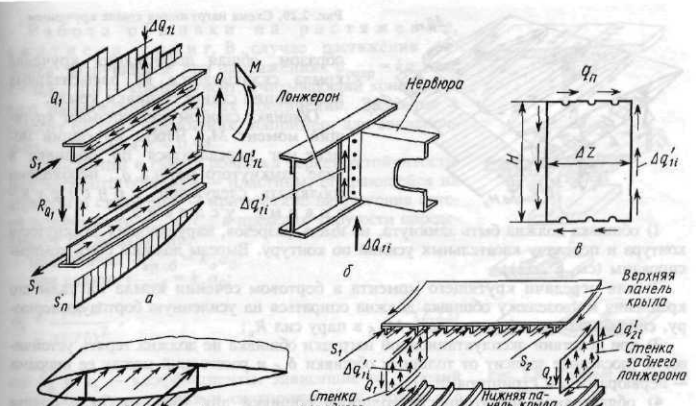


Рис. 2.28. Схема нагружения стенок и поясов лонжеронов (панелей крыла)

В поясах через заклепки, связывающие их со стенкой, возникнут потоки осевых сил $S_{\text{п}}$ (см. рис. 2.28, *а*), которые, накапливаясь к корню крыла, уравновешиваются в корневом сечении реакциями S_1 в узлах крепления переднего (первого) лонжерона и реакциями S_2 в узлах крепления заднего (второго) лонжерона (см. рис 2.28, *г*, *д*).

Потоки, переданные стенками лонжерона на пояса, нагружают панели накапливающейся к корню крыла осевой нагрузкой, чем и *обеспечивается восприятие изгибающего момента*. При этом осевая нагрузка распределяется между элементами продольного набора (лонжеронами и панелями) пропорционально их жесткости на изгиб (см. рис 2.28, *г*, *д*).

Замкнутые потоки, переданные нервюрами на обшивку, создают скачкообразно накапливающийся от нервюры к нервюре крутящий момент, который воспринимается замкнутым контуром обшивки и задней стенки. На рис. 2.27, *б*, *в* показано нагружение обшивки крыла от *i*-й нервюры крутящим моментом $\Delta M_{\text{к}i} = \Delta q_{\text{к}i} 2F_{\text{конт}i}$. Замкнутый поток $\Delta q_{\text{к}i}$, "стекающий" с каждой *i*-й нервюры на обшивку, сводится к $\Delta M_{\text{к}i}$, стремящемуся повернуть вокруг ЦЖ данное *i*-е сечение относительно соседних. Отсюда эта нагрузка вызывает общую деформацию *закручивания крыла*.

Накапливаясь от конца крыла к корню, крутящий момент в бортовом сечении крыла $M_{\text{к.б}}$ станет равным $\sum_i \Delta M_{\text{к}i}$ (рис. 2.29). Этот момент должен быть уравновешен в бортовом сечении крыла парой сил $R_{\text{к}}$ на плече $B(R_{\text{к}} = M_{\text{к.б}}/B)$.

Обшивка крыла от действия $M_{\text{к}}$ *работает на сдвиг*, как и стенка лонжерона. Чтобы показать это, достаточно взять элементарную полоску обшивки, как это делалось со стенкой лонжерона, и рассмотреть условия ее равновесия. Таким

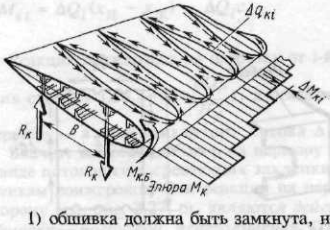


Рис. 2.29. Схема нагружения крыла кручением

образом, общая деформация кручения крыла складывается из элементарных деформаций сдвига обшивки крыла.

Обшивка сдвигом воспринимает крутящий момент $M_к$. Чтобы крутящий момент мог передаваться по обшивке в виде замкнутого потока $q_к$, необходимо соблюдать следующие конструктивные условия:

1) обшивка должна быть замкнута, не иметь разрезов, нарушающих замкнутость контура и передачу касательных усилий по контуру. Вырезы должны быть компенсированы (см. § 2.11);

2) для передачи крутящего момента в бортовом сечении крыла на узлы его крепления к фюзеляжу обшивка должна опираться на усиленную бортовую нервюру, способную трансформировать $M_{к.б}$ в пару сил $R_к$;

3) при действии эксплуатационной нагрузки обшивка не должна терять устойчивости (последнее зависит от толщины обшивки $\delta_{об}$ и расстояний между ее опорами — нервюрами a и стрингерами b);

4) обязательна достаточность толщины обшивки для того, чтобы в полете изменения углов атаки крыла при его закручивании не приводили к недопустимому нарушению устойчивости и управляемости самолета.

Выбор значений $\delta_{об}$, a и b связан с критическими напряжениями в обшивке при сжатии и сдвиге $\sigma_{кр.об}$ и $\tau_{кр.об}$ и должен обеспечивать достаточные (не излишние) прочность и жесткость крыла при минимальных затратах массы. Решение этих вопросов связано с выбором КСС крыла и рассматривается ниже.

Разобрав работу крыла под нагрузкой и выяснив участие в этой работе его основных силовых элементов, рассмотрим теперь более подробно назначение и конструкцию этих элементов.

§ 2.7. НАЗНАЧЕНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

2.7.1. Обшивка образует поверхность крыла, придает ему обтекаемую в соответствии с выбранным профилем форму, непосредственно воспринимает аэродинамическую нагрузку и передает ее на элементы продольного и поперечного наборов крыла, работает на сдвиг от кручения крыла, принимает участие в восприятии изгибающего момента M, работая при этом вместе со стрингерами на растяжение или сжатие.

Отношение массы обшивки к массе крыла равно 0,25...0,4 в зависимости от силовой схемы крыла.

Наиболее простой по конструкции и наиболее распространенной является обшивка из листов дюралюмина, для самолетов с большой сверхзвуковой скоростью — обшивка из стали или титановых сплавов. Из КМ для обшивки начали применять угле- и боропластики. Толщина обшивки $\delta_{об}$ может быть от нескольких десятых миллиметра до 10 мм и более. Листы обшивки соединяют встык (рис. 2.30, *а* и *б*) или внахлестку (рис. 2.30, *в* и *г*) при помощи потайных заклепочных, клеевых или сварных швов. С аэродинамической точки зрения лучше соединение встык. Стыки приходятся обычно на элементы каркаса (см. рис. 2.30, *а* и *б*). В последнее время получили распространение трехслойная обшивка, обшивка вафельного типа и монолитные панели.

Работа обшивки на растяжение, сжатие и сдвиг. В случае растяжения обшивка разрушается при напряжениях $\sigma_{разр} = k\sigma_в$, где $k = 0{,}8...\ 1{,}0$ — коэффициент, учитывающий концентрацию напряжения в местах соединений. Значение k зависит от типа соединения, например, для заклепочного соединения $k \approx 0{,}95$.

При сжатии и сдвиге обшивка теряет устойчивость. Для элемента обшивки — пластины, опирающейся на нервюры и стringеры, — критические напряжения потери устойчивости $\sigma_{кр}$ и $\tau_{кр}$ в пределах упругости определяются из выражений:

при сжатии $\sigma_{кр.об} = k_\sigma \sigma_0$;

при сдвиге $\tau_{кр.об} = k_\tau \sigma_0$;

$$\sigma_0 = \frac{0{,}9E}{(b/\delta)^2}, \qquad (2.22)$$

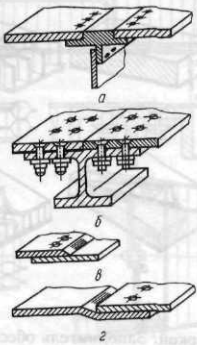


Рис. 2.30. Типовые соединения обшивки

где k_σ и k_τ — коэффициенты, зависящие от условий закрепления пластинки и соотношения ее сторон a/b (рис. 2.31). При шарнирном опирании сжатой пластинки по четырем граням с $a/b \geq 1$ коэффициент $k_\sigma = 4$, а при сдвиге $k_\tau = 5{,}6 + 3{,}8\ (b/a)^2$. При защемлении (двухрядный заклепочный шов, закрытые стringеры) значения k_σ и k_τ примерно в 1,7 раза больше [17]. После потери устойчивости при сжатии обшивка вблизи стringеров работает достаточно эффективно. В приближенных расчетах считают, что обшивка работает не всей своей шириной b, а только ее частью, равной $2c$ (рис. 2.32). При этом $\varphi_{об} = 2c/b = \sqrt{\sigma_{кр.об}/\sigma_{стр}}$ называется редукционным коэффициентом обшивки; $\sigma_{стр}$ — напряжение в стringере.

Панель разрушается при разрушении силового элемента, определяющего ее прочность (стringер — в моноблочном крыле, лонжерон — в лонжеронном). В случае потери устойчивости обшивки при сдвиге образуются наклонные волны. При дальнейшем увеличении нагрузки такая стенка начинает работать на растяжение (рис. 2.33). Для увеличения критических напряжений обшивки уменьшают шаг постановки нервюр a и стringеров b, увеличивают толщину обшивки $\delta_{об}$. Однако это связано с увеличением массы обшивки и крыла в целом.

Обшивка слоистой конструкции состоит из двух тонких металлических листов, связанных между собой *легким* ($\rho = 30...100$ кг/м^3) заполнителем пористой (рис. 2.34, *а*) или сотовой (рис. 2.34, *б*) конструкции.



Рис. 2.31. Схема нагружения элементов обшивки сжатием и сдвигом

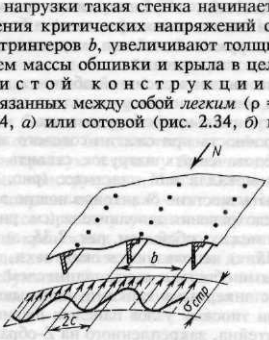


Рис. 2.32. Работа панели на осевые сжимающие силы. Распределение напряжений в элементах панели

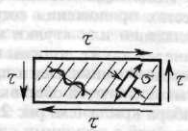


Рис. 2.33. Работа элемента панели на сдвиг

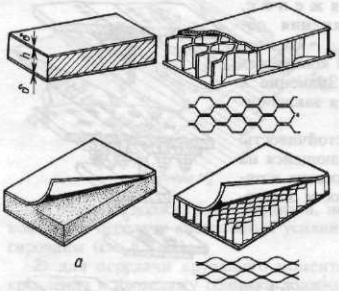


Рис. 2.34. Трехслойная обшивка

При условии одинаковых прочности и жесткости панель с заполнителем пористой структуры (пенопласт, бальза, пробка и др.) обладает большей массой, чем с сотовым заполнителем.

Соты изготавливают из текстолита, стеклотекстолита или металлической фольги из алюминиевых или стальных сплавов с толщиной стенок $\delta_{ст} = 0{,}03...0{,}1$ мм. В поперечном сечении это чаще всего шестигранники с размерами сторон 3...6 мм (см. рис. 2.34, *б*). С внешними листами заполнитель склеивают или скрепляют пайкой или точечной сваркой. Заполнитель обеспечивает совместную работу внешних слоев.

При нагружении панели силой, перпендикулярной к ее плоскости, стенки сот воспринимают поперечную силу Q, а несущие слои — растягивающие (сжимающие) усилия. Поэтому трехслойную панель (см. рис. 2.34) иногда сравнивают с конструкцией двухпоясной балки, только заполнитель удерживает несущие слои на заданном расстоянии h и подкрепляет несущие слои по внутренней поверхности. Панель получается очень жесткой. Распределенный по длине панели момент инерции такой панели $J \approx 2\delta[(h/2) + 0{,}5\delta]^2$ (см. рис. 2.34, *а*) может на один-два порядка превышать момент инерции $J = 2/3\delta^3$ обычной обшивки толщиной 2δ.

Такая обшивка имеет высокие значения критических напряжений $\sigma_{кр}$ и $\tau_{кр}$. (Действие заполнителя увеличивает местную устойчивость несущих слоев по сравнению с их изолированным состоянием. Заполнитель, работая на сдвиг, обеспечивает совместную работу всех элементов слоистой обшивки.) Это позволяет уменьшать $\delta_{об}$ и снижать массу обшивки, увеличивать шаг нервюр *а* и стрингеров *b*, что также будет способствовать снижению массы крыла. При этом получаются хорошая поверхность крыла (нет заклепочных швов) и большая жесткость, хорошие тепло-, звуко- и виброизолирующие свойства, хорошая сопротивляемость распространению трещин и других повреждений.

Однако технология изготовления слоистой обшивки все еще сложна, особенно в части контроля качества соединения несущих слоев с заполнителем. Кроме того, ремонт обшивки требует специального оборудования.

Небольшая местная прочность при сжатии сотового заполнителя заставляет в местах приложения сосредоточенных нагрузок ставить в обшивке специальные вкладыши или втулки из металла или пластмасс (рис. 2.35, *д*, *е*, *ж*), на краях панелей также должны быть жесткие окантовывающие элементы для восприятия сосредоточенных сил и предохранения заполнителя (см. рис. 2.35, *а*, *б*, *г*). В местах стыков слоистой обшивки между собой (см. рис. 2.35, *в*) и с элементами силового набора крыла (см. рис 2.35, *г*) используются окантовки, соединяемые пайкой или склейкой с несущими слоями обшивки и с заполнителем. Для соединений используются болты или винты с анкерными гайками, вкладыши, втулки (см. рис. 2.35, *д*, *е*, *ж*, *и*, *к*). Конструкции типовых узлов панелей: шарнирный узел с использованием специального кронштейна, закрепленного на Z-образной законцовке панели, и накладки (см. рис. 2.35, *з*); стык хвостовой части рулевой поверхности с сотовым заполнителем со средней частью (см. рис. 2.35, *и*, *к*) [16].

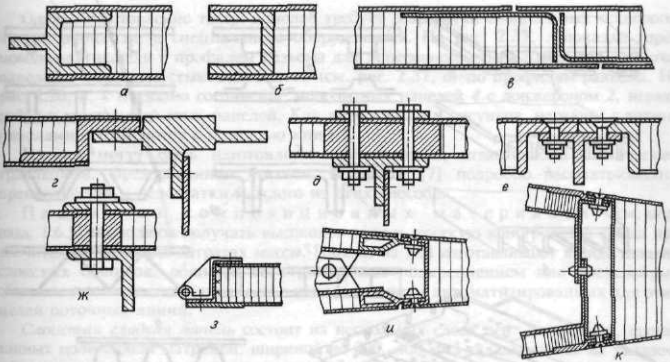


Рис. 2.35. Конструктивные варианты заделок кромок и законцовок трехслойной обшивки и конструкции типовых соединений панелей

Разновидностью слоистой обшивки является разнесенная обшивка с заполнителем в виде гофра (рис. 2.36) из того же материала, что и внешние слои, направленного вдоль образующих оболочки и способного воспринимать продольные силы N. Такая конструкция обладает очень высокой жесткостью и выгодна в весовом отношении.

Монолитные панели. Стремление уменьшить число соединяемых деталей и повысить герметичность крыльев, заполняемых топливом, за счет уменьшения числа швов, а также стремление получить гладкое крыло достаточной прочности и жесткости при меньшей массе привели к разработке и внедрению монолитных панелей — конструкций, где обшивка и подкрепляющие ее ребра жесткости образуют единое целое (рис. 2.37, *а*, *б*, *в*). Панели с перекрещивающимися ребрами называют панелями вафельного типа. Панель на рис. 2.37, *б* проще в производстве, но менее жестка и при такой панели сложнее осуществить связь с нервюрами. Крылья с монолитными панелями, имеющими, как правило, большую толщину обшивки, обладают повышенной жесткостью на кручение (что важно для борьбы с такими явлениями, как реверс элеронов, дивергенция и флаттер, см. гл. 10), обеспечивают более гладкую поверхность крыла и возможность получения панели переменного сечения (в соответствии с действующими нагрузками). Это позволяет получать равнопрочную и потому *более выгодную в весовом отношении* перед сборно-клепаными конструкцию. Масса панели тем меньше, чем меньше $\delta_{ср}(\delta_{ср} = F/B$, где B — ширина панели; F — площадь сечения).

Чтобы выиграть в массе крыла, улучшить качество его внешней поверхности путем уменьшения числа крепежных деталей и сократить объем сборочно-клепальных работ, стараются делать панели как можно длиннее (меньше нагруженных поперечных швов, требующих больших затрат массы).

Однако изготовление таких панелей требует сложного и

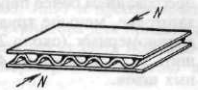


Рис. 2.36. Трехслойная обшивка с гофрированным заполнителем

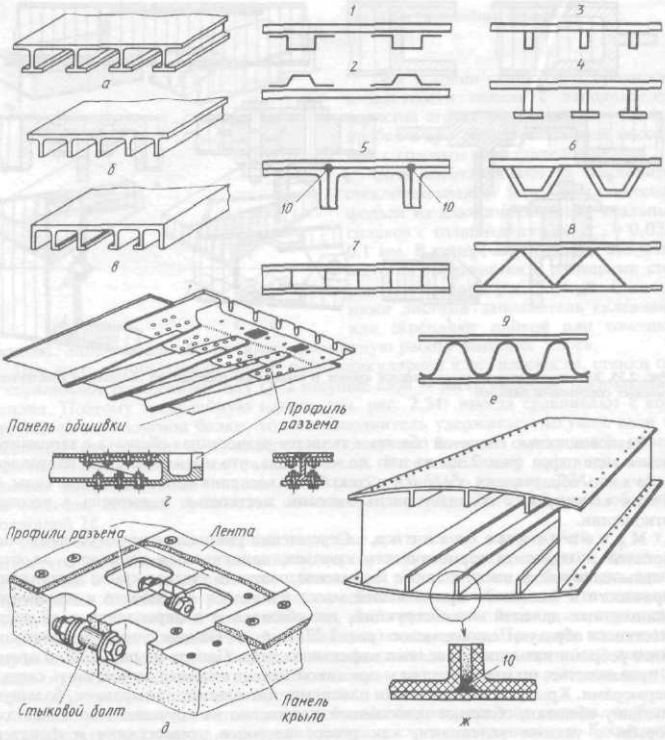


Рис. 2.37. Типовые сечения монолитных панелей (*а, б, в*). Монолитная панель с профилем разъема (*г, д*). Панели из КМ (*е, ж*)

дорогостоящего оборудования, оно трудоемко, связано с большими отходами материала (особенно при фрезерованных панелях) и с большей опасностью (чем в расчлененных конструкциях) распространения усталостных трещин (их здесь труднее локализовать). Изготовление длинномерных (более 20 м) панелей прессованием более перспективно (меньше отходов при минимальном припуске на заготовке, меньше трудозатраты на механическую обработку и др.). Применение длинномерных (около 28 м) панелей в крыле самолета Ан-124 позволило уменьшить $m_{пл}$ самолета на 4100 кг прежде всего за счет сокращения числа поперечных швов.

Однако изготовление таких панелей требует разработки специальных технологических процессов и специального оборудования. На рис. 2.37, *г* показан торец монолитной панели с профилем разъема для поперечного стыка панелей и сам стык панелей с помощью стыковых болтов (см. рис. 2.37, *д*) по профилям разъема. На рис. 2.26, *и*, *к* показано соединение монолитных панелей *4* с лонжероном *2*, нервюрой *7* и продольный стык панелей. Как видно из этих рисунков, нервюры с такими панелями соединяются с помощью книц *5*.

Панели могут быть изготовлены прессованием, штамповкой, химическим травлением, фрезерованием, литьем. В работе [7] подробно рассматриваются преимущества и недостатки каждого из этих способов.

Панели из композиционных материалов (см. подразд. 1.6.5) позволяют получать высокопрочную и жесткую конструкцию крыла при значительно меньших затратах массы. Панели из КМ изготавливают в виде гладких слоистых обшивок, обшивок со стрингерным подкреплением или трехслойных обшивок с сотовым заполнителем с использованием автоматизированных для этих целей поточных линий.

Слоистая гладкая панель состоит из нескольких слоев лент из волокон, пропитанных полимерной матрицей, шириной до 300...400 мм, укладываемых на укладочную машину поочередно с ориентацией: на хорде (90°), под углами к хорде (±45°) и перпендикулярно к хорде (0°). Уложенные таким образом слои обшивки обеспечивают наивысшие прочностные характеристики панели [22]. Далее панель предварительно обжимается и в неотвержденном состоянии обрезается по контуру. После этого панель помещается в пресс-форму, вакуумируется и отверждается в автоклаве.

Панель со стрингерным подкреплением изготавливается из предварительно отформованных обшивки и стрингеров с последующим их отверждением, в процессе которого обшивка соединяется (склеивается) со стрингерами.

Процесс изготовления *трехслойной панели с заполнителем* включает в себя операции предварительного формирования обеих обшивок, изготовления в размер обшивок заполнителя, сборки всех этих элементов для склеивания — отверждения с базированием на наружную обшивку в специальной форме, вакуумирования и отверждения.

На рис. 2.37, *е* показаны виды панелей со стрингерами (*1*, *2*, *6*), оребренные панели (*3*, *4*, *5*), в том числе и с силовыми вставками *10* между слоями, трехслойные панели (с сотовым заполнителем *7* и гофром *8*, *9*). На рис. 2.37, *ж* приведена конструкция кессона с оребренными панелями и показано сечение по обшивке с ребром и с силовой вставкой *10*.

2.7.2. Стрингеры — продольные элементы, подкрепляющие обшивку. Они нагружаются осевыми усилиями от изгибающего момента крыла и поперечными силами от местной воздушной нагрузки. При этом определяющими прочность стрингера являются продольные усилия, действующие в нем при восприятии изгибающего момента крыла. Величина этих усилий зависит от КСС крыла и определяет форму и потребную площадь поперечного сечения стрингера. Отношение массы стрингеров к массе крыла составляет от 0,04...0,08 в лонжеронных крыльях и до 0,25...0,30 — в кессонных крыльях.

По форме сечения стрингеры бывают открытого и закрытого П-образного сечения, по способу изготовления — гнутые (рис. 2.38, *а*, поз. *1*...*7*) и прессованные (рис. 2.38, *б*, поз. *8*...*17*). На рис. 2.38, *в* показаны формы стрингера для придания жесткости задней кромке крыла. Приведенные здесь профили могут быть использованы не только в стрингерах, но и в качестве поясов нервюр (шпангоутов) и лонжеронов, а также — подкрепляющих стоек.

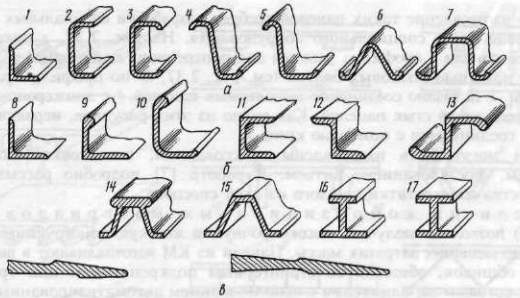


Рис. 2.38. Типовые профили стрингеров

Гнутые профили изготовляют из листового материала. Открытые профили податливы, хорошо прилегают к обшивке, поверхность крыла получается гладкой, легко крепятся к обшивке и к другим элементам каркаса. Гнутые закрытые профили (см. рис. 2.38, поз. *6*, *7*) повышают $\sigma_{кр}$ сжатия профиля и обшивки (растет значение k_σ [см. выражение (2.22)], так как меняются условия опирания обшивки — шарнирное на защемленное), но их трудно крепить к другим элементам конструкции, а двухрядный заклепочный шов портит поверхность крыла.

Прессованные профили имеют обычно более толстую стенку, чем гнутые, и при прочих равных условиях критические напряжения $\sigma_{кр}$ сжатия у них выше, но их труднее крепить к обшивке (особенно с большой кривизной). Такие профили лучше применять в сильно нагруженных панелях крыла, оперения и фюзеляжа.

Для повышения $\sigma_{кр}$ сжатия профилей открытого сечения на их лапках со свободным краем выполняют утолщения — бульбы (см. рис. 2.38, поз. *9*, *10*, *13*) или на концах лапок делают отгибы (см. рис. 2.38, поз. *3*...*7*). Обычно значение $\sigma_{кр}$ стрингера, скрепленного с обшивкой, выше значения $\sigma_{кр}$ изолированного стрингера — обшивка мешает стрингеру закручиваться и ориентирует плоскость выпучивания стрингера по нормали к своей поверхности.

При растяжении $\sigma_{раст.стр} = (0{,}8...1{,}0)\sigma_в$; при сжатии $\sigma_{кр} = k_\sigma\sigma_0$; $\sigma_0 = 0{,}9E(\delta/b)^2$, где b — ширина; δ — толщина стенки стрингера.

В случае сжатия стрингер разрушается при потере устойчивости (выпучивание стенки — местная потеря устойчивости, искривление оси — общая потеря устойчивости стрингером).

По размаху крыла к его концу для обеспечения равнопрочности конструкции площади поперечных сечений стрингеров (или число стрингеров) уменьшают, переходя на другой сортамент, или фрезерованием.

2.7.3. Лонжероны — продольные балки, состоящие из стенок *1* и поясов *2* (рис. 2.39, *а*, *б*). Пояса воспринимают изгибающий момент M крыла, работая на растяжение и сжатие, стенки, подкрепленные стойками *3*, воспринимают поперечную силу Q и могут участвовать в восприятии крутящего момента $M_к$, замыкая контур крыла и работая в обоих этих случаях на сдвиг. Часть поперечной силы может уравновешиваться вертикальными проекциями осевых сил S (см. рис. 2.38, *г*), если пояса лонжеронов (панели кессона) не параллельны и сходятся под углом γ. В этом

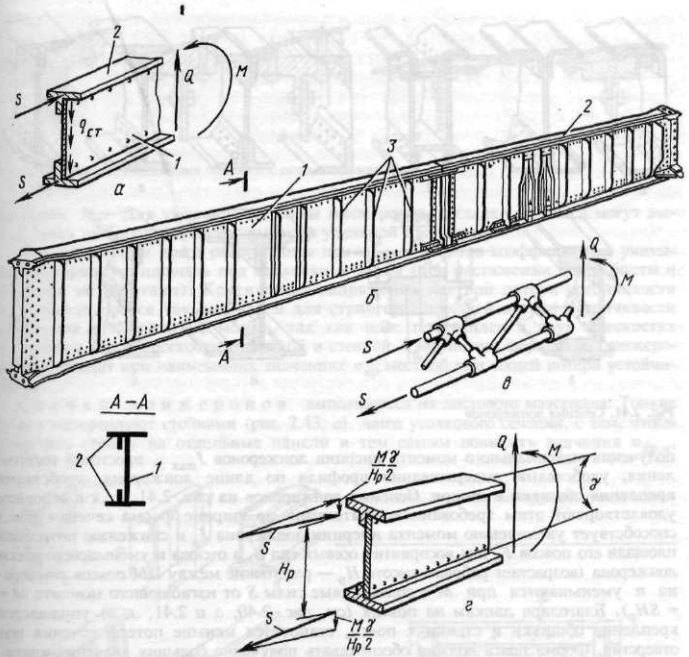


Рис. 2.39. Лонжероны балочной и ферменной конструкций. Уравновешивание поперечной силы Q и изгибающего момента M в сечениях лонжерона

случае сила Q_j в стенке j-го лонжерона будет меньше на величину $\frac{M_j}{H_{pj}}\gamma$. Отношение массы лонжеронов к массе крыла составляет от 0,07...0,11 в кессонных крыльях и до 0,23...0,28 в лонжеронных [27]. В зависимости от конструкции стенки различают лонжероны *балочного* (см. рис. 2.39, *а*) и *ферменного* (см. рис. 2.39, *в*) типов.

Лонжероны балочного типа выполняют в виде составных (рис. 2.40, *а*, *б*) или монолитных конструкций (рис. 2.40, *в*).

Пояса лонжеронов изготавливают из высокопрочных сталей или алюминиевых сплавов, чаще применяются открытые толстостенные прессованные профили (см. рис. 2.40, *б*). При выборе формы сечения пояса руководствуются задачей



Рис. 2.40. Конструкция составного (*а*, *б*) и монолитного (*в*) лонжеронов

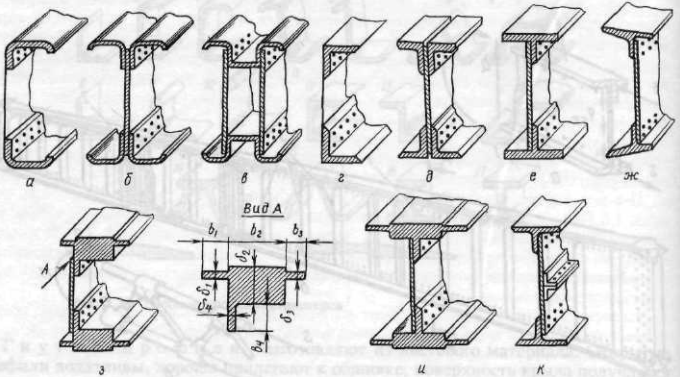


Рис. 2.41. Сечения лонжеронов

получения максимального момента инерции лонжеронов $J_{\max л}$, простотой изготовления, удобствами выдерживания профиля по длине лонжерона, удобствами крепления обшивки и стенок. Сечения лонжеронов на рис. 2.41, *а...к* в основном удовлетворяют этим требованиям. Вытянутая по ширине форма сечения пояса способствует увеличению момента инерции лонжерона $J_л$ и снижению потребной площади его поясов $F_п$ для восприятия осевых сил S, а отсюда и уменьшению массы лонжерона (возрастает рабочая высота $H_р$ — расстояние между ЦМ поясов лонжерона и уменьшаются при $M = \text{const}$ осевые силы S от изгибающего момента $M = SH_р$). Благодаря лапкам на поясах (см. рис. 2.40, *а* и 2.41, *з*, *и*) упрощается крепление обшивки и стенки к поясу, становятся меньше потери сечения под отверстия. Форма пояса должна обеспечивать получение больших значений критических напряжений $\sigma_{кр}$, а они определяются значениями $\sigma_{кр}$ лапок, зависящими от соотношений их длин и толщин, т.е. от (b/δ); (см. вид *А* на рис. 2.41). Для выдерживания профиля крыла малкуются профили поясов (рис. 2.42, *а*, *б*), на их лапки или на пояса ставятся дополнительные накладки (рис. 2.42, *в*, *г*, *д*). В корневой части крыла лонжероны заканчиваются моментными узлами (см. § 2.10) для крепления крыла и передачи на силовые шпангоуты фюзеляжа Q, M и $M_к$.

В целях экономии массы лонжеронов стараются максимально разнести по высоте их пояса, увеличивая при этом значение $H_р$ (см. рис. 2.42, *а*, *б*). Однако малковку поясов технологически очень сложно выполнить. На малонагруженных концах крыла сечение лонжерона из двутаврового профиля может быть заменено на швеллерное, отштампованное из листового материала, для уменьшения массы лонжеронов. Площади их сечений к концу крыла уменьшают, применяя разные сортаменты профилей. Если между поясами лонжеронов и обшивкой устанавливаются накладки (см. рис. 2.42, *в*, *д*), то уменьшение площадей таких составных поясов к концам крыла может достигаться уменьшением площади сечения накладок (не трогая сами пояса), что значительно проще. На рис. 2.42, *г* показан пояс лонжерона с выравнивающей накладкой, но при таком решении уменьшается

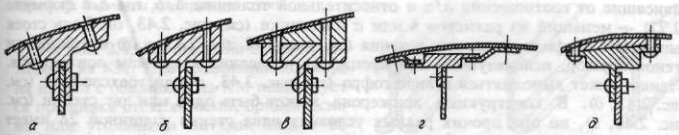


Рис. 2.42. Типовые соединения обшивки с поясом лонжерона

значение $H_р$. Для уменьшения массы лонжеронов накладки на пояса могут выполняться из бронепластиков с высокой удельной прочностью.

При растяжении пояса разрушаются при $\sigma_{разр} = k\sigma_в$, где коэффициент k учитывает потерянную площадь под заклепки и болты (при растяжении пояса болты и заклепки не работают). Критические напряжения местной потери устойчивости $\sigma_{кр.м}$ определяются так же, как и для стрингера, а общей потери устойчивости лонжерона произойти не может, так как пояс подкреплен в двух плоскостях жесткими в своей плоскости обшивкой и стенкой. Разрушение ферменных лонжеронов происходит при наименьших значениях $\sigma_{кр}$ местной или общей потери устойчивости.

Стенки лонжеронов выполняются из листового материала. Тонкие стенки подкрепляют стойками (рис. 2.43, *а*), чаще уголкового сечения, с тем, чтобы разделить стенку на отдельные панели и тем самым повысить значения $\sigma_{кр.м}$,

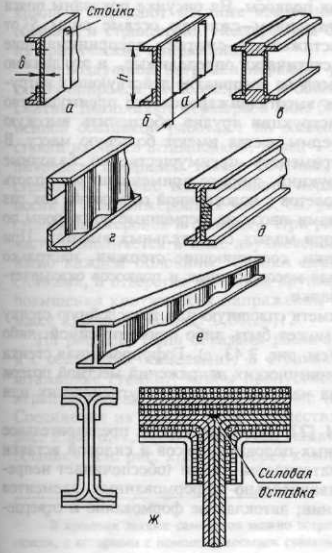


Рис. 2.43. Варианты конструкции стенок лонжеронов

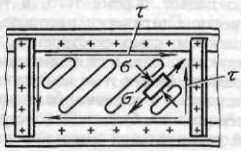


Рис. 2.44. Работа стенки лонжерона на сдвиг

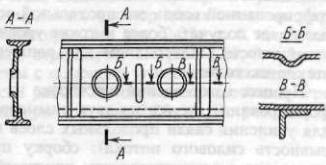


Рис. 2.45. Конструкция стенки лонжерона

зависящие от соотношения h/a и относительной толщины δ/b, где b в формуле (2.22) — меньший из размеров h или a пластинки (см. рис. 2.43, *б*). Роль стоек выполняют профили уголкового сечения (см. рис. 2.28, *б* и 2.43, *а*, *б*) и отбортовки стенок нервюр, используемые для крепления последних к стенкам лонжеронов. Стенка может выполняться в виде гофра (см. рис. 2.43, *г*) или трехслойной (см. рис. 2.43, *д*). В конструкции лонжерона может быть одна или две стенки (см. рис. 2.43, *в*), но при прочих равных условиях одна стенка толщиной 2δ имеет значение $\sigma_{кр}$ в четыре раза больше, чем при двух разнесенных стенках, каждая из которых толщиной δ [см. формулу (2.22)]. Отсюда последние проигрывают по массе. Однако две стенки обеспечивают большую живучесть (если каждая из них обеспечивает восприятие приходящейся на стенку лонжерона нагрузки) и, кроме того, разнесенные стенки создают лонжерону жесткость на кручение, образуя с поясами замкнутый контур, что может быть использовано в лонжеронах рулей, управляемого стабилизатора, подкосной балки.

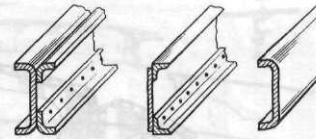
Работа стенки на сдвиг показана на рис. 2.33 и 2.44. Как уже отмечалось, при потере устойчивости стенка работает далее на нормальные напряжения σ. Чтобы не допускать потери устойчивости стенкой, в ней, кроме подкрепляющих ее стоек, делают зиги (сечение *Б — Б*, рис. 2.45). Если в стенке есть отверстия для прокладки различных коммуникационных линий, проводки управления и т.д., а также для обеспечения подходов при клепке, эти отверстия отбортовывают (сечение *А — А*, рис. 2.45), в результате чего повышается жесткость стенки и снижается концентрация напряжений.

Ферменные лонжероны (см. рис. 2.39, *в*). Чаще всего они представляют собой сварную или клепаную конструкцию, основными элементами которой являются трубы и соединяющие их подкосы. На рисунке показаны пояса трубчатой фермы, воспринимающие растяжением—сжатием осевые силы S от изгибающего момента M, и подкосы, растяжением—сжатием воспринимающие поперечную силу Q. Фермы, как правило, статически определимые, и это должно было бы обеспечивать меньшие затраты массы на восприятие действующих нагрузок. Однако с уменьшением строительных высот лонжеронов это преимущество быстро падает. Кроме того, в такой конструкции трудно обеспечить высокую живучесть. Статически неопределимые фермы всегда имеют большую массу. В современном самолетостроении стали применять преимущественно балочные конструкции. Отказ от ферменных конструкций, широко применявшихся вплоть до середины 1940-х гг. в конструкциях самолетов с полотнянной обшивкой, как раз и определился в основном большими затратами массы на ферменные лонжероны по сравнению с их балочной конструкцией при малых строительных высотах. При малой строительной высоте фермы косынки, соединяющие стержни, настолько близко подходят друг к другу, что суммарная масса косынок и подкосов оказывается больше массы заменяющей их стенки балки.

Лонжероны из КМ могут иметь сплошную или трехслойную стенку и сплошные или слоистые пояса. Стенка может быть либо прямолинейной, либо гофрированной вдоль его продольной оси (см. рис. 2.43, *е*). Гофрированная стенка позволяет получать более высокие уровни критических напряжений местной потери устойчивости. Материалом для лонжерона чаще всего служит углепластик или стеклотекстолит.

Процесс изготовления лонжерона из КМ [22] включает в себя: предварительное формирование стенки из двух симметричных половин, поясов и силовой вставки для усиления связи продольных слоев с материалом стенки (обеспечивает непрерывность силового потока); сборку предварительно отформованных элементов лонжерона в ограничительном приспособлении; автоклавное формование и отверждение.

Рис. 2.46. Варианты конструкции стенок



На рис. 2.43, *ж* показано сечение лонжерона из КМ. При соединении лонжерона из КМ с обшивкой из КМ используется прошивка стеклянными, органическими или угольными нитями; может использоваться постановка титановых иголок в месте перехода от полки к стенке в зоне закругления, а иногда и то и другое вместе. Эффективны продольные силовые вставки, подобные показанным на рис. 2.43, *ж*.

2.7.4. Продольные стенки входят в КСС крыла, замыкая в его поперечных сечениях контуры крыла на кручение и работая при этом на сдвиг от $M_к$, а также воспринимая и передавая на узлы крепления (для стенки — шарнирные) приходящуюся на долю стенки поперечную силу Q, работая при этом на сдвиг от Q. Продольные стенки отделяют отсеки крыла от передней и задней механизации. По конструкции продольные стенки аналогичны лонжеронам крыла, но имеют очень слабые пояса. Стенки, как правило, без облегчающих отверстий. Для повышения критических напряжений стенки подкрепляются стойками. К концу крыла площадь поперечного сечения стенки и ее поясов убывает. Наиболее распространенные конструктивные варианты и сечения продольных стенок показаны на рис. 2.46.

2.7.5. Нервюры по своему назначению и конструкции разделяются на нормальные и усиленные.

Нормальные нервюры обеспечивают заданную форму профиля крыла и передают местные воздушные нагрузки на лонжероны и обшивку (от обшивки и стрингеров). Поддерживая обшивку и стрингеры, нервюры увеличивают их критические напряжения.

От воздушной нагрузки нервюры работают на изгиб в своей плоскости и на сдвиг, опираясь на лонжероны и обшивку; при деформациях изгиба крыла — на сжатие. Выполняют нервюры в виде балок (рис. 2.47), при этом пояса с присоединенной обшивкой работают на осевые силы, стенки — на сдвиг. Изготовляются стенки из листа штамповкой, пояса — иногда отбортовкой стенок, чаще — приклепыванием профилей такого сечения, чтобы было удобнее крепить обшивку и стрингеры, проще изготавливать нервюру. Отдельные части нервюры (хвостик, носик и межлонжеронная часть, см. рис. 2.47, *а*, *б*) стыкуются между собой через стенки лонжеронов и обшивку. При разъеме нервюр вдоль плоскости хорд каждая часть выполняется в виде двухпоясной балки (рис. 2.48), обеспечивая работу на изгиб каждой половины. Стенки нервюр при их большой высоте подкрепляют стойками, а отверстия в стенках круглого или овального сечения отбортовывают для повышения критических напряжений $\tau_{кр}$ стенки*. Масса нервюр по отношению к массе крыла составляет 0,08...0,12.

На рис. 2.26 были показаны различные виды соединений нервюр со стрингерами и с обшивкой (панелями). В стенках нормальных нервюр делают вырезы (при штамповке стенки), чтобы пропустить стрингеры (см. рис. 2.26, *а*, *б*, *в*, *г*), или нервюра вообще располагается ниже (выше) стрингеров (см. рис. 2.26, *д*, *е*, *ж*, *з*). Соединение их между собой осуществляется с помощью уголковых накладок (см. рис. 2.26, *а*, *г*, *д*, *з*), отогнутой лапки (см. рис. 2.26, *б*), непосредственно через обшивку (см. рис. 2.26, *в*), через компенсаторы (см. рис. 2.26, *е*). На рис. 2.26, *ж*

*В крыльях легких самолетов можно встретить нервюры ферменной конструкции, состоящие из поясов, с которыми с помощью косынок связаны стержни фермы.

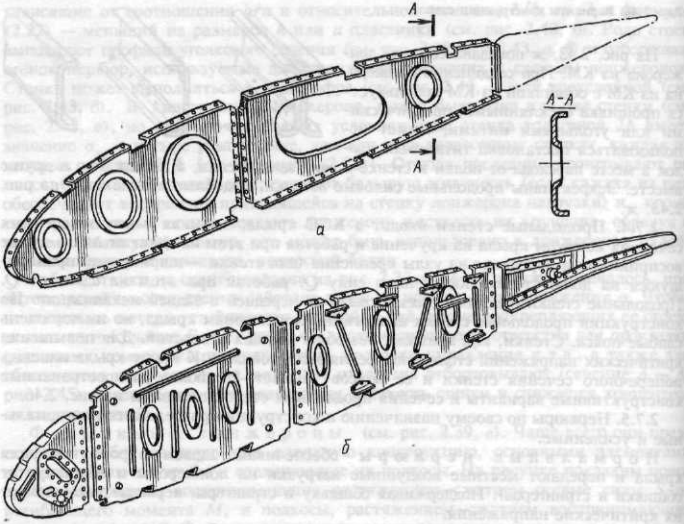


Рис. 2.47. Варианты конструкции нервюры

показано крепление пояса нервюры, находящейся ниже стрингера, к нижней полке Z-образного стрингера и верхней полки стрингера — к обшивке.

Выбор того или иного способа соединения между собой нервюр, стрингеров и обшивки определяется КСС крыла и технологией производства (сборки) крыла. В кессонных (моноблочных) КСС с толстой обшивкой, подкрепленной мощными обычно П-, Z-, Т-образными стрингерами, передающими осевые силы от изгиба крыла, наиболее характерно крепление, показанное на рис. 2.26, *д*, *з* с помощью уголковых накладок. Возможно непосредственное (без уголковых накладок) соединение нервюра — стрингер — обшивка (см. рис. 2.26, *в*) или через компенсаторы *1* (см. рис. 2.26, *е*). В лонжеронах КСС с тонкой обшивкой и слабыми стрингерами, где обшивка крепится к собранному каркасу крыла, наиболее характерно соединение нервюр со стрингерами, показанное на рис. 2.26, *а* и *б*. При использовании монолитных панелей *4* (см. рис. 2.26, *и*, *к*) стенка нервюры *7* соединяется с панелями при помощи книц *5*, а пояс нервюры *6* приклепывается к стенке нервюры ниже прорезей под ребра *3* панелей. На рис. 2.26, *и* показано крепление стенки нервюры *7* со стенкой лонжерона *2*, а на рис. 2.26, *к* — стык *8* монолитных панелей *4*.

На сборку крыла обшивка сейчас поступает чаще всего с уже приклепанными стрингерами. Тогда, приклепывая к такой обшивке пояса нервюр, можно обеспечить связь стрингеров и нервюр непосредственно через обшивку (см. рис. 2.26, *в*).

При сборке крыла с базированием по обшивке применяют разрезанные вдоль плоскости хорд нервюры (см. рис. 2.48). Это позволяет применить панельную сборку крыла, расширить фронт работ, использовать высокопроизводительную

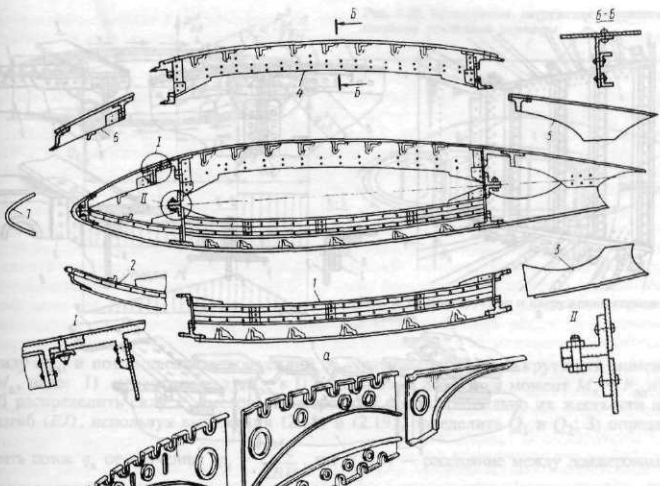


Рис. 2.48. Конструкция нервюры с разъемом вдоль плоскости хорд

прессовую клепку, получить высокое качество обводов крыла. На рис. 2.48, *а* цифрами показан порядок сборки отдельных панелей крыла, где каждая панель — это обшивка, которой в специальном приспособлении уже придана форма, соответствующая теоретическим обводам крыла с приклепанными к ней стрингерами, половинами лонжеронов и нервюр.

Чтобы каждая из частей нервюры могла работать на изгиб и сдвиг, они выполняются в виде двух поясных балок (см. сечение *Б — Б*, рис. 2.48, *а*).

На рис. 2.48, *б* показан еще один вид нервюры с разрезной стенкой. Сборка крыла с такими нервюрами производится в специальном стапеле, где сначала устанавливаются лонжероны крыла и точно отформованная верхняя панель крыла (обшивка, приклепанные к ней стрингеры и верхние половины нервюр), а затем приклепываются нижние половины нервюр и нижняя панель крыла.

Соединение стенки нервюры с помощью уголка со стенкой лонжерона показано на рис. 2.28, *б*. Соединение стенок и поясов нервюр со стенками и поясами лонжеронов представлено на рис. 2.49, *а...г*.

На рис. 2.49: *1* — пояса хвостовой и межлонжеронной частей нервюры; *2* — кницы, соединяющие пояса нервюры *1* с обшивкой *3*; *4* — пояс лонжерона; *5* — стенка лонжерона; *6* — уголки, соединяющие стенки нервюры и лонжерона; *7* — стенка нервюры; *8* — накладки (фитинги), соединяющие пояса нервюры с поясом лонжерона.

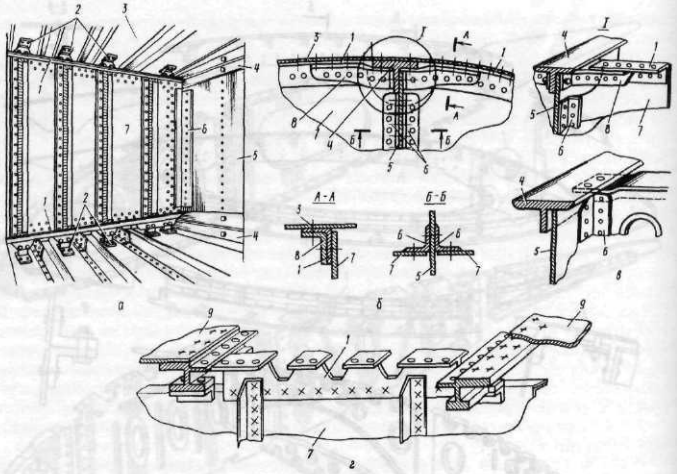


Рис. 2.49. Варианты конструкции стыковых соединений поясов и стенки нервюры с поясами и стенками лонжерона и панелями крыла

Непосредственное соединение поясов и стенки нервюры с поясами и стенкой лонжерона показано на рис. 2.49, *в*, на рис. 2.49, *г* показана верхняя часть нервюры и ее связи с панелями крыла *9*.

Поясные нервюры (без стенок) устанавливают на участках крыла, занятых топливными баками, нишей под шасси и т.п. Для увеличения жесткости такие нервюры обычно делают из закрытых П-образных профилей, иногда соединяя их стойками, препятствующими действию сил, отрывающих верхнюю половину крыла от нижней.

Усиленные нервюры служат для восприятия сосредоточенных сил и моментов от агрегатов, крепящихся к крылу (стоек шасси, двигателей, узлов навески элеронов и других подвижных частей крыла), и передачи их на лонжероны и обшивку, а также для перераспределения сил между панелями и стенками у мест перелома осей продольного набора, для трансформации $M_к$ в пару сил в местах разъема крыла и на границах больших вырезов. Усиленные нервюры одновременно выполняют и функции нормальных нервюр.

У усиленных нервюр большие площади поперечных сечений, пояса из прессованных профилей, стенки глухие, подкрепленные стойками. Стрингеры на таких нервюрах перестыковываются, не перерезая пояса нервюр. Иногда такие нервюры делают из поковок, используют и ферменные конструкции.

На рис. 2.50 показано уравновешивание и эпюры поперечных сил и моментов для усиленной нервюры, нагруженной силой $P_{эл}$ (реакцией в узле навески элерона). Чтобы определить силы в стенках лонжеронов (Q_1 и Q_2), уравновешивающие

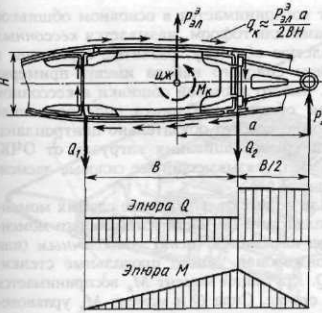


Рис. 2.50. Конструкция, нагружение и уравновешивание усиленной нервюры

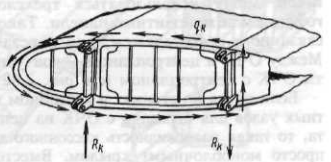


Рис. 2.51. Конструкция и нагружение корневой нервюры

силу $P_{эл}$, и поток касательных усилий $q_к$, уравновешивающий крутящий момент $M_к$, надо: 1) перенести силу $P_{эл}$ в ЦЖ (при этом добавится момент $M_к = P_{эл}a$); 2) распределить силу $P_{эл}$ между лонжеронами пропорционально их жесткости на изгиб (EJ), используя выражения (2.18) и (2.19), определить Q_1 и Q_2; 3) определить поток $q_к$ от кручения: $q_к = \dfrac{M_к}{2BH}$, где B и H — расстояние между лонжеронами и их высота.

Бортовая нервюра прямого крыла служит для трансформации крутящего момента $M_к$ из потока касательных усилий по замкнутому контуру крыла в пару сил в узлах его крепления (рис. 2.51).

§ 2.8. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ КРЫЛЬЕВ

Совокупность элементов, служащих для восприятия сил и моментов, действующих в сечениях крыла, составляют *основную силовую схему крыла.* Другие элементы крыла, служащие для передачи местной нагрузки на элементы основной силовой схемы, дополняют ее и образуют вместе с ней полную силовую схему крыла, или просто *силовую схему крыла.*

Изгибающий момент M является основным силовым фактором в поперечных сечениях крыла (на его восприятие затрачивается наибольшая масса — до 50 % общей массы крыла). В зависимости *от степени участия* обшивки, стрингеров и поясов лонжеронов в восприятии изгибающего момента крылья подразделяются на лонжеронные и кессонные (моноблочные).

Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном поясами лонжеронов, называется *лонжеронным.* Здесь сравнительно слабые стрингеры и тонкая обшивка. Поперечная сила воспринимается стенками лонжеронов, крутящий момент — замкнутым контуром обшивки и стенкой заднего лонжерона (задней стенки). Сила Q и моменты M и $M_к$, действующие в сечениях отъемной части крыла (ОЧК), уравновешиваются у корня крыла на узлах крепления ОЧК к усиленным шпангоутам фюзеляжа (см. подразд. 2.10.1) или к лонжеронам, проходящим через фюзеляж и связанным с силовыми шпангоутами.

Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном обшивкой совместно с подкрепляющими ее стрингерами или гофром, называется *кессонным (моноблочным)*. Такие крылья имеют толстую обшивку, развитые стрингеры и слабые лонжероны (стенки). Все элементы силового набора имеют примерно одинаковые критические напряжения $\sigma_{кр}$. Вместо листовой обшивки в кессонном крыле могут использоваться трехслойная обшивка, обшивка, подкрепленная гофром, или монолитные панели. Такое крыло требует обязательно центроплана, связанного с фюзеляжем, для передачи и уравновешивания нагрузок от ОЧК. Между ОЧК и центропланом — контурный узел, связывающий все силовые элементы ОЧК с центропланом (см. рис. 2.62 и рис. 2.64).

Если пояса на стенках в кессонном крыле не имеют пусть даже слабых моментных узлов для передачи с ОЧК на центроплан хотя бы части изгибающего момента, то такая разновидность кессонного крыла называется *чисто моноблочным* (или просто моноблочным) крылом. Вместо лонжеронов у него продольные стенки, работающие на сдвиг от поперечной силы Q. Крутящий момент $M_к$ воспринимается контуром обшивки, замыкаемым на задней стенке. Сила Q и момент $M_к$ уравновешиваются на узлах крепления центроплана к силовым шпангоутам фюзеляжа. Изгибающие моменты M с панелей обеих ОЧК самоуравновешиваются на центроплане (см. подразд. 2.10.2). Однако в весовом отношении чисто моноблочные крылья не выгодны, и они встречаются крайне редко.

Лучше иметь вместо продольных стенок лонжероны, пусть даже с относительно слабыми поясами и моментными узлами, но снимающими часть изгибающего момента с панелей. Небольшие дополнительные затраты массы на превращение стенок в лонжероны перекрываются уменьшением потребных площадей сечений панелей крыла и отсюда — уменьшением их массы. Такие крылья, занимающие как бы промежуточное положение между лонжеронными и чисто моноблочными, получили широкое распространение и называются *кессонными*.

2.8.1. Лонжеронные крылья (одно-, двух- и многолонжеронные). В таких крыльях стараются расположить лонжероны так, чтобы лучше использовать строительную высоту профиля крыла и получить достаточную базу для крепления крыла к фюзеляжу, учитывая при этом удобства крепления и размещения на крыле и внутри него шасси, двигателей, топливных баков и других грузов, а также подвижных частей крыла (элеронов, закрылков, предкрылков и интерцепторов).

В однолонжеронном крыле (на рис. 2.52 показан один из вариантов такого крыла при виде сверху (*а*) и снизу (*б*)) лонжерон размещен в месте наибольшей строительной высоты профиля, что обеспечивает получение минимальной массы крыла. Мощный моментный узел *1* на лонжероне *3* у корня крыла служит для передачи изгибающего момента M и поперечной силы Q на моментный узел усиленного шпангоута фюзеляжа. Для образования замкнутого контура, обеспечивающего жесткость на кручение, в однолонжеронном крыле предусматривают одну или две стенки (в крыле на рис. 2.52 — две стенки) с шарнирными узлами

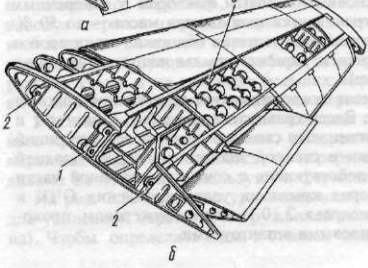


Рис. 2.52. Конструкция однолонжеронного прямого крыла с передней и задней стенками

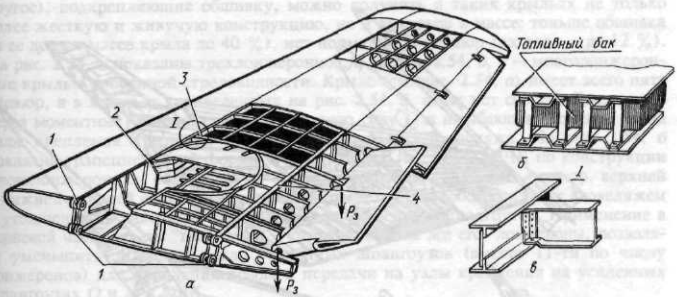


Рис. 2.53. Конструкция двухлонжеронного прямого крыла

2 в разъеме крыла для передачи крутящего момента $M_к$ на шарнирные узлы усиленных шпангоутов фюзеляжа. К усиленным нервюрам (у их стыков с задней стенкой) крепятся кронштейны узлов навески закрылков и элеронов. Между лонжероном и задней стенкой в данной конкретной конструкции расположена стойка основной опоры самолета.

В двухлонжеронном крыле (на рис. 2.53, *а* показан один из вариантов конструкции такого крыла при виде снизу) передний лонжерон располагают на 20...30 % хорды, задний — на 60...70 % хорды. На лонжеронах в корневой части крыла находятся моментные узлы *1*. Большая площадь сечения и высота переднего лонжерона *2* и соответственно больший момент инерции по сравнению с задним лонжероном приводят к тому, что на него приходится бóльшая часть поперечной силы Q и изгибающего момента M. Поэтому толщина стенки, площадь поясов и размеры моментного узла на переднем лонжероне, передающие Q и M, значительно больше, чем на заднем лонжероне *4*. В показанном на рис. 2.53 варианте крыла в специальной нише размещается в убранном положении стойка с колесом основной опоры самолета. Но при этом вырез под нишу нарушает целостность контура, работающего на кручение. Поэтому на границе выреза (ниши) стоит усиленная нервюра *3*, трансформирующая поток касательных усилий по контуру от кручения $q_к$ в пару сил, догружающих изгибом и сдвигом лонжероны *2*, *4*. На этой же силовой нервюре находится узел подвески закрылка, через который на нервюру передается сосредоточенная сила $P_з$ от закрылка. Таким образом, эта нервюра совмещает выполнение двух функций, что выгодно в весовом отношении (см. § 1.13). На остальных усиленных нервюрах крыла сделаны узлы навески элеронов и закрылка. В крыле размещаются топливные баки, что заставляет в местах их расположения вместо балочных нервюр применять поясные (см. рис. 2.53, *б*). На рис. 2.53, *в* показано соединение стенки и пояса нервюры со стенкой и поясом лонжерона.

Подкрепление тонкой обшивки лонжеронных крыльев массивными стрингерами *не выгодно в весовом отношении* (основная задача стрингеров в таких крыльях — подкреплять обшивку, повышая ее критические напряжения при сжатии и сдвиге).

Многолонжеронные (многостеночные) крылья. Так как на обеспечение восприятия осевых сил от изгиба крыла затрачивается до 50 % массы крыла, то для снижения массы крыла естественно стремление увеличивать

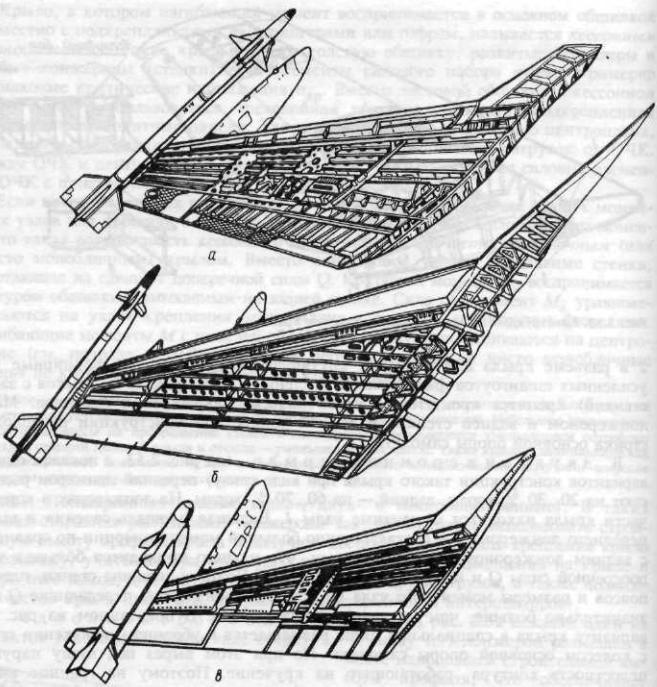


Рис. 2.54. Конструкция многолонжеронных крыльев

число силовых элементов в крыле, воспринимающих изгибающий момент M, а число не участвующих в восприятии M элементов (например, нервюр) — сократить. Применение в последнее время многолонжеронных и многостеночных конструкций крыльев в определенной степени направлено на решение этой задачи. Кроме того, при этом повышается жесткость конструкции на кручение, что очень важно как мера борьбы с опасными аэроупругими явлениями (см. гл. 10), и повышается живучесть самолета, что особенно важно для самолетов военного назначения.

На рис. 2.54 показаны многолонжеронные и многостеночные конструкции крыльев некоторых военных зарубежных самолетов. При достаточно жесткой обшивке такие конструкции могут обходиться без нервюр (см. рис. 2.54, *б*, *в*), исключая, конечно, усиленные, необходимые для восприятия сосредоточенных сил. Уменьшая толщину обшивки и ставя чаще лонжероны или стенки (или и то и

другое), подкрепляющие обшивку, можно получить в таких крыльях не только более жесткую и живучую конструкцию, но и выигрыш в массе: тоньше обшивка (а ее доля в массе крыла до 40 %), нет нормальных нервюр (их доля — до 12 %). На рис. 2.54, *а* показаны трехлонжеронное, а на рис. 2.54, *б*, *в* — многолонжеронные крылья умеренной стреловидности. Крыло (см. рис. 2.54, *а*) имеет всего пять нервюр, а в крыльях, приведенных на рис. 2.54, *б*, *в*, их нет совсем. Лонжероны через моментные узлы передают поперечную силу Q и изгибающие моменты M на узлы крепления крыла на усиленных шпангоутах фюзеляжа. На рис. 2.54, *б* показана трапециевидной формы в плане ОЧК с наплывом. ОЧК по конструкции многолонжеронная, состоящая из 11-ти лонжеронов, усиленных нервюр, верхней и нижней панелей обшивки. Центроплан представляет собой единую с фюзеляжем и утолщенными зализами конструкцию из усиленных шпангоутов. Применение в корневой части крыла "гребенки", с которой связаны все его лонжероны, позволяет уменьшить до шести число усиленных шпангоутов (вместо 11-ти по числу лонжеронов) для крепления крыла и передачи на узлы крепления на усиленных шпангоутах Q и M с ОЧК.

Передачу крутящего момента $M_к$ для многолонжеронных крыльев (при малых углах их стреловидности) можно рассматривать приближенно по аналогии с двухлонжеронным крылом, когда $M_к$ трансформируется в пару сил на опорах крыла и передается через них на усиленные шпангоуты фюзеляжа. В качестве опор — узлы крепления на крайних лонжеронах, что увеличивает базу B (расстояние между крайними лонжеронами) для восприятия $M_к$ и уменьшает действующие силы $R_к(M_к = R_к B)$. На крыльях (см. рис. 2.54, *а*, *б*, *в*) представляют интерес наплывы большой стреловидности. С одной стороны, такие наплывы уменьшают смещение фокуса крыла назад и повышение статической устойчивости самолета при переходе на сверхзвуковые скорости полета, с другой стороны, специально подобранные форма и параметры наплыва (размеры, угол χ) обеспечивают безотрывное вихревое обтекание крыла на больших углах атаки. Последнее позволяет улучшить маневренность самолета и повысить безопасность полетов на больших углах атаки, а также уменьшить площадь крыла и снизить его массу на 5...7 %. Ракеты на концах крыльев (см. рис. 2.54) разгружают крыло (уменьшают Q и M) и способствуют уменьшению интенсивности концевых вихрей.

2.8.2. Кессонные (моноблочные) крылья наиболее полно отвечают современным требованиям к крылу. Дело в том, что с уменьшением относительной толщины $\bar{c}$ профиля крыла и увеличением массы самолета возрастает потребная площадь сечения крыла, необходимая для восприятия изгибающего момента. Поэтому, *чтобы лучше использовать материал, его равномерно распределяют по периметру сечения* (удаляют от нейтральной оси), что и является характерной особенностью кессонных (моноблочных) крыльев. Такое крыло более жестко, имеет хорошую поверхность, более живуче (работает все сечение). При определенных условиях такие крылья могут оказаться выгоднее в весовом отношении, чем лонжеронные.

На рис. 2.55 показана конструкция крыла кессонного типа, состоящего из двух лонжеронов *7*, *8* (см. рис. 2.55, *в*, *г*, *д*), нормальных *4* и усиленных *13* нервюр, обшивки и стрингеров, образующих панели *1*, носовых *5* и хвостовых *6* частей крыла и концевых обтекателей *3*. Крыло состоит из центроплана (см. рис. 2.55, *д*), двух средних (см. рис. 2.55, *г*) и двух консольных (см. рис. 2.55, *в*) частей.

Центроплан и средние части крыла несут на себе четыре выдвижных двухщелевых закрылка, а консольные части — по две секции элеронов (см. рис. 2.55, *а*). Стыковка частей крыла по контуру: через профили разъема *2* (см. рис. 2.55, *б*) для соединения панелей *1* и стоек *10* на концах лонжеронов (см. рис. 2.55, *ж*) для соединения лонжеронов.

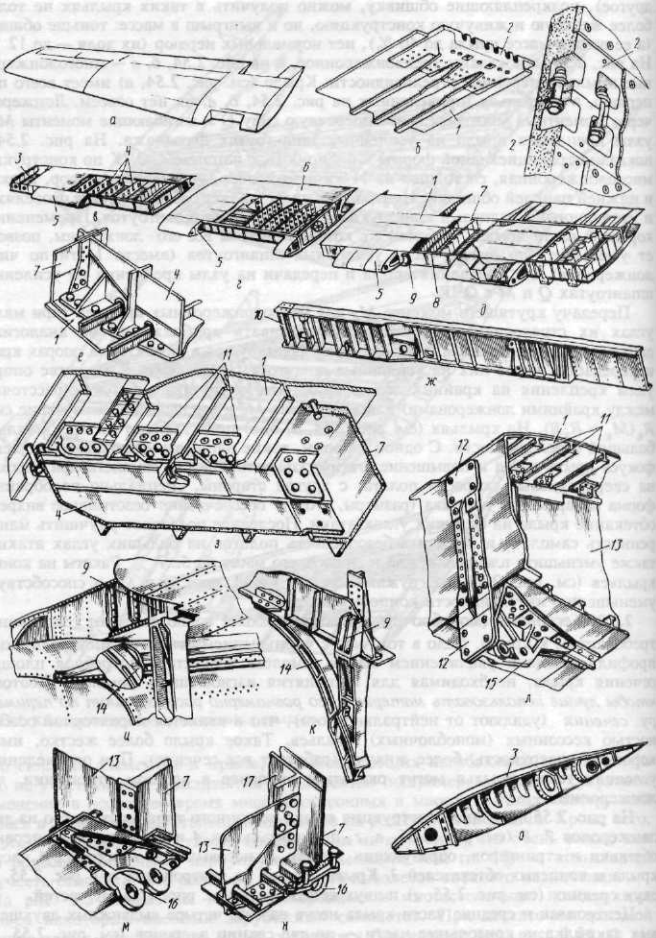


Рис. 2.55. Конструкция кессонного крыла со стыковыми узлами крепления ОЧК между собой и к центроплану (*а, б, в, г, д*), панелей крыла к его продольным силовым элементам (*е, ж, з, л*), центроплана к фюзеляжу (*и, к*). Узлы крепления двигателя (*л*) и шасси (*л, м, н*), законцовка крыла (*о*)

Кессон крыла образован лонжеронами и панелями *1* обшивки. В кессоне центроплана расположены четыре мягких топливных бака. Его внутренняя поверхность, облицованная стеклотекстолитом, образует контейнеры для баков.

На центроплане: узлы для стыковки его с фюзеляжем (к каждому лонжерону приклепаны по два усиленных кронштейна *9* для стыковки с усиленными шпангоутами фюзеляжа *14* (см. рис. 2.55, *д*, *и*, *к*); узлы *12* на усиленных нервюрах *13* для крепления двигателей (см. рис. 2.55, *л*) и *15* и *16* — для крепления стоек основных опор самолета (см. рис. 2.55, *м*, *н*); профили разъема *2* (см. рис. 2.55, *б*).

Лонжероны *7* и *8* центроплана (см. рис. 2.55, *ж*) — цельнопрессованные, усилены стойками из прессованных профилей, стыкуются с лонжеронами средних частей крыла по стойкам *10*, закрепленным на концах лонжеронов и имеющим связи с профилями разъемов.

Нервюры *13* крепятся к стенкам лонжеронов при помощи прессованных стоек таврового сечения *17* (см. рис. 2.55, *н*), а к панелям — при помощи книц *11* (см. рис. 2.55, *з*). Панели *1* центроплана — прессованные со стрингерами Т-образной формы. Для подхода к агрегатам часть панелей — съемная, крепится к несъемным панелям и нервюрам болтами с гайками (см. рис. 2.55, *з*).

Кессоны средних частей крыла (см. рис. 2.55, *г*) — герметизированные баки-отсеки — имеют лонжероны балочного типа. Их стыковка с лонжеронами центроплана и консоли осуществляется при помощи стоек. Площадь обработанных механически поясов убывает к консоли крыла. Панели выполнены из дюралюминиевых листов и приклепанных к ним стрингеров таврового сечения, переменного по длине для экономии массы. В носке по размаху крыла — камера воздушного подогрева для борьбы с обледенением. Консольные части крыла (см. рис. 2.55, *в*) по конструкции аналогичны средней.

Концевой обтекатель крыла показан на рис. 2.55, *о*. В его торце имеется ряд отверстий для выхода теплого воздуха из системы противообледенения. Крепление обтекателя по контуру — по поясам нервюры.

На рис. 2.56, *а* показан общий вид крыла дальнего тяжелого транспортного самолета Ан-124 со взлетной массой 400 т. Крыло с небольшим углом стреловидности ($\chi = 28°$), удлинением $\lambda = 8{,}34$ и размахом $l = 73{,}3$ м, кессонной КСС с четырьмя лонжеронами. Оно состоит из двух консолей и центроплана, соединенных фланцевым стыком. На крыле (см. рис. 2.56, *а*): *1* — предкрылки; *2* — элероны; *3* — закрылки; *4* — интерцепторы.

Кессон консольной части крыла представлен на рис. 2.56, *б*.

Здесь: *1* — силовая нервюра; *2* — верхняя панель; *3* — гермонервюра; *4* — типовая нервюра; *5* — силовая нервюра; *6* — лонжерон № 4; *7* — лонжерон № 3; *8* — лонжерон № 2; *9* — нижняя панель; *10* — лонжерон № 1; *11* — кронштейн крепления рельса механизма навески предкрылка; *12* — перегородка расходного бака; *13* — кронштейн крепления подъемника; *14* — кронштейны крепления пилонов силовой установки.

Большие внутренние объемы кессона используются как баки-кессоны для размещения топлива. Для обеспечения высокой герметичности баков-кессонов, кроме обычных герметиков, используются заклепки повышенного натяга, а также герметизация и крепление крышек люков баков, как это показано на рис. 2.56, *г*. Все это позволяет снизить массу крыла за счет сокращения массы герметиков примерно на 600 кг.

Стремление уменьшить массу крыла, сокращая число поперечных стыков, привело к использованию в этом крыле длинноразмерных прессованных панелей (до 28 м) с их формированием по теоретическому контуру.

Кессон центроплана представлен на рис. 2.56, *в*.

Здесь: *1* — профиль; *2* — верхняя панель; *3* — нервюра; *4* — лонжерон № 4; *5* — нижняя панель; *6* — лонжерон № 3; *7* — лонжерон № 2; *8* — лонжерон № 1; *9* — кронштейн; *10* — дуга; *11* — болт; *12*, *13* — панели; *14* — герметик; *15* — накладка.

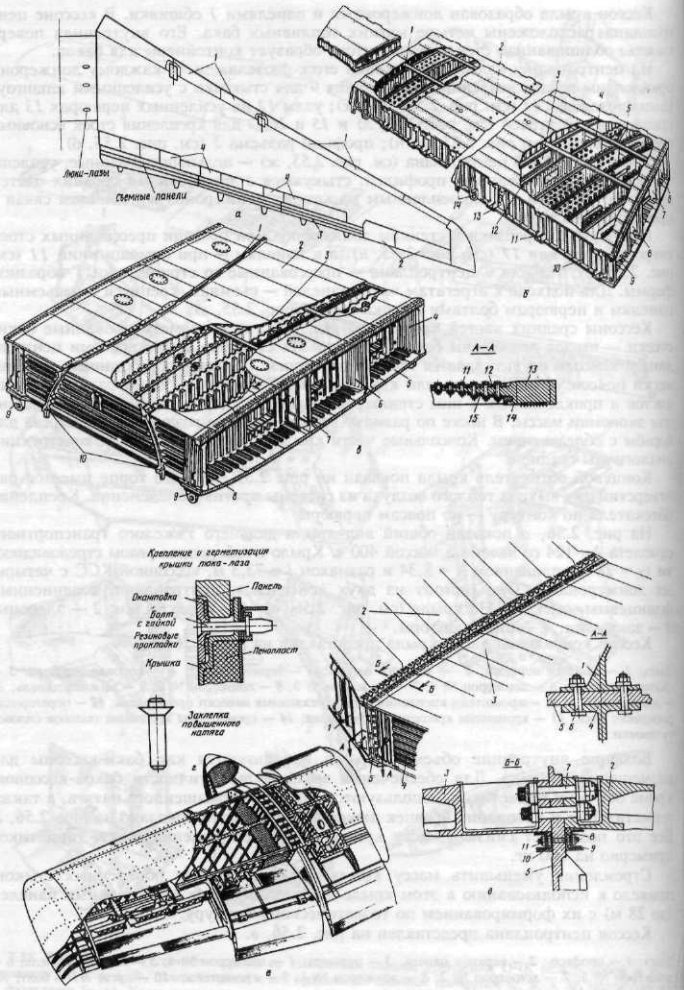

Люки-пазы
Съемные панели
а
б
в
А–А
Крепление и герметизация крышки люка-паза
Окантовка
Болт с гайкой
Резиновые прокладки
Крышка
Панель
Пенопласт
Заклепка подъемного натяга
г
А–А
Б–Б
д
е

Рис. 2.56. Конструкция кессонных многолонжеронных крыльев:
а, б, в, г, д — крыло самолета Ан-124; *е* — крыло самолета А-10

Крепление центроплана к фюзеляжу самолета Ан-124 показано на рис. 2.64, *д* и *е*, а стык кессонов центроплана и консолей — на рис. 2.56, *д*.

Здесь: *1* — лонжерон № 4 консольной части крыла (КЧК); *2* — верхняя панель кессона КЧК; *3* — верхняя панель центроплана; *4* — лонжерон № 4 центроплана; *5* — нервюра № 5; *6*, *7* — болты; *8* — герметик; *9* — прижим; *10* — профиль; *11* — шпилька.

Облегченный двухрядный стык центроплана с консольной частью крыла с использованием в стыке вместо двух только одной усиленной нервюры *5* облегчил полную механизацию процессов обработки стыковых поверхностей, более простую стыковку агрегатов и выигрыш в массе. Сечения *Б — Б* и *А — А* на рис. 2.56, *д* поясняют конструкцию стыковых соединений основных силовых элементов кессонов крыла и центроплана между собой.

На рис. 2.56, *е* показана конструкция прямого трехлонжеронного кессонного крыла самолета-штурмовика, состоящего из центроплана и двух консолей и имеющего мощную механизацию по передней и задней кромкам. Снизу под крылом крепится гондола шасси, в котором пневматик в убранном положении находится в полуутопленном состоянии из-за малого миделя гондолы. Концы крыла отогнуты вниз для снижения интенсивности концевых вихрей (индуктивного сопротивления c_{xi}).

В кессонных крыльях с панелями сборно-клепаной конструкции параметры панели для лучшего использования материала и уменьшения массы выбираются из условия равенства критических напряжений стрингера $\sigma_{кр.стр}$ и обшивки $\sigma_{кр.об}$, выполненных из одного и того же материала, временному напряжению $\sigma_в$ и равенства единице редукционного коэффициента обшивки ($\varphi_{об} = 1$).

В кессонных крыльях с панелями слоистой конструкции обшивку не подкрепляют стрингерами, так как она и так имеет высокие значения $\sigma_{кр}$; пояса лонжеронов здесь слабо развитые, шаг нервюр большой (400 мм и более). В целом рационально спроектированное крыло со слоистой обшивкой на 10...20 % легче, чем крыло с панелями сборно-клепаной конструкции, имеет бо́льшую жесткость и лучшую поверхность. В условиях аэродинамического нагрева слоистая обшивка обеспечивает частичную теплоизоляцию внутренних объемов крыла (что важно при размещении в нем топлива), у такого крыла повышенная стойкость и к акустическим нагрузкам.

2.8.3. В бесстрингерных крыльях нервюры ставят чаще, чтобы не было потери устойчивости обшивки от сдвига при эксплуатационной нагрузке. Отсутствие швов крепления обшивки к стрингерам улучшает поверхность крыла с тонкой обшивкой.

2.8.4. Крылья из стали для высокоскоростных самолетов. Конструкция из стали при отношении модулей упругости E стали к алюминию, как 3:1, получается тонкостенной по расчету, но технологически не всегда осуществимой при очень малых значениях $\delta_{об}$, $\delta_{ст}$. Увеличение же $\delta_{об}$ и $\delta_{ст}$ приводит к ухудшению весовых характеристик. Кроме того, тонкие обшивки и стенки требуют подкрепления, чтобы не потерять устойчивость при сжатии и сдвиге, уменьшения шага стрингеров и нервюр для обшивки, уменьшения шага между стойками для стенок. Это тоже приводит к увеличению массы. По-видимому, в слоистых конструкциях панелей, где наружные слои изготовлены из тонкого стального листа, можно устранить проигрыш в массе, который связан с необходимостью перехода к стальной кон-

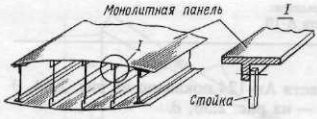


Рис. 2.57. Стойки, соединяющие верхние и нижние монолитные панели крыла

струкции (например, при работе в условиях высоких температур). Соединение элементов конструкции из стали проводят, как правило, точечной сваркой.

2.8.5. Безнервюрные конструкции крыльев могут быть не только в многолонжеронных и многостеночных крыльях (см. рис. 2.54, *в*, *г*), но и в крыльях из монолитных панелей. Отсутствие шва по нервюрам (отверстий под крепеж) улучшает усталостные характеристики панелей и возможности для герметизации отсеков крыла под топливные баки. Однако в монолитных панелях труднее остановить распространение образовавшихся трещин. При больших расстояниях между лонжеронами между панелями ставят стойки, соединяющие обе панели. Стойки работают на растяжение при нагрузке, "отдирающей" верхнюю панель от нижней панели крыла, а при изгибе крыла — на сжатие (рис. 2.57).

2.8.6. Конструкция крыльев из КМ рассматривается на примере конструкции двухлонжеронного крыла спортивного самолета Су-29 (рис. 2.58).

Крыло самолета трапециевидной формы в плане, свободнонесущее, двухлонжеронной КСС. На рис. 2.58 показан общий вид крыла, его основные силовые элементы и сечения, поясняющие конструкцию крыла.

Лонжерон *3* (№ 1) является основным лонжероном крыла и воспринимает основную часть изгибающего момента и перерезывающую силу. Лонжерон неразрезной, двутаврового сечения. Стенка лонжерона трехслойная, изготовлена из углеорганопластика и сотового заполнителя. К стенке крепятся верхний и нижний пояса, изготовленные из однонаправленного углепластика. В средней части между нервюрами *5* (№ 1 "А") лонжерон имеет коробчатое сечение за счет установки дополнительных стенок из дюралевого сплава. В местах установки кронштейнов *2* и *19* навески крыла и кронштейна крепления шасси стенки усилены дополнительными накладками. На конце лонжерона установлены кронштейны для швартовки самолета.

Лонжерон *15* (№ 2) — неразрезной, швеллерного сечения и изготовлен из углеорганопластика. На лонжероне крепятся кронштейны *14* навески элеронов. В местах установки кронштейнов навески лонжерон усилен фитингами.

На крыле имеются восемь нервюр *5...10*, они состоят из двух частей и изготовлены из листа и профилей из алюминиевого сплава. Нервюры *4* — бортовые, усиленные. Между нервюрами *4* и *7*, лонжеронами *3* и *15*, верхними и нижними панелями расположен топливный бак.

Обшивка крыла состоит из лобовика *31* и панелей крыла, которые образуют плавные его обводы. Панели крыла трехслойной конструкции и изготовлены из обшивок из углеорганопластика и заполнителя из полимерсотопласта. В местах крепления нервюр в обшивках проложены дополнительные слои углепластика. Места установки болтов в сотах заполнены клеевой композицией.

Лобовик *31* крыла изготовлен из углеорганопластика и образует обводы носовой части крыла. Лобовик крепится на верхнюю и нижнюю панели крыла на клее и одностороннем крепеже.

На лонжеронах крыла в средней части установлены передние *2* и задние *19* узлы стыковки крыла с фермой фюзеляжа. В узлах имеются отверстия, в которые вставляются болты крепления. На нижних узлах *2* лонжерона № 1 имеются фланцы *30* для крепления подвесного топливного бака.

На крыле (на каждой консоли) имеется четыре кронштейна *14* и *16* навески элеронов *21* из алюминиевого сплава. На лонжероне № 1 крыла по оси симметрии

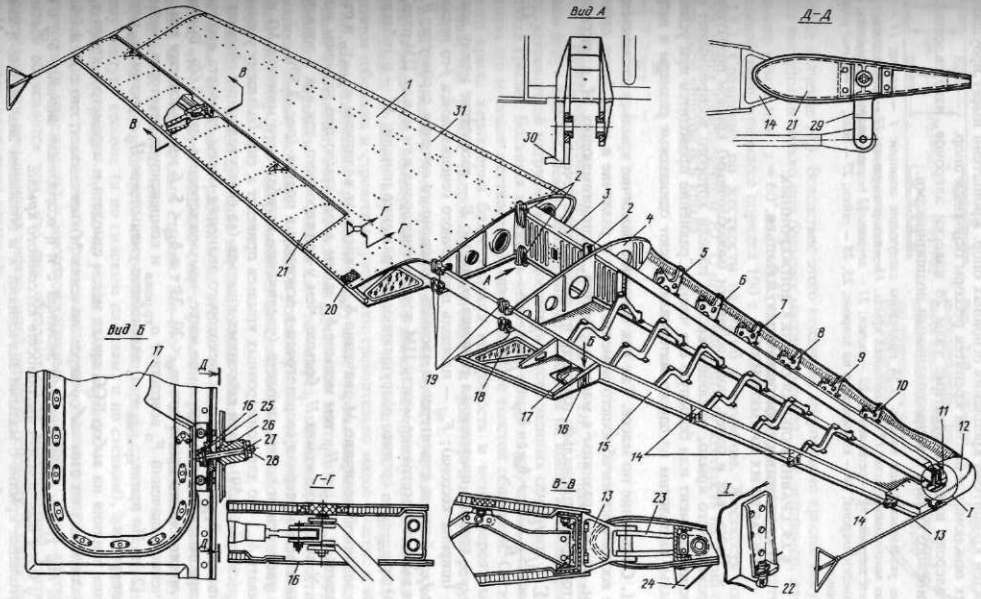


Рис. 2.58. Крыло Су-29 из КМ

установлен кронштейн крепления основных опор. Кронштейн имеет проушины, в которых при помощи болтов крепятся рессоры основных опор.

На элероне имеются ответные узлы *26* навески элеронов, изготовленные из алюминиевого сплава с запрессованными подшипниками.

Кроме указанных выше на рис. 2.58 приведены следующие позиции: *1* — крыло; *11* — узел крепления законцовки крыла; *12* — законцовка крыла; *13* — визирная рамка; *17* — люк подхода к узлу *16* навески элерона; *18* — остекление; *20* — лючок; *21* — элерон; *22* — узел швартовки самолета; *23* — серьга навески элерона; *24* — компенсатор на элероне; *25, 28* — гайки; *27* — болт; *29* — рычаг управления элероном.

§ 2.9. СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ЛОНЖЕРОННЫХ И КЕССОННЫХ (МОНОБЛОЧНЫХ) КРЫЛЬЕВ, ОБЛАСТИ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ

Здесь, как и ранее, под кессонным (моноблочным) крылом подразумевается прежде всего крыло, имеющее кессон, панели которого воспринимают весь изгибающий момент или бóльшую его часть. Сравнение проводится при условии, что крылья выполнены из одного материала, имеют одинаковые размеры и нагрузки.

2.9.1. Сравнение по массе. Так как основное различие крыльев заключается в способе восприятия изгибающего момента M, то и различие в массе будет, главным образом, за счет разницы в массе элементов, воспринимающих M, а масса этих элементов пропорциональна площади их поперечного сечения $\delta_{ср}B$:

$$\delta_{ср} = \frac{\sum F_{пj} + nf_{стр}}{B} + \delta_{об}; \quad \delta_{ср} = \frac{M}{H_р B \sigma_{разр.ср}}. \qquad (2.23)$$

Здесь $\delta_{ср}$ — средняя приведенная толщина обшивки; B — расстояние между лонжеронами (ширина кессона); $F_{пj}$ — площадь поперечного сечения пояса j-го лонжерона; n и $f_{стр}$ — число стрингеров и площадь поперечного сечения стрингера; $H_р$ — рабочая высота (расстояние между ЦМ поясов лонжерона или между ЦМ панелей кессона); $\sigma_{разр.ср}$ — среднее разрушающее напряжение панели; M — изгибающий момент.

При заданной величине M значение $\delta_{ср}$ зависит от величины $\sigma_{разр.ср}$ и от $H_р$ (чем больше $\sigma_{разр.ср}$ и $H_р$, тем меньше $\delta_{ср}$ и тем легче крыло при заданном значении M). У кессонного крыла $H_р$ больше, чем у лонжеронного, так как в лонжеронном крыле весь материал сосредоточен в основном в поясах (рис. 2.59).

При увеличении массы самолета (увеличение изгибающего момента M) надо увеличивать $\delta_{ср}$, что для лонжеронных крыльев приведет к еще большему уменьшению $H_р$ (см. рис. 2.59), а для кессонных крыльев (за счет утолщения обшивки) — к повышению $\sigma_{кр}$. Вот почему с некоторого значения массы самолета кессонное крыло становится более выгодным по массе, чем лонжеронное (рис. 2.60). Выигрыш в массе лонжеронного крыла при $m_0 < 20...25$ т и $\delta_{ср} < 5...6$ мм объясняется тем, что с увеличением значений $F_п$ возрастает $\sigma_{кр.пояса}$ и компенсирует некоторое уменьшение $H_р$ [21]. Но при $\sigma_{кр.пояса} = \sigma_в$ дальнейшее уменьшение $H_р$ с ростом m_0 уже не компенсируется.

Анализ влияния на выбор КСС крыла массы самолета и параметров крыла χ, λ, η и $\bar{c}$ (влияющих на этот выбор через значения M) показывает, что *с увеличением значений* m_0, χ, λ *и с уменьшением значений* $\bar{c}$ и η *возрастает значение* $\delta_{ср}$, *и при* $\delta_{ср} > 5...$ 6 мм *возрастает выгодность кессонного крыла.*

Треугольные крылья с малыми значениями λ и бóльшими значениями η имеют меньшие значения $\delta_{ср}$ в корневых сечениях (большая корневая хорда, а отсюда и

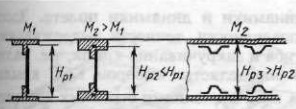


Рис. 2.59. К сравнительной оценке лонжеронных и кессонных (моноблочных) крыльев

Рис. 2.60. Области целесообразного (по массе крыла и приведенной толщине панели) применения крыльев различных КСС



большее значение H_p). Вследствие этого кессонные треугольные крылья могут стать более выгодными только при больших массах самолета. Так, например, для треугольного крыла при $\chi = 60°$ и $\bar{c} = 0{,}05$ кессонная конструкция может стать более выгодной лишь при массе порядка 100 т и более.

2.9.2. Сравнение по жесткости на изгиб и кручение. Жесткость на изгиб определяется произведением EJ. С прогибом крыла y жесткость на изгиб связана уравнением упругой оси крыла

$$\frac{d^2y}{dz^2} = -\frac{M}{EJ} = \frac{1}{\rho}, \qquad (2.24)$$

где ρ — радиус кривизны упругой оси. Так как $J = kH_p^2$, то прогибы y кессонного крыла будут меньше, чем у лонжеронного (прогибы на конце консоли крыла при эксплуатационной нагрузке могут достигать у современных самолетов 5...10 % от размаха крыла). Большая жесткость кессонного крыла на кручение, а также более высокая его местная жесткость объясняется более толстой обшивкой. Отсюда для такого крыла характерна более гладкая поверхность и менее вероятны такие явления, как реверс элеронов, дивергенция и флаттер, о которых речь пойдет в гл. 10.

2.9.3. Сравнение с точки зрения компоновки и эксплуатационной технологичности. В этом плане лонжеронные крылья имеют ряд преимуществ, так как в них можно делать большие вырезы в обшивке для монтажа и осмотра различных агрегатов (обшивка и стрингеры принимают сравнительно малое участие в восприятии M). Для сохранения прочности на кручение вырезы закрываются работающими на сдвиг крышками, которые должны крепиться винтами по их контуру. Если постановка крышек не возможна, то вырез компенсируется постановкой усиленных нервюр по краям выреза и усилением лонжеронов на участке выреза и вблизи него ($M_к$ будет восприниматься дополнительным изгибом и сдвигом лонжеронов).

В кессонном крыле большие вырезы должны обязательно закрываться силовыми крышками, способными работать не только на сдвиг, но и на большие осевые усилия, что потребует мощного (через фитинги, гребенки) болтового крепления крышек по их поперечным стыкам. Все это ведет к утяжелению конструкции и затрудняет ее эксплуатацию.

Стыковка отъемной части кессонного крыла гораздо сложнее — соединение по всему контуру кессона (и по силовым панелям, и по стенкам), в то время как у лонжеронного крыла — только по узлам на лонжеронах.

2.9.4. Живучесть кессонных крыльев выше, чем у лонжеронных. Более высокая живучесть (и надежность) у многолонжеронных и многостеночных конструкций крыльев объясняется тем, что они обладают из-за многократной статической неопределенности повышенным числом путей передачи основных силовых факторов Q и M на узлы крепления крыла.

2.9.5. Сравнение с точки зрения аэродинамики и динамики полета. Здесь главное — обеспечение хорошего качества поверхности, точности выдерживания профиля крыла и меньшие деформации прогиба и закручивания крыла, т.е. наличие достаточной жесткости крыла. Все это определяется выбором КСС крыла, значениями его основных параметров λ, χ, η и $\bar{c}$, значениями основных характеристик самолета G_0, G_0/S, $n^{э}_{max}$, $V_{max}(q_{max})$, особенностями его использования (нагружения), внешними условиями и т.д. Тонкая обшивка, продольные швы подкрепленных стрингерами обшивок затрудняют получение хорошего качества поверхностей крыла. Здесь лучше использовать монолитные панели с меньшим количеством крепежа. При этом лучше и качество профиля (более точные обводы крыла).

Более жесткие на изгиб и кручение кессонные или многолонжеронные крылья обеспечивают получение более стабильных характеристик устойчивости и управляемости самолета и менее способствуют при прочих равных условиях возникновению самовозбуждающихся колебаний типа флаттера и явлений реверса и дивергенции.

§ 2.10. ПРИНЦИПЫ СТЫКОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ КРЫЛЬЕВ РАЗЛИЧНЫХ КСС

Крылья по размаху, как правило, имеют разъемы. Соединение частей крыла между собой, с центропланом или фюзеляжем осуществляется при помощи стыковых соединений. Принципы соединения частей крыла, а также расположение и число узлов их крепления зависят от КСС крыла и его размеров.

Соединения (рис. 2.61) могут осуществляться: шарнирными узлами (передают только силы), моментными узлами (передают момент и силы) и контурными узлами (передают и силы, и моменты).

2.10.1. Лонжеронное крыло соединяется со шпангоутами фюзеляжа или лонжеронами в фюзеляжной части моментными узлами на лонжеронах крыла (см. рис. 2.61, *а*, *б*, *в*, *д*) и шпангоутах фюзеляжа (рис. 2.62, *а*, *в*). Они передают с ОЧК усилия S_j от изгибающего момента M, силы Q_j от поперечной силы Q и пару сил $R_к$, в которую трансформируется бортовой нервюрой крыла поток касательных усилий от крутящего момента $M_к$ (см. рис. 2.61, *а*). Для передачи S_j, Q_j и $R_к$ с ОЧК на стыковые узлы фюзеляжа стыковой узел лонжерона должен состоять либо из верхней и нижней вилок, либо проушин (см. рис. 2.61, *г*), связанных заклепками или болтами с поясами и стенками лонжеронов. На рис. 2.61, *в* показан стыковой узел, где верхний пояс лонжерона заканчивается вилкой, а нижний — ушком. В таком стыковом узле силы S_j передаются и вилкой, и ушком, а сила Q — только нижним ушком. Для облегчения установки такого крыла в ушки лонжерона и стенки запрессовываются обоймы с шаровыми вкладышами. Оси вкладышей совпадают, что обеспечивает поворот крыла при его установке и снятии. Стыковые узлы в тонких крыльях с малой строительной высотой делают иногда со сквозными вертикально расположенными стыковыми болтами (см. рис. 2.62, *в*). Средняя, ненагруженная часть таких болтов имеет меньший диаметр, чем рабочие верхние и нижние части.

Иногда для передачи силы Q в стыковом узле лонжерона делается дополнительно третья проушина с горизонтальной осью между его верхними и нижними проушинами для их разгрузки от силы Q (см. рис. 2.61, *д*). Если в крыле есть продольные стенки и они имеют в корневой части шарнирные узлы, то через них будут передаваться силы Q_j и $R_к$ (см. рис. 2.61, *б*). Шарнирные узлы в виде ушка показаны на рис. 2.61, *б*, *в*, *е*.

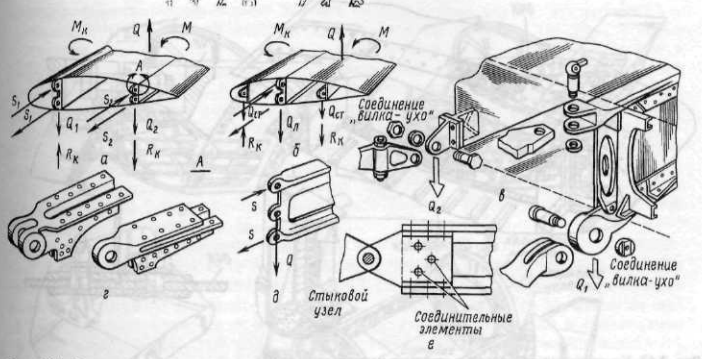


Рис. 2.61. Конструкция и нагружение узлов крепления лонжеронных крыльев

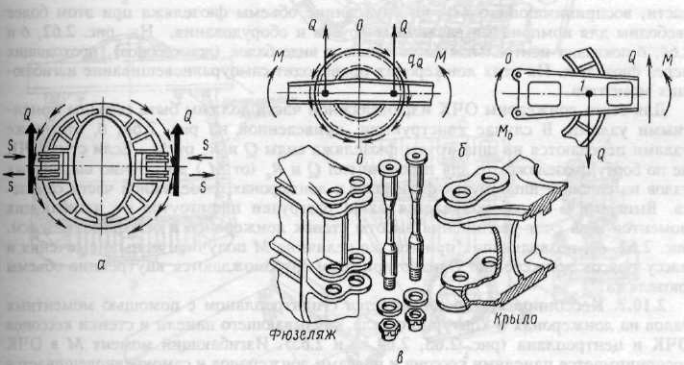


Рис. 2.62. Варианты нагружения и уравновешивания усиленных шпангоутов от нагрузок крыла (*а*, *б*). Вариант конструкции узлов крепления крыла (*в*)

При наличии внешнего подкоса крыла на лонжероне устанавливают два шарнирных узла *А* и *Б* (см. рис. 1.24): узел *А* — в корневой и узел *Б* — в средней частях лонжерона. Это позволяет существенно уменьшить действующие в крыле изгибающие моменты и снизить его массу.

На рис. 2.62, *а*, *в* показаны узлы крепления ОЧК к усиленным шпангоутам фюзеляжа. Через эти шпангоуты происходит уравновешивание изгибающих моментов от правой и левой консолей крыла. Масса конструкции получается в этом случае больше, чем в случае, показанном на рис. 2.62, *б* (масса кольцевого шпангоута, воспринимающего изгибающий момент M, оказывается больше суммарной массы шпангоута, воспринимающего только силу Q, и лонжерона в фюзеляжной

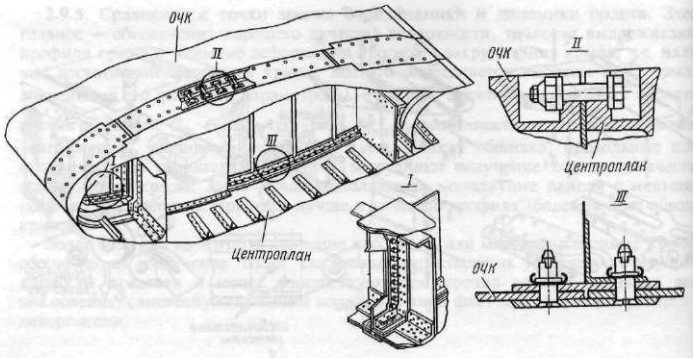


Рис. 2.63. Конструкция стыкового соединения центроплана с ОЧК

части, воспринимающего M), но внутренние объемы фюзеляжа при этом более свободны для компоновки различных грузов и оборудования. На рис. 2.62, *б* и 2.64, *б* показана центральная часть крыла в виде балок (лонжеронов), проходящих через фюзеляж. На этих лонжеронах происходит самоуравновешивание изгибающих моментов.

Для этого лонжероны ОЧК и фюзеляжной части должны быть связаны моментными узлами. В случае конструкции, приведенной на рис. 2.64, *б*, этими же узлами передаются на шпангоуты фюзеляжа силы Q и $R_к$ от $M_к$. Если стык ОЧК не по борту фюзеляжа, то для передачи сил Q и $R_к$ (от $M_к$) достаточно шарнирных узлов на силовых шпангоутах фюзеляжа и лонжеронах фюзеляжной части самолета. Выигрыш в массе получается из-за разгрузки шпангоутов от изгибающих моментов и за счет увеличения высоты стенок лонжеронов к оси фюзеляжа (см. рис. 2.62, *б*), позволяющих при той же величине M получить меньшие сечения и массу поясов лонжеронов. Однако при этом загромождаются внутренние объемы фюзеляжа.

2.10.2. Кессонное крыло соединяется с центропланом с помощью моментных узлов на лонжеронах и контурного узла, связывающего панели и стенки кессонов ОЧК и центроплана (рис. 2.63, 2.64, *а* и 2.65). Изгибающий момент M в ОЧК воспринимается панелями кессона и поясами лонжеронов и самоуравновешивается на центроплане. Поперечная сила Q и крутящий момент $M_к$ передаются с ОЧК на центроплан: Q — срезом болтов, соединяющих стенки ОЧК и центроплана; $M_к$ — либо срезом болтов, соединяющих панели и стенки кессона (если болты в гнездах панелей (см. рис. 2.63, *II*) поставлены без зазора и работают на срез), либо силами трения между нервюрами разъема, стянутыми болтами при соединении панелей крыла. Стенки лонжеронов центроплана должны быть связаны со шпангоутами фюзеляжа для передачи на них Q и $M_к$ в виде пары сил $R_к$. На рис. 2.64, *а*, *б*, *в*, *г* показаны различные варианты стыка крыла с фюзеляжем*.

*Читателю предлагается самостоятельно проанализировать для каждого из вариантов передачу сил Q и моментов M и $M_к$ от крыла на фюзеляж.

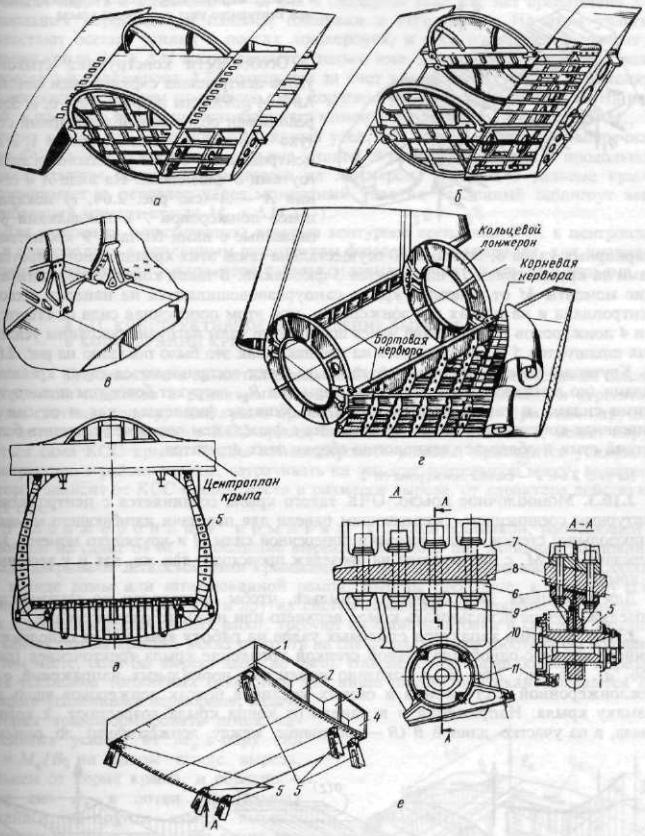


Рис. 2.64. Варианты конструкции соединений крыльев различных КСС с фюзеляжем

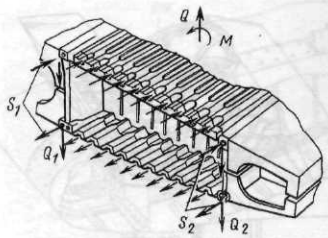


Рис. 2.65. Вариант конструкции стыкового соединения контурного узла кессонного крыла

Особенности конструкции стыковых узлов центроплана с фюзеляжем самолета Ан-124 показаны на рис. 2.64, *д*, *е*. Здесь реализован облегченный шарнирный стык (ухо — вилка) по лонжеронам № 1, 3 и 4 центроплана с тремя усиленными шпангоутами *5* фюзеляжа. На виде *А* и сечении *А — А* (см. рис. 2.64, *е*) показаны пояса лонжеронов *7* с накладками *8* и связанные с ними болтами *9* кронштейны шарнирных узлов *6*. Болтами *10* осуществлена связь этих кронштейнов с проушинами на кронштейнах *11* шпангоутов *5* фюзеляжа. В такой конструкции изгибающие моменты M от консолей крыла самоуравновешиваются на панелях кессона центроплана и на поясах его лонжеронов, при этом поперечная сила со стенок *1*, *3* и *4* лонжеронов центроплана через шарнирные узлы нагрузит боковины усиленных шпангоутов *5* и уравновесится на обшивке (как это было показано на рис. 2.62, *а*). Крутящий момент $M_к$ от консолей крыла будет восприниматься двумя крайними узлами (по лонжеронам *1* и *4*) в виде пары сил $R_к$, нагрузит боковины шпангоутов этими силами и также уравновесится на обшивке фюзеляжа, как и от сил Q. Описанная конструкция стыка центроплана с фюзеляжем позволяет получить более легкий стык и облегчает технологию сборки этих агрегатов.

На рис. 2.64: *2* — стенка лонжерона № 2.

2.10.3. Моноблочное крыло. ОЧК такого крыла соединяется с центропланом контурным соединением, связывающим панели для передачи изгибающего момента и продольные стенки — для передачи поперечной силы Q и крутящего момента $M_к$. Передача Q и $M_к$ с центроплана на фюзеляж происходит так же, как и у кессонного крыла.

Для кессонных (моноблочных) крыльев, чтобы центроплан не загромождал фюзеляж, лучше использовать крыло верхнего или нижнего расположения.

2.10.4. Влияние характера стыковых узлов на работу крыла. Для однолонжеронного крыла с одной продольной стенкой крепление крыла трехточечное (рис. 2.66, *а*). На рис. 2.66, *б*, *в* показано изменение нормальных напряжений σ в межлонжеронной части крыла и осевых усилий в поясах лонжеронов вдоль по размаху крыла. Напряжения σ в панели от конца крыла возрастают к корню крыла, а на участке длиной B (B — расстояние между лонжеронами) до разъема

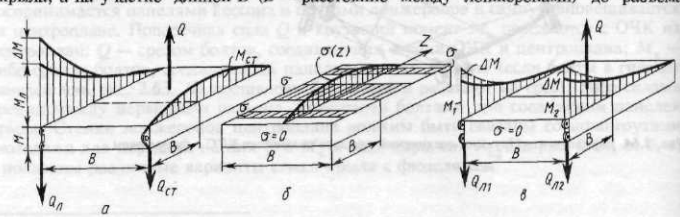


Рис. 2.66. Влияние типа узлов крепления крыла на характер нагружения (работы) его силовых элементов

начинают падать и в разъеме $\sigma = 0$, как в свободном крае, где нет препятствий для продольных перемещений панелей (обшивки и стрингеров). На этом участке возрастают осевые усилия в поясах лонжеронов, и весь изгибающий момент в разъеме крыла $M_j + \Delta M$ воспринимается только ими. Дополнительные осевые силы в поясах i-го лонжерона ΔS_i возникают за счет касательных усилий в панелях, являющихся следствием изменения σ на корневом участке крыла длиной B. На рис. 2.66, *а* показано изменение изгибающего момента вдоль продольной стенки $M_{ст}$. У разъема крыла, где на стенке шарнирный узел, $M_{ст} = 0$ (здесь только поперечная сила Q). На участке крыла у разъема длиной B осевые силы от ΔM продольной стенки сдвигом обшивки передаются на лонжерон, который в разъеме крыла воспринимает и передает через моментный узел на усиленный шпангоут весь изгибающий момент крыла $M_д + \Delta M$ [17].

Для кессонных (моноблочных) крыльев контурное крепление ОЧК к центроплану и центроплана к усиленным шпангоутам фюзеляжа не вызывает, как правило, серьезных изменений в характере работы силовых элементов крыла у разъема.

§ 2.11. КОНСТРУКТИВНОЕ ОФОРМЛЕНИЕ ВЫРЕЗОВ В КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА

Для монтажа и демонтажа топливных баков в крыле, размещения шасси, обеспечения подходов к различным агрегатам системы управления и агрегатам других систем в конструкции крыла приходится делать вырезы. При этом нарушается целостность элементов КСС крыла, происходит их ослабление, может нарушаться сама КСС крыла. Чтобы компенсировать вырезы, приходится усиливать конструкцию в районе выреза, затрачивать на это дополнительную массу, величина которой зависит от КСС крыла, места и размеров выреза, от характера действующих сил.

В лонжеронных крыльях с тонкой обшивкой, работающей в основном на сдвиг от $M_к$, небольшие вырезы, например под заливные горловины баков, закрывают легкосъемными крышками, а сам вырез окантовывают накладками в виде рамы или штампованной рамой. Вырезы побольше, к примеру для осмотра агрегатов топливной и других систем самолета, находящихся в крыле, и для проведения регламентных работ, требуют силовой окантовки и силовых крышек на винтах, чтобы крышка могла работать на сдвиг так же, как работала бы обшивка в этом месте, если бы выреза здесь не было. Наконец, при очень больших вырезах (для установки топливных баков или для ниши шасси) они окантовываются по торцам усиленными нервюрами, задача которых трансформировать поток касательных усилий от $M_к$ в пару сил $R_к = M_к/B$ на одном конце выреза, дальнем от корня крыла, и обратно — пару сил $R_к$ в поток касательных усилий $q_к$ на другом конце выреза, ближнем к корню крыла. На длине выреза L_0 лонжероны крыла соответственно догрузятся (разгрузятся) поперечной силой и изгибающим моментом $M_{R_к}$ от

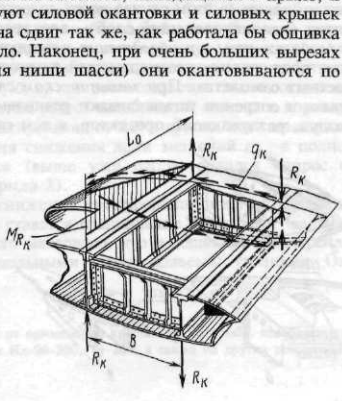


Рис. 2.67. Конструктивное оформление вырезов

сил $R_к$ (рис. 2.67). В месте догрузки пояса и стенки лонжеронов усиливаются. Ниша под шасси закрывается створками и щитками. Их прочность и жесткость должны обеспечивать восприятие местной нагрузки.

В кессонных (моноблочных) крыльях при больших вырезах приходится обеспечивать работу крышек не только на сдвиг от $M_к$ (крепить крышку по продольным швам винтами), но и на осевые силы от изгибающего момента. А это потребует на границах выреза по торцам соединения болтами обшивки и стрингеров панелей и крышки (по примеру стыковых контурных узлов). Крышка превращается, таким образом, в съемную силовую панель, способную работать на сдвиг от $M_к$ и на осевые силы от M. Это приводит к большому утяжелению конструкции. Поэтому, если надо делать большие вырезы, лучше использовать лонжеронное крыло.

§ 2.12. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ НОСКА, ХВОСТОВОЙ И КОНЦЕВОЙ ЧАСТЕЙ КРЫЛА, ОБТЕКАТЕЛЕЙ

Особенности конструкции носка и хвостовой части крыла определяются тем, что в этих зонах располагаются механизация крыла (предкрылки, отклоняемые носки, щитки или закрылки) и элероны, что обусловливает необходимость постановки передней и задней стенок для получения замкнутого контура на кручение. Кроме того, большие нагрузки на носок крыла вынуждают ставить в нем дополнительные нервюры — диафрагмы и утолщать обшивку носка.

Носок крепится к поясам лонжеронов обычно болтами с анкерными гайками (рис. 2.68, *б*), так как трудно обеспечить подходы для клепки.

Обязательным оборудованием носков крыла и оперения является противообледенительная система (толщина льда на передних кромках может достигать нескольких сантиметров, увеличивая сопротивление несущих поверхностей и снижая их подъемную силу). Применяются термический, химический и механический способы защиты от обледенения.

При *термическом способе защиты от обледенения* передние кромки крыла и оперения нагревают либо горячим газом от компрессора двигателя, либо электрическим током (в этом случае носок делается многослойным: обшивка — электроизолятор — токопроводящий слой — электроизолятор — обшивка). При *химическом способе защиты от обледенения* переднюю кромку покрывают пористым материалом, пропитанным незамерзающей жидкостью. Этот способ применяют на малоскоростных самолетах. При *механическом способе защиты от обледенения* в носке крыла и оперения устанавливают резиновый протектор (шланг), в который подают воздух, раздувающий протектор, и тем самым взламывают лед; в этих же целях могут применяться и различные типы вибраторов. Из всех этих способов наибольшее распространение получил термический способ. На рис. 2.68, *а* показан носок с двойной обшивкой, образующей воздушную камеру вдоль по размаху крыла, в которую по шлангу подводится подогретый воздух от компрессора двигателя. Этот воздух обогревает

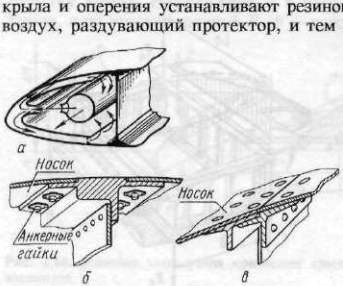


Рис. 2.68. Носок крыла и конструкция стыковых соединений носка с лонжероном крыла

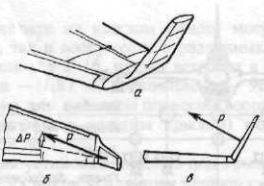


Рис. 2.69. К вопросу применения на крыле концевых крылышек

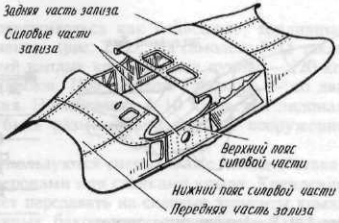


Рис. 2.70. Конструкция зализов крыла

передние кромки несущих поверхностей, не дает образовываться на них льду и сбрасывается через щели на законцовках этих поверхностей.

Высокую эффективность на современных самолетах дает электроимпульсная система борьбы с обледенением.

В зоне узлов подвески механизации и элеронов должны быть размещены усиленные нервюры для передачи сосредоточенных сил и моментов с этих агрегатов на конструкцию крыла (см. рис. 2.50 и 2.53), а также для крепления самих кронштейнов навески.

На концевых частях крыла для ослабления интенсивности сбегающих вихрей могут использоваться различные устройства, играющие роль концевых аэродинамических шайб. Они позволяют уменьшить индуктивное сопротивление самолета c_{xai}, которое для условий крейсерского полета может составлять 0,35...0,45 от полного сопротивления и резко ухудшать тем самым экономические характеристики самолета. Функцию таких шайб могут выполнять топливные баки или ракеты, подвешенные на концах крыла на специальных балках (при этом в полете получается дополнительный выигрыш в уменьшении Q и M (см. рис. 2.54) из-за разгрузки крыла подвешенным на его конце грузом).

Возможно применение специальных крылышек, устанавливаемых на законцовках крыла, получивших название крылышек Уиткомба (рис. 2.69, *а*) и представляющих собой разновидность концевых аэродинамических шайб. Физический смысл их применения в том, чтобы преобразовать один сбегающий вихрь большой интенсивности, создающий большое сопротивление, в систему двух или нескольких вихрей с меньшей интенсивностью, вызывающих меньшее сопротивление (отсюда выигрыш в c_{xai}). Как видно из рис. 2.69, *б*, *в*, при этом создается еще и составляющая тяги ΔP. Все это полезно, но при этом растет изгибающий момент в корневом сечении крыла, появляется момент на пикирование от ΔP и другие, пока малоисследованные явления*. Поиск решений для снижения доли значений c_{xai} в полном сопротивлении самолета продолжается (выше уже рассматривался вопрос об увеличении в этих целях удлинения крыла λ).

Для улучшения обтекания крыла и снижения интерференционного сопротивления в месте стыка крыла с фюзеляжем ставятся специальные обтекатели (зализы). Изготавливают их из такого же листового материала, что и обшивку, и подкрепляют поперечными диафрагмами и продольными (вдоль разъема) уголками. Они

*Тем не менее, преимущества, получаемые от применения крылышек Уиткомба, позволяют уже сейчас использовать их на таких самолетах, как Ил-96-300, Ту-204, а также на других современных самолетах для повышения их экономичности.

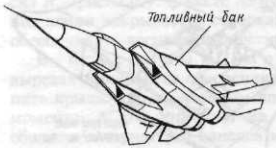


Рис. 2.71. Конформное расположение подвесных топливных баков

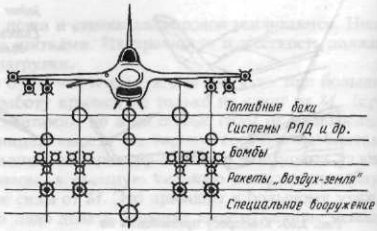


Рис. 2.72. Варианты внешних подвесок

придают обтекателю форму и жесткость. В обтекателе есть лючки для осмотра стыковых узлов (болтов). Сами они состоят из съемных и несъемных частей (рис. 2.70). Первые на винтах крепятся как к фюзеляжу, так и к крылу, вторые заклепками присоединены к боковой поверхности фюзеляжа. На современных маневренных самолетах в районе стыка между фюзеляжем и средне- или высокорасположенным крылом располагают топливные баки (рис. 2.71). Такое расположение получило название *конформного*. Оно позволяет несколько ослабить интерференционное сопротивление и снизить радиолокационную заметность самолета по сравнению со случаем подвески баков на пилонах. На рис. 2.71 показан быстросъемный бак [31] длиной почти 10 м и с размерами миделевого сечения 0,6 × 0,9 м на 2,25 т топлива, состоящий из обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами. Крепится такой бак всего двумя болтами. По периметру стыка с фюзеляжем имеется уплотнение.

В крыле и под крылом самолетов военного назначения размещается вооружение. Так, на самолете F-16 в левом наплыве крыла установлена шестиствольная 20-мм пушка "Вулкан" с боекомплектом 515 снарядов, а на пилонах внешней подвески

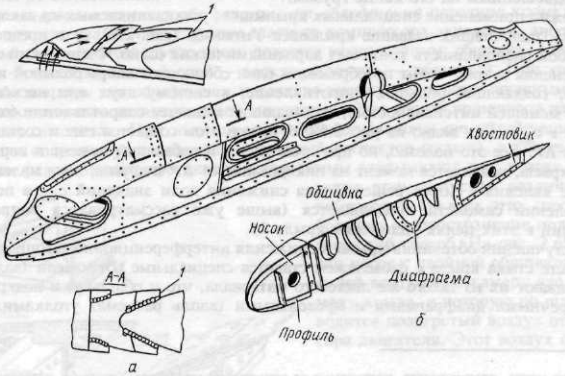


Рис. 2.73. Конструкция законцовок крыльев

(по четыре на каждом крыле) могут подвешиваться как подвесные топливные баки, так и вооружение в различных вариантах (рис. 2.72). На самолете F-15 такая же, как и у F-16, пушка встроена в правый наплыв крыла. Масса пушки — 120 кг, длина — 1,87 м, боекомплект — 960 снарядов. Под каждой консолью — по два пилона для внешней подвески вооружения. На самолете А-10 на десяти пилонах (по пяти под каждым крылом) может быть размещено различное вооружение массой до 7,2 т.

Для установки пилонов под крылом используются специальные гнезда ("стаканы") у стыков усиленных нервюр с лонжеронами или стенками крыла. Крепление пилонов болтами в этих стаканах позволяет передавать на силовые элементы крыла все нагрузки от подвешиваемых топливных баков или вооружения. Стаканов обычно два. Пилон может быть сплошным или без средней части (между стаканами) для уменьшения боковых нагрузок.

На рис. 2.73 показаны варианты конструкции законцовок крыла и их основные элементы. На рис. 2.73, *б* и сечении *А — А* показаны жалюзи для выхода отработанного воздуха из системы противообледенения и ток этого воздуха от носка через жалюзи *1* (см. рис. 2.73, *а*) в атмосферу. На законцовках крыльев устанавливаются щеточки для "стекания" статического электричества в полете. Для этого все металлические элементы конструкции самолета соединены между собой металлическими перемычками (металлизацией). На законцовках крыльев устанавливают бортовые аэронавигационные огни.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Определите назначение крыла. Перечислите внешние формы и параметры крыла. Проведите анализ влияния значений параметров крыла на весовые, жесткостные и аэродинамические характеристики крыла.
2. Назовите нагрузки на крыло. Как работают элементы крыла под нагрузкой?
3. Определите назначение силовых элементов крыла. Сделайте эскизы сечений этих элементов. По размерам изображенных сечений элементов и выбранному масштабу определите значения Q, M, $M_к$, которые они могут воспринять. Материал поясов лонжеронов — В95, а остальных элементов — Д16.
4. Сравните между собой разные виды обшивок. Сделайте эскизы различных вариантов соединений обшивки со стрингерами и нервюрами, соединений стенок нервюр со стенками лонжеронов, поясов лонжеронов с обшивкой.
5. По какому принципу определяются КСС крыльев? Сделайте эскизы крыльев с разной КСС, проанализируйте их достоинства и недостатки.
6. Уравновесьте в корневых сечениях нагрузку на крылья разных КСС. Сделайте эскизы узлов их креплений к фюзеляжу.
7. Как конструктивно оформляются малые и большие вырезы в крыле? Сделайте эскизы, объясните передачу сил и моментов в районе выреза.
8. Сформулируйте требования к крылу и объясните, как реализуются эти требования в конструкциях крыльев.

ГЛАВА 3

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАБОТЫ СТРЕЛОВИДНЫХ И ТРЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ

§ 3.1. ОСОБЕННОСТИ СИЛОВЫХ СХЕМ И РАБОТЫ КОРНЕВЫХ ЧАСТЕЙ СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ

3.1.1. Силовые схемы корневых частей стреловидных крыльев. Стреловидные крылья состоят из тех же силовых элементов, что и прямые крылья. Они могут быть по КСС *лонжеронными* или *кессонными (моноблочными)*. Особенности стреловидных крыльев при передаче нагрузок связаны с конструкцией их корневых частей, непосредственно прилегающих к фюзеляжу (участки *1 — 2 — 3* на рис. 3.1 и 3.2). За пределами этих участков в направлении к концам крыльев их конструкция и работа практически не отличаются от прямых.

В зависимости от силовой схемы корневой части стреловидные крылья подразделяются на:

крылья с переломом осей продольных силовых элементов у борта фюзеляжа (однолонжеронные — рис. 3.1, *а*, двухлонжеронные — рис. 3.1, *б*, многолонжеронные — рис. 3.1, *в* крылья, кессонные (моноблочные) крылья* — рис. 3.2, *а* и, в частности, крылья с внешней по отношению к кессону балкой в плоскости крыла — рис. 3.2, *б*) и в плоскости симметрии самолета (см. рис. 3.1, *г*);

крылья без перелома осей продольных силовых элементов — лонжеронные крылья с внутренней подкосной балкой (см. рис. 3.2, *в*).

Такие же силовые схемы могут быть и у треугольных крыльев, но у них есть и свои специфические схемы, например, с лонжеронами, перпендикулярными к оси фюзеляжа (однолонжеронные со многими вспомогательными лонжеронами или многолонжеронные с параллельными лонжеронами, см. § 3.6).

3.1.2. Особенности работы корневых частей стреловидных крыльев определяются особенностями передачи на узлы крепления крыла поперечной силы Q, изгибающего и крутящего моментов M и $M_к$, которые подходят к корневому сечению *2 — 3* от концевой части крыла. Эти особенности связаны:

1) с необходимостью иметь дополнительные силовые элементы для передачи изгибающего момента M: *бортовую силовую нервюру 1 — 2* в месте перелома осей продольного силового набора (см. рис. 3.1, *а, б* и 3.2, *а, б*); *подкосную балку 2 — 4* у крыльев без перелома осей продольных элементов (см. рис. 3.2, *в*). Бортовая силовая нервюра *1 — 2* нужна для восприятия составляющей изгибающих моментов $M^j_{1-2} = M^j \sin \chi$, возникающих из-за того, что плоскости действия изгибающих

*Ввиду доминирующего распространения кессонных крыльев далее будем использовать только термин "кессонные крылья", опуская моноблочные.

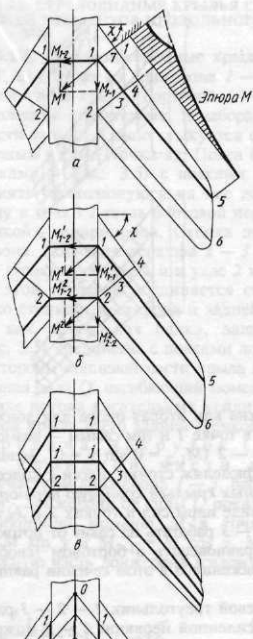


Рис. 3.1. Стреловидные крылья с переломом осей продольных силовых элементов у борта фюзеляжа и в плоскости симметрии самолета

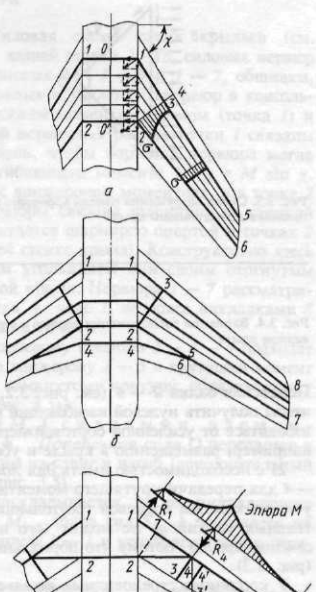


Рис. 3.2. Стреловидные кессонные крылья с переломом осей продольных силовых элементов у борта фюзеляжа (*а*, *б*). Крыло с внутренней подкосной балкой (*в*)

моментов, передаваемых j-ми лонжеронами или панелями крыла на силовые элементы фюзеляжа (на силовые шпангоуты *1 — 1*, *2 — 2*, ... (j — j), или на лонжероны *1 — 1*, *2 — 2*, ... (j — j), проходящие через фюзеляж, или на панели центроплана), не совпадают, как в прямом крыле, с направлением этих силовых элементов. Бортовая нервюра может принадлежать как крылу, так и фюзеляжу. Опираясь в этом случае на усиленные шпангоуты, она является частью борта фюзеляжа.

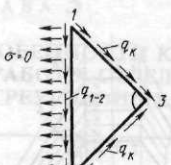


Рис. 3.3. Схема нагружения панели корневого треугольника лонжеронного крыла

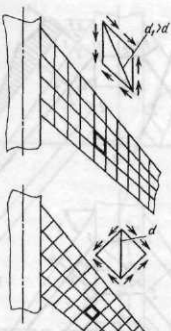


Рис. 3.4. Варианты расположения нервюр в стреловидном крыле

Подкосная балка *2 — 4* (см. рис. 3.2, *в*) нужна как вторая опора для лонжерона, чтобы получить нулевой изгибающий момент в точке *1* и тем самым — возможность избавиться от усиленной бортовой нервюры *1 — 2* ($M_{1\text{-}2} = 0$ sin $\chi = 0$), мешающей, например, размещению в крыле и уборке в фюзеляж стойки шасси с колесом;

2) с необходимостью иметь *для лонжеронных крыльев корневую нервюру 2 — 3 — 4* для передачи крутящего момента $M_к$ в виде пары сил в точках *2* и *3*, так как у таких крыльев корневой треугольник *1 — 2 — 3* работать на сдвиг от потока касательных усилий $q_к$ не может (его нечем уравновесить в бортовом (свободном) сечении крыла), потому что нормальные напряжения σ в этом сечении равны нулю (рис. 3.3).

У кессонных стреловидных крыльев корневой треугольник *1 — 2 — 3* работать на сдвиг может, поэтому у таких крыльев усиленной нервюры *2 — 3* может и не быть (см. подразд. 3.2.4 и рис. 3.11);

3) *с перераспределением нормальных напряжений σ между лонжеронами по* ширине панели из-за разной длины лонжеронов и, следовательно, их различной жесткости (у лонжеронных крыльев) и различной длины волокон панели *l* у передней и задней стенок в кессонном крыле (см. рис. 3.2, *а*). При этом происходит догружение заднего лонжерона за счет разгрузки переднего в лонжеронном крыле, а в кессонном крыле — рост σ в панели у заднего лонжерона (стенки) за счет разгрузки панели у переднего лонжерона (стенки).

В стреловидных и треугольных крыльях нервюры могут быть расположены как по потоку, так и перпендикулярно к одному из лонжеронов, к оси жесткости или просто к средней линии крыла. С точки зрения работы крыла это безразлично. Если нервюры расположены по потоку, то легче выдержать профиль крыла, но сами нервюры при этом получаются более длинными и тяжелыми, сложнее технологически осуществить стыки нервюр со стенками лонжеронов и обшивкой — требуется малковка. Кроме того, обшивка в этом случае имеет меньшие значения критических напряжений $\sigma_{кр.об}$ из-за большей величины диагонали элемента обшивки между нервюрами и стрингерами при одинаковом шаге нервюр (рис. 3.4). Чаще нервюры располагают по нормали к оси жесткости крыла или к одному из лонжеронов.

3.2.1. Однолонжеронные крылья. Силовая схема таких крыльев (см. рис. 3.1, *а*) состоит из лонжерона *1 — 3 — 5*, задней стенки *2 — 6*, силовых нервюр корневой части крыла: бортовой *1 — 2*, корневых *2 — 3 — 4* и *1 — 7*, обшивки, подкрепленной стрингерами, и набора нормальных и усиленных нервюр в консольной части крыла. Крыло стыкуется с фюзеляжем моментным узлом (точка *1*) и шарнирным узлом (точка *2*). Пояса бортовой нервюры в районе точки *1* связаны накладками *8* (рис. 3.5) с поясами лонжерона, чтобы бортовая нервюра могла воспринять приходящуюся на нее долю изгибающего момента $M_{1\text{-}2} = M \sin \chi$. Поэтому в точке *1* связь бортовой нервюры с лонжероном моментная, а в точке *2* со стенкой — шарнирная. Стенка этой нервюры связана шарнирно со стенкой лонжерона. Корневая нервюра *2 — 3 — 4* считается шарнирно опертой в точках *2* и *3* (на стенке лонжерона и в узле *2* на задней стенке крыла). Конструктивно здесь стенка этой нервюры соединяется стыковым угольником или своим отогнутым краем со стенкой лонжерона и задней стенкой крыла. Нервюра *1 — 7* рассматривается как консольная балка, защемленная в узле *1*, ее пояса накладками *8* (см. рис. 3.5) соединены с поясами лонжерона в точке *1*.

Со стороны концевой части крыла к его корневому сечению *2 — 3 — 4* подходят поперечная сила Q, изгибающий момент M по лонжерону *1 — 5* и крутящий момент $M_к$ в виде потока касательных усилий $q_к$ по замкнутому контуру, образованному обшивкой крыла и его задней стенкой (см. рис. 3.5).

Передача нагрузок (Q, M и $M_к$) силовыми элементами корневой части крыла. *Поперечная сила* Q передается в узел *1* участком лонжерона *1 — 3*, работающим на сдвиг и изгиб (дополнительный изгиб M_Q лонжерона от силы Q показан на рис. 3.5).

Изгибающий момент M в точке *1* раскладывается на две составляющие $M_{1\text{-}2} = M \sin \chi$ и $M_{1\text{-}1} = M \cos \chi$. Момент $M_{1\text{-}1}$ (пара сил $S_{1\text{—}1}$) передается на фюзеляжную часть лонжерона (силовой шпангоут) *1 — 1* и уравновешивается (при

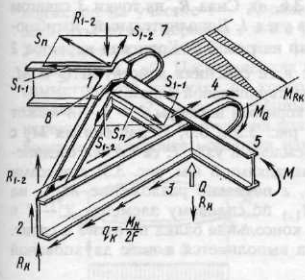


Рис. 3.5. Конструктивная схема корневого треугольника и нагружение его элементов

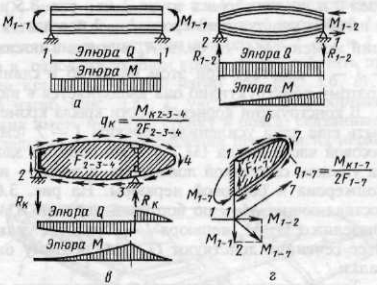


Рис. 3.6. Схемы нагружений:
а — лонжерона *1-1* в фюзеляжной части; *б* — бортовой нервюры *1-2*; *в* — корневой нервюры *2-3-4*; *г* — нервюры *1-7*

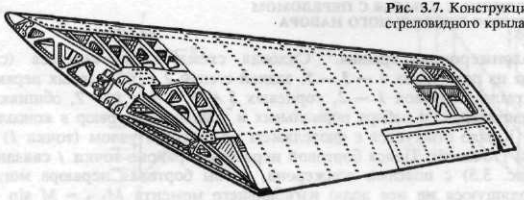


Рис. 3.7. Конструкция однолонжеронного стреловидного крыла

симметричном нагружении) таким же моментом с другой консоли*. В этом случае участок лонжерона *1 — 1* работает на чистый изгиб (рис. 3.6, *а*). В принципе это позволило бы сделать участок лонжерона *1 — 1* без стенки, так как $Q_{ст1-1} = 0$. Однако при несимметричном нагружении крыла, например при отклонении элеронов или интерцепторов, $Q_{ст1-1} \neq 0$ и стенка на участке лонжерона *1 — 1* нужна. Момент M_{1-2} (пара сил S_{1-2}) воспринимается бортовой нервюрой *1 — 2* и передается ею в виде пары сил R_{1-2} на узлы *1* и *2* крепления крыла к фюзеляжу (при этом бортовая нервюра работает на поперечный изгиб, см. рис. 3.6, *б*). С увеличением углов стреловидности χ растет значение M_{1-2}.

Так, например, при $\chi = 60°$ величина M_{1-2} по бортовой нервюре достигает значения 0,86 от изгибающего момента по лонжерону. Поэтому бортовая нервюра имеет толстую стенку, подкрепленную стойками, и мощные пояса, соизмеримые с поясами лонжерона, которые должны, как об этом уже говорилось, быть связаны поясами лонжерона (см. рис. 3.1, *а* и 3.5) для восприятия бортовой нервюрой момента M_{1-2}. Конструктивно бортовая нервюра может принадлежать крылу или фюзеляжу.

Крутящий момент $M_к$ в виде потока касательных усилий $q_к = M_{к2-3-4}/2F_{2-3-4}$ по замкнутому контуру (см. рис. 3.6, *в*) уравновешивается реакциями в узлах *2* и *3* крепления корневой нервюры *2 — 3 — 4* и передается ею в виде пары сил $R_к(M_{к2-3-4} = R_к B$, где B — расстояние между точками *2* и *3*) на узел *2* и на лонжерон в точке *3* (см. рис. 3.5 и 3.6, *в*). Сила $R_к$ из точки *3* сдвигом и изгибом участка лонжерона *1 — 3* передается в узел *1*. Дополнительный изгибающий момент $M_{R_к}$ от силы $R_к$ в точке *1* показан на рис. 3.5. Корневая нервюра *2 — 3 — 4* работает при этом на изгиб и сдвиг: в ее сечениях действуют Q и M, поэтому конструктивно она выполняется в виде двухпоясной балки.

В конструкции корневой части крыла кроме корневой нервюры *2 — 3 — 4* может быть еще одна усиленная нервюра *1 — 7* (см. рис. 3.5 и 3.6, *г*) для снятия $M_к$ с носовой части крыла ($M_{к1-7}$). Эта нервюра защемлена в узле *1*; ее стенка соединена уголком со стенкой лонжерона, а пояса — накладками *8* (см. рис. 3.5) с поясами лонжерона и бортовой нервюры. На рис. 3.6, *г* показано разложение M_{1-7} на составляющие M_{1-2} по бортовой нервюре и M_{1-1} по силовому элементу *1 — 1* в фюзеляже. От $M_к$ нервюра *1 — 7* работает как консольная балка на изгиб и сдвиг. В ее сечениях действуют Q и M, поэтому она выполняется в виде двухпоясной балки.

Таким образом, в результате проведенного анализа выявлены те дополнительные силы и моменты в узлах крепления крыла, которые порождаются особенностями

---

*Работа (уравновешивание) силового шпангоута, нагруженного Q и M (в виде пар сил S) от обеих консолей, показана на рис. 2.61 и подробно рассматривается в гл. 6.

работы под нагрузкой корневого треугольника крыла *1 — 2 — 3*. На рис. 3.7 показано однолонжеронное стреловидное крыло с двумя стенками (передней и задней) с шарнирными узлами на них. Бортовая нервюра в этом крыле, имеющем $\chi = 45°$, воспринимает 0,71 от изгибающего момента крыла. Поэтому эта нервюра имеет мощные пояса, соединенные накладками с поясами лонжерона, а стенку — ферменной конструкции из стержней большого поперечного сечения. Корневая нервюра тоже ферменной конструкции по нагрузкам и работе не отличается от описанной выше корневой нервюры *2 — 3 — 4*. В этом крыле все нормальные нервюры ферменной конструкции. Стыковой моментный узел на лонжероне очень мощный, так как через него передается на усиленный шпангоут фюзеляжа и бортовую нервюру изгибающий момент M всего крыла и значительная часть поперечной силы Q крыла. Применение нервюр ферменной конструкции в этом крыле объясняется широким распространением ферменных конструкций в период разработки самолета с таким крылом, большой строительной высотой сечений крыла, отсутствием в крыле топливных баков. На рис. 3.7 видны стыковые угольники, связывающие стенки нервюр со стенкой лонжерона и с передней и задней стенками крыла. Подвижными частями в этом крыле являются щитки и элероны.

3.2.2. Двухлонжеронные крылья (см. рис. 3.1, *б*). В силовой схеме здесь уже два лонжерона *1 — 5* и *2 — 6* и, следовательно, должно быть и два моментных узла крепления крыла к фюзеляжу. Бортовая нервюра *1 — 2* в точках *1* и *2* моментно (накладками на поясах) связана с лонжеронами, а корневая нервюра *2 — 3 — 4* шарнирно оперта на них (ее стенки связаны со стенками лонжеронов) в точках *2* и *3*.

Передача нагрузок (Q, M и $M_к$). Вдали от корневого треугольника *1 — 2 — 3* ($Z > l_{2/3}$) нормальные напряжения в лонжеронной части крыла $\sigma = \text{const}$. Поперечная сила Q и изгибающий момент M вдали от заделки распределяются между передним и задним лонжеронами пропорционально их жесткостям на изгиб EJ. При приближении к корневому сечению начинает сказываться разность длин лонжеронов, и задний, более короткий и поэтому более жесткий лонжерон начинает догружаться поперечной силой Q и изгибающим моментом M, а передний лонжерон — разгружаться. Сила Q_1 перейдет в узел *1*, дополнительно изгибая лонжерон на участке *1 — 3*, сила Q_2 будет передана в узел *2* непосредственно. Моменты по лонжеронам *1* и *2* в узлах *1* и *2* воспримутся бортовой нервюрой *1 — 2* и силовыми шпангоутами или фюзеляжными участками лонжеронов *1 — 1* и *2 — 2* (см. рис. 3.1, *б*). Последние, как и в однолонжеронном крыле, будут работать при симметричной нагрузке на консоли крыла на чистый изгиб (см. рис. 3.6, *а*), а нервюра *1 — 2* — на поперечный изгиб (рис. 3.8). С учетом работы бортовой нервюры на сдвиг и изгиб она должна иметь мощную стенку и пояса, связанные с поясами лонжеронов мощными накладками для осуществления передачи на нервю-

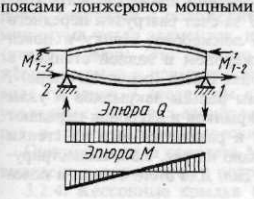


Рис. 3.8. Схема нагружения бортовой нервюры *1-2* двухлонжеронного крыла



Рис. 3.9. Конструкция двухлонжеронного стреловидного крыла

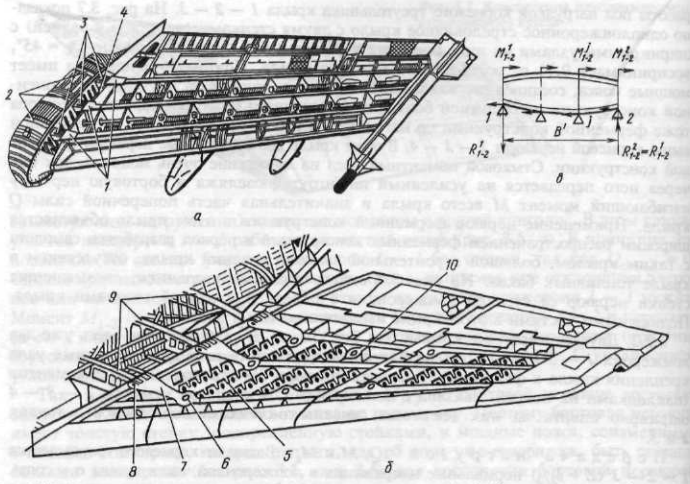


Рис. 3.10. Конструкция многолонжеронных стреловидных крыльев (*а, б*). Схема нагружения бортовой нервюры (*в*)

ру *1 — 2* моментов M^1_{1-2} и M^2_{1-2} с переднего *1* и заднего *2* лонжеронов. Крутящий момент $M_к$ передается так же, как и на однолонжеронном крыле.

На рис. 3.9 показано двухлонжеронное стреловидное крыло. Большой угол стреловидности ($\chi = 60°$) определяет степень нагруженности бортовой нервюры *1 — 2* (см. рис. 3.1, *б*) изгибающими моментами M^j_{1-2}. $M^j_{1-2} = M^j \sin 60° \approx \approx 0{,}86\, M^j$ (*j* — номер лонжерона). Поэтому нервюра *1 — 2* имеет стенку *4*, подкрепленную стойками *5*, и мощные пояса *2*, *3*, связанные накладками *8* с поясами лонжеронов *7*, заканчивающиеся моментными узлами *1*, *6* с горизонтальным расположением проушин под два вертикальных болта. Задний лонжерон, догруженный поперечной силой *Q* и изгибающим моментом *M* за счет разгрузки переднего лонжерона, имеет более толстую, чем у переднего лонжерона, стенку и пояса большего поперечного сечения. Между задним лонжероном и задней стенкой в данном крыле расположен отсек, где размещается стойка шасси (основная опора)*. На усиленных нервюрах и задней стенке закреплены рельсы закрылков и узлы навески элеронов. Узлы крепления стойки шасси, закрылков и элеронов передают нагрузку от этих агрегатов на усиленные нервюры и раздаются ими на стенки лонжеронов и на обшивку так же, как это было показано на рис. 2.50, иллюстрирующем работу усиленной нервюры от сосредоточенных сил. Для этого стенки и пояса

*Компоновка основных опор на других самолетах, естественно, может быть и иной.

нервюр в крыле (см. рис. 3.9) связаны с узлами крепления стоек шасси, закрылков и элеронов принципиально так же, как это было показано на рис. 2.50.

3.2.3. Многолонжеронные крылья (см. рис. 3.1, *в* и рис. 3.10) по конструктивной схеме и передаче нагрузок во многом аналогичны двухлонжеронным стреловидным крыльям. Число моментных узлов, связывающих ОЧК с усиленными шпангоутами фюзеляжа или с лонжеронами, проходящими через него, должно быть равно числу лонжеронов. Пропорционально жесткостям на изгиб лонжеронов вдали от сечения *2 — 3* (см. рис. 3.1, *в*) распределяются по ним поперечная сила Q и изгибающий момент M. Так же, как и в случае двухлонжеронного крыла, передние, более длинные лонжероны сбрасывают на задние, более короткие лонжероны часть Q и M (эта часть тем больше, чем больше угол стреловидности крыла χ). Это приводит к тому, что в наиболее нагруженной корневой части крыла передние лонжероны остаются недогруженными, что невыгодно в весовом отношении. Поперечная сила Q_j, подошедшая по стенке j-го лонжерона к корневой нервюре *2 — 3 — 4* (см. рис. 3.1, *в*), будет передаваться к узлу его крепления, вызывая дополнительный изгиб этого лонжерона, стенка лонжерона от силы Q_j будет работать на сдвиг. Изгибающие моменты лонжеронов в узлах их крепления с бортовой нервюрой *1 — 2* будут нагружать ее моментами M_{1-2}^{j} (см. рис. 3.10, *в*), от которых эта нервюра будет работать на поперечный изгиб. Для этого пояса *4* (см. рис. 3.10, *а*) бортовой нервюры *1 — 2* должны быть связаны с поясами лонжеронов накладками *1*. Нервюра *1 — 2* представляет собой многоопорную статически неопределимую балку. Однако приближенно можно считать, что под действием $\sum_j M_{1-2}^{j}$ нервюра *1 — 2* будет стремиться повернуться относительно ЦЖ, а удерживать ее от поворота будут крайние опоры, на которых возникнет реактивный момент

$$R_{1-2}^{j} B' = \sum_j M_{1-2}^{j},$$

где R_{1-2}^{j} — реакции в узлах *1* и *2*, а B' — расстояние между ними (см. рис. 3.10, *в*). Крутящий момент $M_к$ подходит к корневой нервюре *2 — 3 — 4* (см. рис. 3.1, *в*) в виде потока касательных усилий по ее контуру $q_к$. Можно считать по аналогии с нервюрой *1 — 2*, что $M_к$ воспринимается на опорах этой нервюры моментом $R_к B$, где $R_к$ — реакции опор в точках *2* и *3* на $M_к$; B — расстояние между точками *2* и *3*.

На рис. 3.10, *а* показано трехлонжеронное стреловидное крыло истребителя с расположением нервюр перпендикулярно среднему лонжерону, положение которого почти совпадает с положением оси жесткости крыла. В этом крыле сведено до минимума число элементов, не участвующих в восприятии изгибающего момента (число нервюр). Это выгодно в весовом отношении и позволяет получить более жесткое крыло с повышенной живучестью. Лонжероны *1* моментными узлами в виде гребенок *3* соединены с узлами на силовых шпангоутах фюзеляжа *2*. На усиленных нервюрах закреплены узлы навески закрылков, элеронов, интерцепторов, а также пилоны подвески вооружения.

Описание крыла самолета МиГ-29 (см. рис. 3.10, *б*) из-за особенностей его КСС выделено и приводится в подразд. 3.3.3.

3.2.4. Кессонные крылья (см. рис. 3.2, *а*) имеют центроплан. Они крепятся обычно к силовым шпангоутам фюзеляжа *1 — 1* и *2 — 2* по лонжеронам центроплана. Однако центроплан может быть встроен в фюзеляж так, что его панели и стенки соединяются с боковинами фюзеляжа (шпангоутами) фитингами и накладками. ОЧК крепится к центроплану по контуру кессона и по поясам лонжеронов.

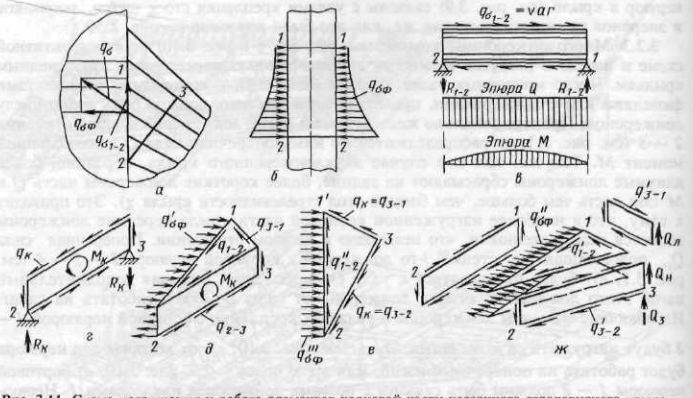


Рис. 3.11. Схема нагружения и работа элементов корневой части кессонного стреловидного крыла

На рис. 3.2, *а* показана схема кессонного крыла с лонжеронами *1 — 5* и *2 — 6*, бортовой *1 — 2* и корневой *2 — 3 — 4* нервюрами, верхними и нижними панелями. Кессон по контуру крепится к центроплану у борта фюзеляжа. Как и у лонжеронных стреловидных крыльев, нормальные напряжения σ в панелях кессона распределены неравномерно. Значения σ у заднего лонжерона больше, чем у переднего, и чем больше угол стреловидности χ, тем больше разница в напряжениях σ. Поэтому в корневой части крыла в панели ставят более толстую обшивку вблизи заднего лонжерона и подкрепляют ее там более мощными стрингерами. Диаметры болтовых соединений панелей при постоянном шаге болтов убывают от заднего лонжерона к переднему.

Неравномерность распределения σ в панелях приводит к появлению осевых распределенных сил q_σ, неравномерных по величине в зависимости от ширины панели. На рис. 3.11, *а* показано разложение сил q_σ на силы $q_{\sigma 1-2}$ по бортовой нервюре *1 — 2* и силы, перпендикулярные нервюре, $q_{\sigma\phi}$. Неравномерность этих сил показана на эпюре рис. 3.11, *б*, *в*. Из рис. 3.11, *в* следует, что бортовая нервюра *1 — 2* работает в основном на сдвиг. Изгиб ее вызвается неравномерностью $q_{\sigma 1-2}$ и невелик. Поэтому нервюру *1 — 2* можно было бы делать со слабыми поясами, если бы не надо было стыковать панели ОЧК с центропланом.

Крутящий момент $M_к$ передается двояко (как и для лонжеронных крыльев): изгибом корневой нервюры *2—3* (см. рис. 3.11, *г*) и сдвигом корневого треугольника *1—2—3* (см. рис. 3.11, *д*). При этом $M_к$ распределяется пропорционально жесткостям на кручение нервюры *2—3* и корневого треугольника *1—2—3*. Сама корневая нервюра *2—3* при этом работает на сдвиг (см. рис. 3.11, *е*). Уравновешивание потоков q_{2-3} и q_{3-1} (см. рис. 3.11, *д*) происходит за счет потока q_{1-2}, развиваемого бортовой нервюрой *1—2* и усилиями от фюзеляжной части панелей $q'_{\sigma\phi}$.

Анализ работы корневой нервюры показывает, что при определенном соотношении жесткостей нервюры *2—3* и панели *1—2—3* суммарная распределенная нагрузка

$q_к$ и $q'_{3-2} = -q_{2-3}$ (от панели *1—2—3* на нервюру *2—3*) может оказаться равной нулю. В этом случае (или в случаях, близких к этому, когда $q_к - q'_{2-3}$ мало) *можно обойтись без нервюры 2—3*. Так как корневой треугольник *1—2—3* в кессонных крыльях (в отличие от лонжеронных) работает на сдвиг (см. рис. 3.11, *е*), то крутящий момент, передающийся сдвигом стенок лонжеронов, воспринимается на опорах *1* и *2*, загружая при этом панель *1—2—3* по стороне *3—1* потоком $q_к = q_{3-1}$. Уравновешивание панели *1—2—3*, работающей на сдвиг, показано на рис. 3.11, *е*, *ж*. Здесь q'_{1-2} — уравновешивающий поток от нервюры *1—2*, а $q'''_{оф}$ — усилия от фюзеляжной части панелей крыла.

Поперечная сила Q вдали от корневого сечения ($Z > l_{2-3}$) распределяется между лонжеронами пропорционально их жесткостям на изгиб. Но при подходе к корневому сечению ($Z < l_{2-3}$) поперечная сила перераспределяется, догружая стенку заднего и разгружая стенку переднего лонжеронов. Догрузка ΔQ при $\chi \approx 50...60°$ может достигать 50 % от Q при $\chi = 0$. Так, например, толщина стенки в корневом сечении у заднего лонжерона самолета Ту-114 равна 12 мм, а у переднего — 6 мм. Сила Q_2 передается на опору *2*, а сила Q_3 передается двояко: часть $Q_3 = Q_{3-2}$ будет передаваться сдвигом нервюры *2—3* на узел *2*, а часть $Q_3 = Q_{3-1}$ будет передаваться сдвигом стенки переднего лонжерона на узел *1*. Исходя из закона парности, потоки q'_{3-1} и q'_{3-2} сил $Q_л = q'_{3-1}H = Q_{3-1}$ и $Q_н = q'_{3-2}H = Q_{3-1}$ в точке *3* панели *1—2—3* должны быть равны (см. рис. 3.11, *е*). Тогда $Q_л = Q_н = Q_3/2$ или (что то же самое) $Q_{3-2} = Q_{3-1} = Q_3/2$. Здесь $Q_л$, $Q_н$ — соответственно поперечные силы, действующие на стенку лонжерона и нервюры. Уравновешивание панели *1—2—3* в случае передачи силы Q_3 аналогично уравновешиванию ее при передаче крутящего момента (потоки q'_{1-2} и $q''_{оф}$). Суммарные напряжения в корневой части крыла определяются алгебраическим суммированием напряжений от действия Q, M и $M_к$. Общий недостаток рассмотренной схемы крыла состоит в том, что в ней не представляется возможным рационально с точки зрения массы использовать передний лонжерон и переднюю часть кессона, как, скажем, это возможно в однолонжеронном крыле, где рациональнее используется строительная высота.

На рис. 3.12, *а—в* показано стреловидное кессонное крыло дальнего магистрального пассажирского самолета с тремя лонжеронами (*1*, *3*, *4*, рис. 3.12, *б*) в корневой и средней частях крыла и двумя лонжеронами *1*, *4* — к концу крыла. Состоит оно из центроплана и двух ОЧК. Большинство нервюр состоит из носовых, средних и хвостовых частей. Шаг нервюр 400...500 мм. Нервюры центроплана установлены по направлению полета, а в ОЧК — перпендикулярно заднему лонжерону. В центроплане и каждой ОЧК лонжеронами и верхними и нижними фрезерованными монолитными панелями с ребрами (стрингерами) образованы кессоны, заполняемые топливом. Герметичными средними частями нервюр кессоны делятся на отдельные полностью герметичные баки-отсеки. Для защиты от коррозии, возникающей от конденсата в топливе во внутренней полости топливных баков, нижняя поверхность кессонов покрыта сплошным слоем герметика. Съемные панели для осмотра и ремонта внутренней полости топливных баков герметизируются рифленой резиновой лентой и резиновыми кольцами под головками болтов. Носовая часть крыла (впереди переднего лонжерона) съемная и снабжена противообледенительным устройством. В ней размещены горловины заправки топливом, посадочно-рулежные фары. За задним лонжероном в хвостовой части крыла расположены закрылки, интерцепторы, элероны, отсеки крепления стойки основной опоры. В законцовке

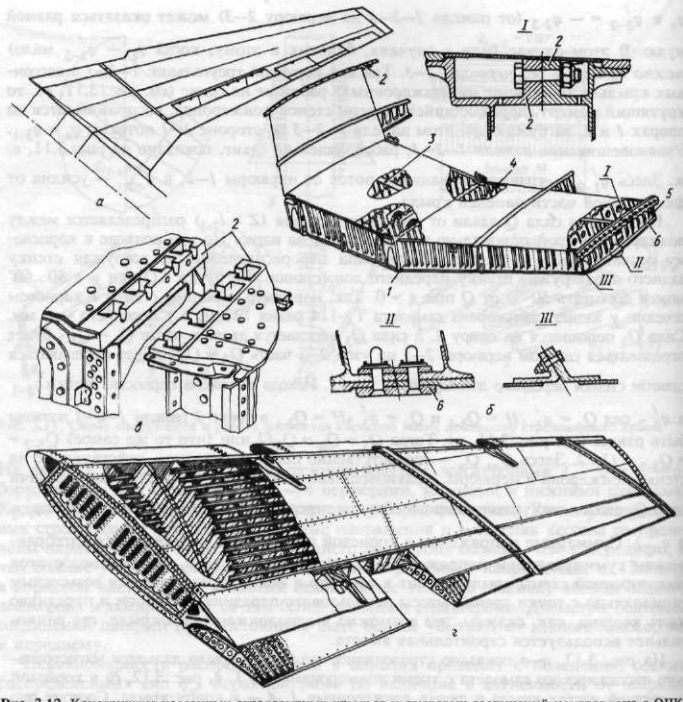


Рис. 3.12. Конструкция кессонных стреловидных крыльев и стыковых соединений центроплана с ОЧК

крыла — труба аварийного слива топлива. Для обслуживания агрегатов систем самолета в крыле находятся большое число люков с быстросъемными крышками, съемные панели. Кессоны центроплана и ОЧК (см. рис. 3.12, *б*, *в*) соединяются специальными стыковыми профилями разъема *2* по верхней панели кессона (сечение по месту *I*), стыковыми лентами *6* — по нижней панели (сечение по месту *II*) в плоскости разъема и уголками по стенкам лонжерона (сечение по месту *III*). КСС *центроплана показана на рис.* 3.12, *б*.

В силовой схеме этого крыла в корневой его части нет корневой нервюры, что подтверждает сделанный выше вывод о возможности обходиться без корневой нервюры в стреловидном кессонном крыле. Панели крыла работают на сдвиг от $M_к$, который уравновешивается на бортовой нервюре парой сил в узлах крепления центроплана к силовым шпангоутам фюзеляжа (см. точки *1*, *2* на рис. 3.2, *а* на крайних лонжеронах).

На рис. 3.12, *г* приведена средняя часть кессонного крыла другого пассажирского самолета, состоящего из центроплана, двух средних частей и двух консолей. Кессон образован двумя лонжеронами, нервюрами и панелями. К нему крепятся съемные носовые и хвостовые части крыла, два закрылка, двигатели, основные опоры и обтекатели стоек основных опор в убранном положении. Стенки лонжеронов, нервюр и нижние панели, образующие отсеки топливных баков, облицованы стеклопластиком. Съемные панели обеспечивают доступ к бакам. Лонжероны: передний из сплава Д16, задний — из сплава В95, толщина стенок в корневой части у переднего лонжерона 6 мм, у заднего — 12 мм, что, как уже отмечалось, связано с неравномерностью нагружения и работы крыла такой КСС. Панели — из обшивки, подкрепленной стрингерами закрытого профиля. Продольные стыки обшивки выполнены на стрингерах двутаврового сечения, поперечные стыки — при помощи лент. Стыковка с центропланом и консолями — при помощи профилей разъема (см. рис. 3.12, *в*), к которым крепятся панели. Консольная часть крыла по силовой схеме аналогична средней части крыла.

3.2.5. Кессонные стреловидные крылья с внешней балкой в плоскости крыла, но проходящей вне кессона, показаны на рис. 3.2, *б* и 3.13. В таких крыльях балка связана одним концом с задним (или передним) лонжероном кессона, а другим концом — со шпангоутом фюзеляжа и необходима в основном для организации ниши для стойки шасси и узла ее крепления. Узел крепления балки к силовому шпангоуту (точка *3* на рис. 3.13, *а*, *б*) шарнирный, так как шпангоут снизу вырезан для уборки стойки с тележкой и воспринять изгибающий момент не может. С точки зрения уменьшения массы и повышения эффективности работы механизации выгоднее перпендикулярное к оси симметрии самолета расположение балки *3—4* (см. рис. 3.13). Однако большая стреловидность задней кромки крыла больших самолетов приводит к тому, что даже при ее некотором спрямлении на участке внутренних закрылков балка *3—4* чаще все-таки не перпендикулярна к оси фюзеляжа. Конструктивно балка *3—4* может быть и не связана непосредственно в точке *4* с задним лонжероном кессона *1—2* (такая связь может осуществляться, например, через профили разъема ОЧК и центроплана).

На рис. 3.13, *а* показан корневой отсек крыла с нишей шасси *2—1—4—3*, образованной задним лонжероном кессона *1—2* и задней балкой *3—4*. Как видно, в этом крыле нет непосредственной жесткой связи силовых элементов *1—2* и *3—4*. Однако на рис. 3.13, *б* пояса балки *3—4* накладками связаны с поясами заднего лонжерона кессона *1—2*. Все это обеспечивает более высокую жесткость не только корневой части крыла, ниши и узлов крепления стойки шасси, но и крыла в целом.

На рис. 3.13, *в* показана КСС кессонного крыла самолета "Хаук" с переломом осей продольных элементов силового набора в плоскости симметрии самолета и передней внешней по отношению к кессону балкой *1—6* для компоновки основных опор самолета. Особенностью этой схемы являются связанные между собой продольная балка *0—0′*, поперечная балка *6—6* и передние балки *1—6*, образующие впереди передней части кессонов крыла жесткие отсеки для крепления и размещения в убранном положении стоек шасси с колесами. В точке *6* находятся два передних шарнирных узла крепления балок *1—6* к силовым шпангоутам фюзеляжа для передачи на них поперечных сил в основном от стоек шасси. Крепление кессона крыла к силовым шпангоутам фюзеляжа осуществляется с помощью всего четырех болтов.

На рис. 3.13 показаны компоновки стоек основных опор самолета с подкосами и цилиндрами уборки, механизация и пилоны подвески гондол с двигателями.

3.2.6. Крылья с переломом осей продольного набора в плоскости симметрии самолета (см. рис. 3.1, *г*) могут иметь фюзеляжные части, выполненные по лонжеронной или кессонной схеме. В обоих этих случаях должна быть усиленная центральная нервюра *0—0′*.

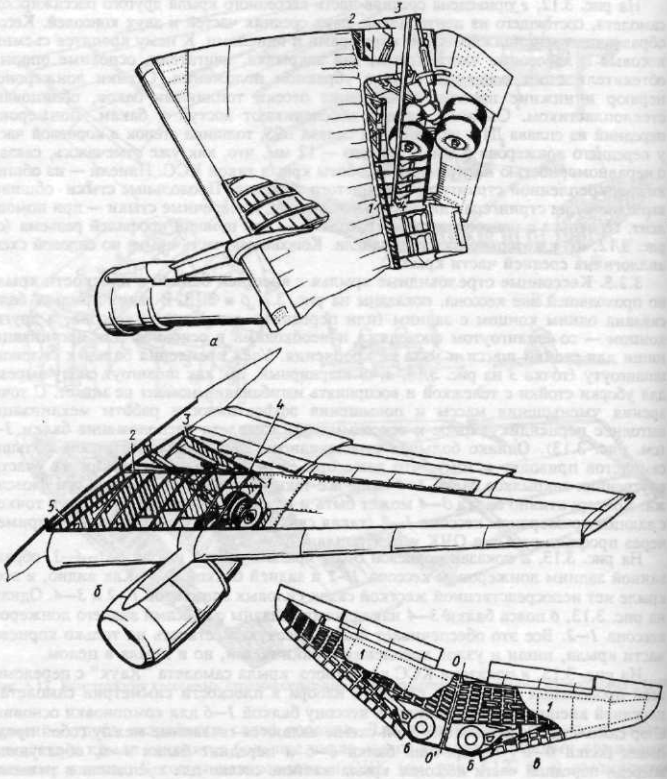
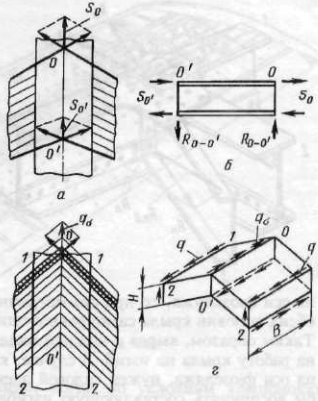


Рис. 3.13. Конструкция кессонных стреловидных крыльев с внешней балкой, лежащей в плоскости крыла

Рис. 3.14. Схема нагружения кессонного стреловидного крыла с переломом продольного силового набора в плоскости симметрии самолета



В случае лонжеронной схемы (рис. 3.14, *а*) пояса нервюры *0—0′* загрузятся осевыми силами S_0, S_0' от изгибающих моментов по переднему и заднему лонжеронам. Под действием этих сил, уравновешиваемых реакциями лонжеронов $R_{0\text{-}0'}$ (см. рис. 3.14, *б*), нервюра *0—0′* будет работать на изгиб и сдвиг. Реакции лонжеронов $R_{0\text{-}0'}$ изгибом и сдвигом лонжеронов в фюзеляжной части крыла передаются на узлы *1* и *2* крепления крыла к усиленным шпангоутам фюзеляжа, догружая на этом участке передний лонжерон и разгружая задний.

В случае кессонной схемы фюзеляжной части крыла (см. рис. 3.14, *в*) пояса нервюры *0—0′* нагружаются распределенными касательными усилиями q_σ от нормальных усилий в панелях $\sigma\delta$. Усилия q_σ уравновешиваются на обшивке и стенках кессона в фюзеляжной части потоком $q = q_{об} = q_{ст} = 0{,}25q_\sigma$ [17] (равенство $q = 0{,}25q_\sigma$ получается из равенства моментов в сечениях *0—0′* и *1—2*: $M_{0\text{-}0'} = 2M_{1\text{-}2}$; $M_{0\text{-}0'} = q_\sigma BH$; $M_{1\text{-}2} = q_{об}BH + q_{ст}HB = 2q_{об}BH$, откуда $q_\sigma = 4q_{об}$ и $q_{об} = 0{,}25q_\sigma$). Сдвигом обшивки и стенок поток q передается на бортовые нервюры *1—2* и оттуда на усиленные шпангоуты (узлы крепления *1* и *2*) и боковины фюзеляжа.

§ 3.3. СТРЕЛОВИДНЫЕ КРЫЛЬЯ БЕЗ ПЕРЕЛОМА ОСЕЙ ПРОДОЛЬНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ — С ВНУТРЕННЕЙ ПОДКОСНОЙ БАЛКОЙ

3.3.1. Однолонжеронное стреловидное крыло с внутренней подкосной балкой. КСС стреловидного крыла с внутренней подкосной балкой (см. рис. 3.2, *в*) состоит из лонжерона *1—5*, имеющего две опоры в точках *1* и *4*, подкосной балки *2—4*, моментно связанной с силовым шпангоутом фюзеляжа, задней стенки *2—6*, корневой нервюры *3—4* (если в нижней панели крыла сделан вырез *1—2—4* под шасси) или *2—7* в крыле*, где нет выреза. Корневая нервюра *2—7* в этом случае опирается на заднюю стенку *2—6* в точке *2* и проходит параллельно нервюре *3—4*. Второй опорой этой нервюры является стенка лонжерона в точке *7*. В силовую схему крыла входят обшивка, подкрепленная стрингерами, и набор нормальных и усиленных нервюр.

Подкосная балка может принадлежать крылу или (реже) — фюзеляжу. В последнем случае она не имеет разъема у борта и не связана с обшивкой крыла.

Работа крыла на изгиб показана эпюрой M на рис. 3.2, *в*. Наибольший изгибающий момент M по лонжерону в точке *4*, где он опирается на

*На рис. 3.2, *в* нервюра *2—7* такого крыла показана пунктиром.

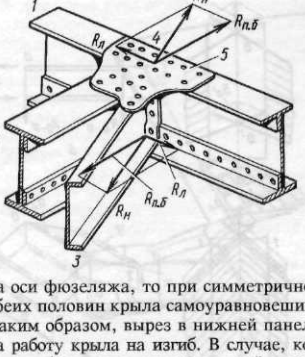


Рис. 3.15. Конструкция стыкового узла лонжерона, подкосной балки и корневой нервюры

подкосную балку. Здесь должны быть и наибольшие сечения поясов лонжерона. В точке *1* момент $M_1 = 0$, и поэтому здесь — шарнирный узел. Не нужна в этом случае и усиленная бортовая нервюра *1*— 2, так как $M_{1\text{-}2} = M_1 \sin \chi = 0$. Подкосная консольная балка *2—4* нагружается большим изгибающим моментом от силы R_4 в месте защемления в точке *2* на силовом шпангоуте или фюзеляжной части балки *4—2—2—4*. Поэтому узел *2* — моментный. Так как подкосная балка перпендикулярна оси фюзеляжа, то при симметричном нагружении изгибающие моменты M_2 от обеих половин крыла самоуравновешиваются на силовом элементе фюзеляжа *2—2*. Таким образом, вырез в нижней панели крыла *1—2—4* под шасси никак не влияет на работу крыла на изгиб. В случае, когда подкосная балка *2—4* не перпендикулярна оси фюзеляжа, нужен силовой элемент в бортовом сечении крыла, который мог бы воспринять составляющую изгибающего момента $M_2 (M_2 \sin \beta$, где β — угол между подкосной балкой и перпендикуляром к оси симметрии фюзеляжа). Таким элементом может быть усиленная часть бортовой нервюры, не перекрывающая вырез под шасси и тем самым не препятствующая его уборке.

Работа крыла на кручение определяется наличием или отсутствием выреза *1—2—4* в нижней панели крыла, нарушающего замкнутость контура. Корневая нервюра *3—4* может опираться шарнирно в точках *3* и *4* на стенку *2—6* и подкосную балку *2—4* (см. рис. 3.2, *в*) или может быть моментно связана (защемлена) на подкосной балке и лонжероне в точке *4* (рис. 3.15).

Если нет выреза *1—2—4* и корневой нервюрой является нервюра *2—7*, опирающаяся шарнирно на лонжерон в точке *7* и на подкосную балку в точке *2*, то крутящий момент $M_к$ в виде потока касательных сил $q_к$ по контуру нервюры *2—7* преобразуется в пару сил $R_к$ в точках *2* и *7*. Сила $R_к$ в точке *2* передается на узел *2*, а сила $R_к$ в точке *7* передается лонжероном на его опоры в точках *1* и *4*. При наличии выреза *1—2—4* в случае шарнирного опирания корневой нервюры в точках *3* и *4* пара сил $R_к$, в которую трансформируется $M_к$, передается на стенку и на подкосную балку, дополнительно изгибая последнюю. Стенка *2—3* загружается моментом $M_3 = R_к l_{3\text{-}2}$, который шарнирным узлом ее крепления к подкосной балке восприняться не может. Этот момент загружает примыкающий к корневой нервюре отсек консоли *3—3′—4—4′* (см. рис. 3.2, *в*) дополнительным сдвигом, что заставляет подкреплять в этом месте обшивку. И, наконец, при консольном защемлении корневой нервюры в точке *4* (см. рис. 3.15) (накладками *5* связаны пояса нервюры *3—4*, подкосной балки *2—4* и лонжерона) она трансформирует $M_к$ в пару горизонтальных сил $R_к = M_к / H$ с плечом H, равным расстоянию между накладками *5*. В точке *4* от этой пары сил подкосная балка (п.б) и лонжерон (л) будут нагружены сосредоточенными моментами $M_{п.б} = R_{п.б} H$ и $M_л = R_л H$. Момент $M_л$ в виде пары сил будет воспринят в узле *1* и в точке *4*, догружая изгибающим моментом подкосную балку. Во многих конструкциях в случае выреза *1—2—4* под стойку шасси корневая нервюра *3—4* часто крепится моментно в точке *4* и шарнирно — в точке *3*, в результате чего повышается жесткость крыла на кручение и изгиб, но система становится статически неопределимой.

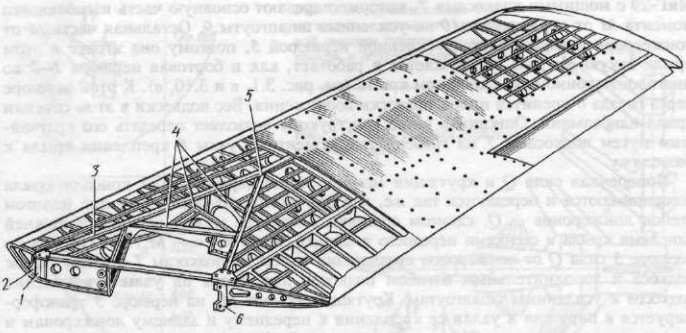


Рис. 3.16. Конструкция стреловидного крыла с внутренней подкосной балкой

Описанная выше КСС применяется тогда, когда по условиям компоновки приходится разрезать бортовую нервюру, например, при необходимости размещения стойки основной опоры в крыле и уборки ее в нишу, захватывающую и фюзеляж.

Конструкции стреловидных крыльев с внутренней подкосной балкой получаются более легкими, так как в крыле нет мощной бортовой нервюры *1—2* и лонжерон на участке *4—1* разгружается от изгиба, что позволяет уменьшить площади сечений его поясов. Поэтому возможно применение такой КСС и для крыльев, где нет необходимости делать вырез под шасси.

На рис. 3.16 показана конструкция стреловидного крыла с внутренней подкосной балкой. Его особенностью является излом лонжерона *3* в точке *5*. Это позволяет расположить бóльшую часть лонжерона в зоне с большей строительной высотой (выиграть при этом в массе лонжерона) и удовлетворить компоновочные требования о месте расположения узла крепления стойки шасси. Конструктивно, чтобы обеспечить передачу сил от шасси на силовые элементы крыла, этот узел лучше располагать между лонжероном и подкосной балкой. Однако, как и при любом изломе осей продольных силовых элементов, излом лонжерона в точке *5* требует *моментно связанных с ним элементов,* которые могли бы воспринять приходящуюся на их долю часть изгибающего момента. Такими элементами в данной конструкции являются подкосная балка *5—6* ($M_{5\text{-}6}$) и участок лонжерона *1—5* ($M_{1\text{-}5}$). Момент $M_{1\text{-}5}$ узлом *2* восприняться не может (узел *2* — шарнирный), поэтому $M_{1\text{-}5}$ трансформируется в пару сил $R_{1\text{-}5}$ в точках *1* и *5*. Сила $R_{1\text{-}5}$ в точке *2* будет воспринята непосредственно узлом *2*, а в точке *5* — подкосной балкой, догружая ее поперечной силой и изгибающим моментом (сдвигом и изгибом). Узлы крепления стойки шасси на лонжероне и подкосной балке располагают вблизи точки их соединения между собой. Ниша под шасси сверху ограничена обшивкой, подкрепленной нервюрами *4* с фигурными вырезами под стойку шасси, а снизу закрывается створками.

3.3.2. Кессонные стреловидные крылья с внутренней подкосной балкой (по типу рассмотренного в подразд. 3.3.1), в которых подкосная балка из точки *3* пересекала бы весь кессон до переднего лонжерона, не получили распространения и потому здесь не рассматриваются.

3.3.3. Стреловидное многолонжеронное крыло смешанной КСС. На рис. 3.10, *б* показана конструкция стреловидного трехлонжеронного крыла самолета

МиГ-29 с мощными подкосами *7*, которые передают основную часть изгибающего момента M от лонжеронов *10* на усиленные шпангоуты *9*. Остальная часть M от лонжеронов воспринимается усиленной нервюрой *5*, поэтому она играет в этом крыле такую же роль, нагружается и работает, как и бортовая нервюра *1—2* во многолонжеронном стреловидном крыле (см. рис. 3.1, *в* и 3.10, *в*). К этой нервюре через гнезда *6* крепится пилон подвески вооружения. Вес подвески в этом сечении крыла наибольший. Описанная выше конструкция позволяет передать его кратчайшим путем подкосами *7* на гребенчатые моментные узлы *8* крепления крыла к фюзеляжу.

Поперечная сила Q и крутящий момент $M_к$ до нервюры *5* от консоли крыла воспринимаются и передаются так же, как это рассматривалось уже выше (сдвигом стенок лонжеронов — Q, сдвигом обшивки в контуре между верхней и нижней панелями крыла и стенками переднего и заднего лонжеронов — $M_к$). От сечения по нервюре *5* сила Q от лонжеронов кратчайшим путем по подкосам *7* сдвигом стенок подкоса и дополнительным изгибом подкосов передается на узлы *8* крепления подкосов к усиленным шпангоутам. Крутящий момент $M_к$ на нервюре *5* трансформируется в пару сил в узлах ее крепления к переднему и заднему лонжеронам и передается крайними подкосами *7* на узлы *8*. Специальное пространственное очертание крыла позволило получить на самолете дополнительное улучшение аэродинамических и динамических характеристик. Эти вопросы рассматриваются в курсах аэродинамики и динамики полета.

§ 3.4. КРЫЛО ОБРАТНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

Крылья обратной стреловидности (КОС) могут иметь такие же КСС, как и крылья прямой стреловидности (КПС), и так же, как они, отличаются по конструкции и работе от прямых крыльев, но только в корневой части. В силовых схемах КОС, кроме однолонжеронного крыла, в отличие от силовых схем КПС более нагруженными в корневой части будут передний лонжерон и панель вблизи него. Они будут догружаться за счет разгрузки заднего, более длинного (менее жесткого) лонжерона и панели. Отличаться будут также углы стреловидности χ по *передней и задней кромкам: в КОС величина χ по передней кромке меньше, а по* задней — больше, чем у КПС. Для КОС нет необходимости в геометрической крутке на уменьшение углов атаки концевых профилей крыла (как у КПС), а положительные углы крутки концов КОС по абсолютной величине меньше, чем у КПС, что обеспечивает им меньшее сопротивление в полете. Последнее объясняется тем, что для КОС зона, где начинается срыв потока, смещается с концов крыла к корню. При этом поперечная и путевая устойчивость сохраняется до больших углов атаки, а опасность сваливания на крыло уменьшается. Концевой срыв отодвигается до угла атаки, большего соответствующего $c_{y\alpha max}$. Применение КОС может обеспечить устойчивость и эффективное поперечное управление до углов атаки порядка 80° [31]. Поэтому скоростные самолеты с крылом обратной стреловидности могут иметь более высокие, чем самолеты с крылом прямой стреловидности, маневренные характеристики на больших углах атаки и более высокий уровень безопасности полетов.

Малая скорость захода на посадку может быть достигнута без применения сложных средств механизации. Посадочная скорость может быть уменьшена на 20...25 %. Это делает перспективным применение КОС на самолетах короткого взлета и посадки (КВП).

Применение на самолетах КОС может дать бóльшую свободу при разработке компоновки самолета. Центроплан КОС находится позади ЦМ самолета и не

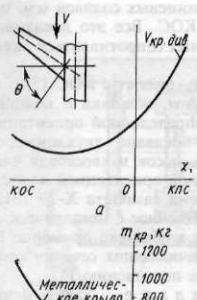


Рис. 3.17. Сравнительная оценка по затратам массы и по критической скорости дивергенции крыльев прямой и обратной стреловидности

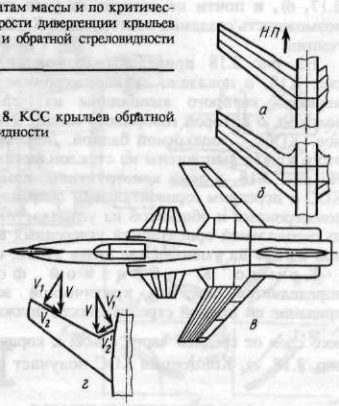


Рис. 3.18. КСС крыльев обратной стреловидности

мешает размещению в фюзеляже пассажирского салона (на пассажирских самолетах) или отсека для сбрасываемых грузов (на самолетах военного назначения). На самолетах с КОС легче удовлетворить требование соблюдения правила площадей, что может обеспечить снижение волнового сопротивления на околозвуковых скоростях полета и меньшее значение потребной тяги для такого полета. Это могло бы позволить отказаться от форсажных режимов работы двигателя. Возможно снижение сопротивления КОС по сравнению с КПС и повышение аэродинамического качества, так как меньше потери, связанные с круткой крыла. Однако малые критические скорости аэроупругой дивергенции $V_{кр.див}$ (рис. 3.17, *а*) КОС сдерживали развитие работ по таким крыльям. Требуемые дополнительные затраты массы для устранения опасности дивергенции (увеличение прочности, а главное, жесткости металлического крыла) так велики, что сводили на нет все преимущества КОС (см. рис. 3.17, *б*, где показан рост массы крыла $m_{кр}$ для КОС по углу стреловидности χ). Как видно из рис. 3.17, *а*, значение $V_{кр.див}$ КОС значительно меньше значения $V_{кр.див}$ КПС. Это объясняется тем, что при изгибе КОС закручивается на увеличение угла атаки (см. рис. 2.10, *б*), способствующее появлению дополнительной подъемной силы на концах крыла, увеличивающей его изгиб и еще больше увеличивающей угол атаки, и т.д. вплоть до разрушения крыла при скорости полета $V \geq V_{кр.див}$. Препятствуют развитию этого явления, называемого дивергенцией, на скоростях полета $V < V_{кр.див}$ упругие силы конструкции крыла. В крыльях прямой стреловидности при изгибе закручивание крыла приводит к уменьшению угла атаки (см. рис. 2.10, *а*), что сдерживает и отодвигает на большие скорости полета наступление дивергенции.

Применение КМ с определенной ориентацией волокон (под углом $\theta = 90...180°$) в конструкции обшивки КОС (см. рис. 3.17, *а*) вызывает закручивание крыла при его изгибе в полете на уменьшение углов атаки, что приводит к уменьшению нагрузок (подъемной силы), обусловленных аэроупругой деформацией крыла, и к резкому увеличению $V_{кр.див}$. К тому же, КМ имеют более высокие удельные характеристики прочности и жесткости, поэтому затраты массы на крыло из КМ

для КОС значительно меньше, чем для крыла из алюминиевых сплавов (см. рис. 3.17, *б*), и почти не зависят от угла стреловидности КОС. Все это доказывает возможность создания конструкций КОС из КМ, способных сопротивляться дивергенции.

На рис. 3.18 приведены возможные КСС КОС и самолет с КОС [31]. На рис. 3.18, *а* показано двухлонжеронное КОС, лонжероны, обшивка и концевая нервюра которого выполнены из углепластика с определенной ориентацией волокон, о которой говорилось выше. На рис. 3.18, *б* показано двухлонжеронное КОС с подкосной балкой. Лонжероны, обшивка, носок и хвостовая часть этого крыла выполнены из стеклопластика с определенной ориентацией волокон. На рис. 3.18, *в* дана конструктивно-компоновочная схема самолета Х-29 [31] с КОС и передним горизонтальным оперением. Крыло — кессонное с металлическими лонжеронами и обшивкой из углепластика. Число слоев в обшивке примерно 150 со специальной ориентацией углеродных волокон, разворачивающих сечения крыла при изгибе на уменьшение углов атаки, способствующее повышению $V_{кр.див}$.

К р ы л о К - о б р а з н о й ф о р м ы в п л а н е. Такая форма определяется тем, что критической зоной КОС является корневая часть, и придание ей прямой стреловидности должно препятствовать перетеканию пограничного слоя от средней части крыла к корню за счет составляющей скорости V_2' (см. рис. 3.18, *г*). Концепция КОС получает реальное воплощение.

§ 3.5. ПОВОРОТНЫЕ КРЫЛЬЯ

К поворотным относятся крылья, которые целиком или их ОЧК могут поворачиваться либо относительно вертикальной оси — крылья изменяемой в полете стреловидности, либо относительно поперечной оси — крылья с изменяемым в полете углом установки, а также крылья с поворотом концевых частей относительно продольной оси. В таких крыльях площадь поворачиваемой части составляет для крыльев изменяемой стреловидности от 40 до 70 % площади крыла, для крыльев с изменяемым в полете углом установки — 30...80 % (вплоть до 100 %), а для складывающихся крыльев — 30...50 % и более.

3.5.1. Крылья изменяемой стреловидности состоят из неподвижной корневой части — центроплана (рис. 3.19, *а*), поворотной части крыла (рис. 3.19, *б*), узла поворота (рис. 3.19, *в*) и системы управления поворотом крыла. На рис. 3.19, *г* показана схема сил, действующих на проушину, а на рис. 3.19, *д* приведена оценка преимуществ крыльев изменяемой стреловидности.

На рис. 3.20, *а* представлены крыло изменяемой стреловидности тяжелого самолета В-1 ($m_0 \approx 180$ т) и отдельно поворотная часть крыла (ПЧК) этого самолета (рис. 3.20, *б*), а на рис. 3.21, *а* — крыло самолета ($m_0 \approx 30$ т) и отдельно его центральная часть (рис. 3.21, *б*). Несмотря на такое большое различие в массе, КСС крыльев обоих самолетов в главном одинаковы и в определенной степени типичны, так как такие же КСС и у крыльев, представленных на рис. 3.19 и 3.22 (m_0 до 20 т). Так, неподвижная часть крыла этих самолетов — центроплан — изготовлена сваркой панелей из титанового сплава и представляет собой топливный бак-отсек. К этому баку-отсеку с обеих сторон приварены проушины поворотных узлов (главного шарнира) с подкрепляющими их диафрагмами (см. рис. 3.19, *а* и 3.20...3.22). ПЧК самолета В-1 (см. рис. 3.20, *б*) кессонной двухлонжеронной конструкции с обшивкой из монолитных панелей. Кессоны являются баками-отсеками. Толщина монолитных панелей возрастает к корню ПЧК, переходя здесь в мощные проушины. Соединение панелей с центропланом осуществлено через один главный шарнир.

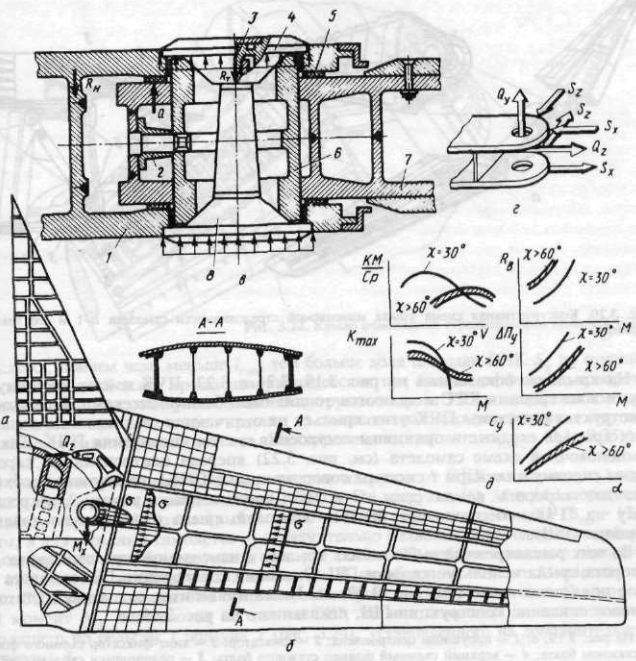


Рис. 3.19. Конструкция крыла изменяемой стреловидности и его главного шарнира. Сравнение крыльев с разными углами стреловидности

На рис. 3.20, *в* показан главный шарнир крыла этого же самолета, имеющего втулку *2* и сферические стальные подшипники *5*, закрепленные болтами *4* на проушинах центроплана *3*. Втулка главного шарнира запрессовывается в проушины центроплана, а консоль *1* может поворачиваться на ней, опираясь на подшипники *5*. Диапазон углов стреловидности крыла 15...65° [31], время на поворот крыла от 15 до 65° — порядка одной минуты. Поворот крыла осуществляется гидромеханическим приводом с винтовыми шариковыми преобразователями по типу привода *1*, представленного на рис. 3.22. Привод развивает усилия Q_z такой величины, что момент $Q_z d$ (см. схему на рис. 3.25, *а*) должен быть больше (равен) моменту, действующему на крыло в плоскости его хорд. Система управления поворотом крыла обеспечивает наивыгоднейшее положение крыла для основных режимов полета и фиксацию крыла в любом промежуточном положении.

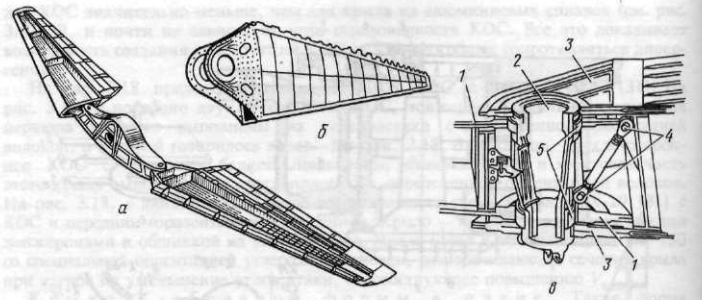


Рис. 3.20. Конструктивная схема крыла изменяемой стреловидности самолета В-1 и его главного шарнира

На крыльях, показанных на рис. 3.19, 3.21 и 3.22, ПЧК имеют кессонную с двумя лонжеронами КСС и являются топливными баками-отсеками. В остальном конструктивные схемы ПЧК этих крыльев не отличаются от описанных выше. У этих крыльев сходные и принципы построения систем управления ПЧК. Так, на компоновочной схеме самолета (см. рис. 3.22) впереди центропланной коробки видны силовые цилиндры *1* системы поворота крыла (СПК), создающие необходимые для поворота крыла силы. Эти силы, приложенные к рычагу *2*, закрепленному на ПЧК, обеспечивают поворот консолей крыла относительно главного шарнира (ГШ).

Во всех рассмотренных выше схемах крыльев с изменяемой стреловидностью для поворота крыла используется один ГШ. Описание конструкции ГШ самолета В-1 было приведено выше (см. рис. 3.20, *в*). Ниже приводится еще одно достаточно типовое описание конструкции ГШ, показанного на рис. 3.19, *в*.

На рис. 3.19, *в*: *1* — проушины центроплана; *2* — фиксатор; *3* — винт-фиксатор съемного фланца на стяжном болте; *4* — верхний съемный фланец стяжного болта; *5* — подшипники скольжения; *6* — втулка, связанная фиксатором *2* с ПЧК; *7* — проушины ПЧК; *8* — стяжной болт.

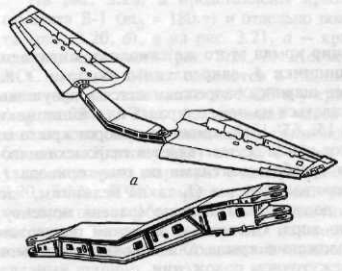


Рис. 3.21. Схема конструкции крыла изменяемой стреловидности и его корневой (неподвижной) части

Особенность конструкции описанных крыльев определяется тем, что передача нагрузок Q, M и $M_к$ с ПЧК на неподвижную корневую его часть (центроплан) осуществляется не несколькими силовыми элементами (как в лонжеронном крыле) или всем контуром сечения (как в кессонном или моноблочном крыле), а, главным образом (или только), *одним ГШ*. Узел ГШ располагают на расстоянии $l_{г.ш}$ от борта

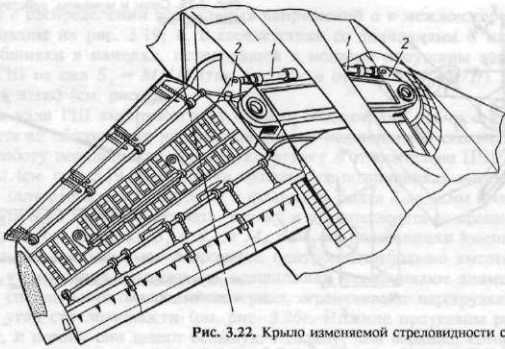


Рис. 3.22. Крыло изменяемой стреловидности самолета F-14

фюзеляжа, причем чем меньше $l_{г.ш}$, тем больше доля площади ПЧК $S_ч$ по отношению к площади S всего крыла поворачивается и тем больше эффект от поворота крыла. Однако при этом увеличиваются нагрузки на узел ГШ и возрастает смещение фокуса при переводе крыла из одного крайнего положения в другое, усложняется балансировка самолета. На современных самолетах $l_{г.ш} = (0{,}1...0{,}25)l/2$ (рис. 3.23).

В самолетостроении специфика передачи нагрузок от ПЧК на корневую часть крыла представлена в основном двумя КСС: 1) все нагрузки (Q, M и $M_к$) передаются *только через ГШ*. Такие крылья имеют в ПЧК монолитные панели ($\delta_{об} = 12...$ 15 мм, а для тяжелых самолетов — и значительно больше), переходящие в районе узла поворота в мощные проушины (см. рис. 3.19...3.22), обеспечивающие достаточные прочность и жесткость узла поворота; 2) изгибающий момент M передается узлом ГШ, установленным на основном лонжероне, а поперечная сила Q и крутящий момент $M_к$ передаются не только ГШ, но и с помощью дополнительного скользящего по рельсам *1* ползуна *2* (рис. 3.24), установленного на дополнительном лонжероне *3*.

В первой схеме с ГШ меньше объем для узла поворота. Сам узел прост, обеспечивает достаточную жесткость. Для второй схемы нужны большие внутренние объемы (рельсы *1*, дополнительные силовые элементы *4*, опора *3* с ползуном *2* и т.д.), но здесь проще и экономнее в весовом отношении восприятие силы $Q_в$ и $M_к$.



Рис. 3.23. Положение главного шарнира (ГШ)

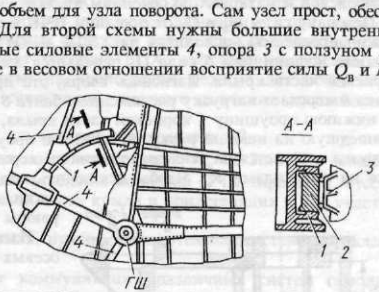


Рис. 3.24. Крыло изменяемой стреловидности с дополнительной опорой для восприятия поперечной силы Q и крутящего момента $M_к$

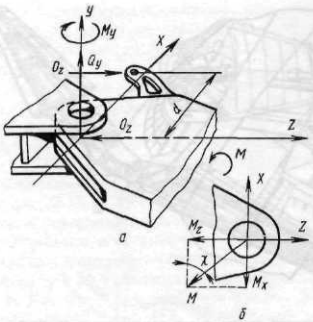


Рис. 3.25. Силы и моменты, действующие на главный шарнир

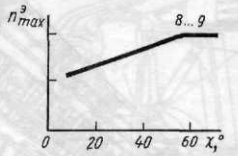
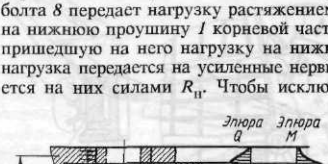


Рис. 3.26. Изменение максимально допустимой эксплуатационной перегрузки $n^э_{умах}$ по углу стреловидности χ крыла

Нагружение и работа главного шарнира. На рис. 3.25, *а*, *б* показано нагружение главного шарнира силами ($Q_в = Q_y$, $Q_г = Q_z$) и моментами (M_x, M_z и M_y) от ПЧК. Однако при повороте крыла величина и направление сил и моментов, действующих на втулку шарнира и через нее на центроплан, изменяются так, что $M_x = M \cos \chi$ (см. рис. 3.25, *б*) с уменьшением угла стреловидности χ увеличивается, а $M_z = M \sin \chi$ — уменьшается. Так, при уменьшении χ с 70...65 до 18...15° величина M_z уменьшается в 3,0...3,6 раза, а величина M_x возрастает в 2,1...2,5 раза. Чтобы уменьшить весовые затраты на восприятие изгибающего момента M_x на малых углах χ, рациональнее ввести ограничение по перегрузке. Зависимость $n^э_{max} = f(\chi)$ приведена на рис. 3.26 [17]. Это тем более целесообразно, что самолетам с крылом изменяемой стреловидности практически не нужны большие значения перегрузки $n^э_{max}$ на малых углах стреловидности, используемых на взлете и на посадке, а также при полете на большие дальности.

На рис. 3.27 показаны эпюры поперечных сил и изгибающих моментов, действующих на втулку ГШ. В основном в соответствии с эпюрой изгибающих моментов распределен и материал по сечениям втулки.

Передачу силы $Q_в = Q_y$ от проушин ПЧК на проушины корневой части крыла можно проследить, используя рис. 3.19, *а*. От верхней проушины *7* ПЧК через верхние подшипники *5* сила Q_y передается давлением на верхнюю проушину *1* корневой части крыла. Изгибаясь вверх, эта проушина через верхний фланец *4* болта *8* передает нагрузку растяжением болта *8* на его нижний фланец. Опираясь на нижнюю проушину *1* корневой части крыла, нижний фланец болта *8* передает пришедшую на него нагрузку на нижнюю проушину *1*, изгибая ее вверх. Далее нагрузка передается на усиленные нервюры корневой части крыла и уравновешивается на них силами $R_п$. Чтобы исключить поперечный изгиб панелей корневой части крыла, вблизи ГШ ставят две нервюры *9* (см. рис. 3.19, *а*).



Изгибающий момент M_x в виде пары осевых сил $S_x = \sigma \delta B$ подходит к ГШ.

Рис. 3.27. Схема нагружения ГШ крыла изменяемой стреловидности

Изменения в распределении нормальных напряжений σ в межлонжеронной части крыла показаны на рис. 3.19, *б*. В соответствии со значениями σ изменяется и толщина обшивки в панелях, переходящей в мощные проушины в районе ГШ. Втулка *6* ГШ от сил $S_x = M_y/H$ (так же, как и от сил $S_z = M_z/H$) работает на поперечный изгиб (см. рис. 3.27).

Размеры узла ГШ выбираются из условия обеспечения прочности проушин и втулки, а также обеспечения нормальной работы подшипников скольжения. Чтобы облегчить работу подшипников, фиксируют втулку *6* относительно ПЧК с помощью фиксатора *2* (см. рис. 3.19, *в*) — втулка вращается в подшипниках вместе с проушинами ПЧК (для этого между втулкой и фланцами болта *8* должны быть зазоры — фланцы болта *8* не должны зажимать втулку и препятствовать ее вращению вместе с ПЧК). При этом нагрузки S_x и S_z от M_x и M_z на подшипники уменьшаются во столько раз, во сколько высота проушин центроплана больше высоты проушин ПЧК. Для уменьшения нагрузок на подшипники увеличивают диаметр втулки, применяют специальный смазочный материал, ограничивают перегрузки в процессе изменения угла стреловидности (см. рис. 3.26). Нижние проушины работают на растяжение, и потому они имеют бóльшую толщину, чем верхние, которые работают на сжатие (смятие тыльной стороны проушины).

Преимущества и недостатки крыльев изменяемой стреловидности. На рис. 3.19, *д* показано качественное изменение аэродинамических и летных характеристик самолета при изменении угла χ. Из этих графиков видно, что при изменении угла χ от 60 до 30°:

значение $c_{y\text{max}}$ увеличивается примерно в два раза, что очень важно на взлетно-посадочных режимах;

максимальное качество K_{max} становится выше почти на 1/3 в диапазоне (0,3...0,7) М, что повышает экономические характеристики самолета — возрастает на дозвуковых скоростях значение параметра дальности полета KM/c_p;

увеличивается несущая способность крыла, что положительно сказывается не только на ВПХ самолета, но и на его маневренности — почти в два раза уменьшается радиус виража $R_в$.

Полет при $\chi = \chi_{\text{max}}$ позволяет уменьшить болтаночные перегрузки $\Delta n_{y\,б}$.

Все это приводит к тому, что применение крыла изменяемой стреловидности расширяет возможности сверхзвуковых самолетов, делая их *многорежимными*. Происходит это, как видно из графиков рис. 3.19, *д*, за счет улучшения несущих свойств крыла на малых скоростях полета (при малом значении χ) при уменьшении его сопротивления на сверхзвуковых скоростях полета (при больших значениях χ). В результате самолет получает хорошие ВПХ, высокую маневренность и высокое аэродинамическое качество на крейсерском режиме для обеспечения большей дальности полета при сохранении высокого значения максимальной скорости.

Какой же ценой "покупается" изменяемая стреловидность?

1. Увеличивается относительная масса конструкции $\bar{m}_к$ на 3...6 % в основном за счет механизма поворота крыла, усиления корневой ПЧК (проушин, отсеков вблизи проушин), усиления корневой части крыла и прилегающих к ней участков фюзеляжа (см. рис. 3.19...3.22).

2. Усложняется конструкция крыла, нужны дополнительная система управления поворотом крыла, привод.

3. Поворот крыла усложняет коммуникации различных систем самолета, размещаемых в крыле.

4. Для подвески топливных баков и грузов на ПЧК требуются поворотные пилоны более сложной конструкции и большей массы.

5. Снижается жесткость конструкции крыла (особенно при полете на малых значениях угла χ), отсюда ограничения самолета по перегрузкам на малых значениях углов χ.

6. Снижаются сопротивления усталости крыла, ресурс и безопасность полета.

Все эти обстоятельства ("за" и "против") учитывают при принятии решения о выборе типа крыла исходя прежде всего из назначения самолета и условий его использования.

3.5.2. Крылья с изменяемым в полете углом установки применяются для изменения углов атаки ПЧК при неизменном положении фюзеляжа. Это может быть использовано для непосредственного управления подъемной силой (НУПС) крыла, когда при неизменном положении фюзеляжа самолет может изменять высоту полета или при неизменной высоте полета изменять угол наклона фюзеляжа (или и то и другое одновременно). Помимо расширения маневренных (боевых) возможностей самолета в этом случае можно уменьшить потери на балансировку самолета, площадь горизонтального оперения и выиграть в массе оперения. Если система управления поворотом крыльев относительно горизонтальной оси допускает дифференциальное управление ими, то при этом вместе с НУПС возможно поперечное управление самолетом.

Силовые схемы конструкции поворотных узлов и КСС поворотных консолей крыла аналогичны соответствующим конструктивным схемам управляемых стабилизаторов (см. гл. *5*).

Однако широкому применению таких крыльев препятствует прежде всего то, что непосредственного управления подъемной силой можно добиться другими путями, требующими меньших дополнительных затрат массы и усложнения конструкции.

Крылья с поворотом ОЧК относительно поперечной оси могут использоваться в самолетах вертикального взлета и посадки (СВВП), если двигатели расположены на крыле и поворачиваются вместе с ним для создания вертикальной тяги при взлете и посадке. Однако широкого распространения такая схема ВВП не получила из-за большого усложнения и утяжеления конструкции самолета, связанного с обеспечением поворота крыла с двигателями (узлы поворота, привод, система управления поворотом, коммуникации к агрегатам других систем в поворотной части крыла и т.д.) и обеспечением необходимой прочности и жесткости ПЧК.

3.5.3. Крылья с поворотом консольных частей крыла относительно продольной оси применяются в основном на самолетах, базирующихся на авианосцах, для уменьшения их габаритных размеров при размещении на палубе или в трюме.

На рис. 3.28, *а* показан вид спереди на палубный самолет F-18 ВМС США со складывающимся крылом и вид сверху на крыло этого самолета с осью поворота крыла *1—1* (рис. 3.28, *б*), относительно которой с помощью гидроцилиндра происходит поворот концевой части крыла наверх. Крыло самолета — многолонжеронное, трапециевидной формы в плане. На палубе крыло складывается с помощью гидропривода. На рис. 3.28, *в* дается принципиальная схема узла поворота ПЧК относительно оси, проходящей через верхние проушины *5* моментных узлов на лонжеронах *1*. На нижних проушинах *2* этих узлов ПЧК фиксируется в выпущенном положении затворами. Схема фиксации поворотной части крыла с помощью затворов (ее моментное закрепление) включает в себя гидроприводы *3*, концы штоков которых связаны со скользящими в направляющих штоками затворов. При совмещении нижних проушин моментных узлов на ПЧК и неподвижной части крыла штоки затворов входят в проушины *2* узлов и жестко фиксируют ПЧК. Управление поворотом ПЧК осуществляется с помощью гидропривода *4*.

На рис. 3.28, *г* показано складывающееся крыло самолета Су-27К палубного базирования. Крыло кессонной конструкции с тремя лонжеронами. Вскрытые от обшивки части крыла и дополнительные сечения позволяют читателю самостоятель-

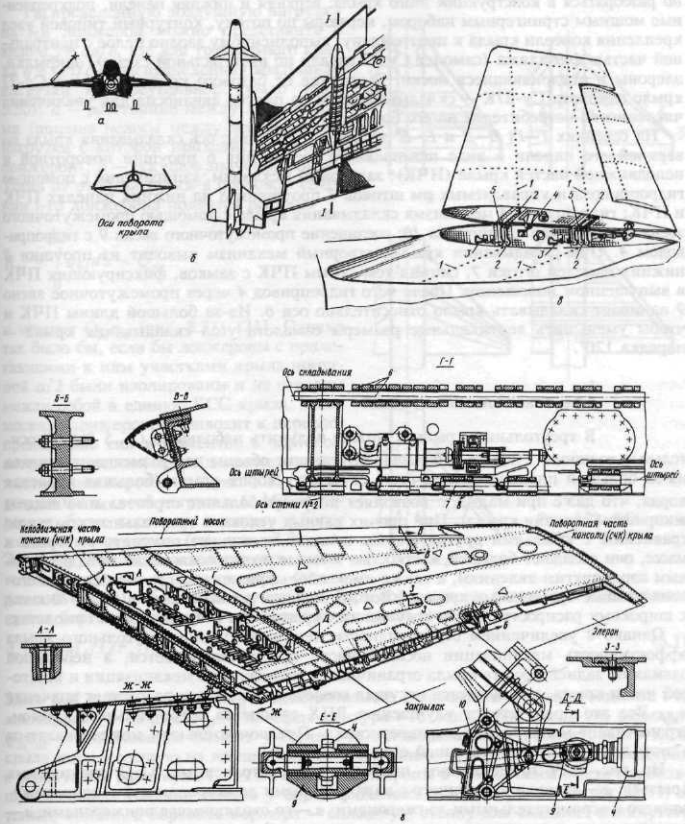


Рис. 3.28. Складывающиеся крылья

но разобраться в конструкции этого крыла: верхняя и нижняя панели, подкрепленные мощным стрингерным набором, нервюры по потоку, контурный типовой узел крепления консоли крыла к центроплану, выполненному заодно целое с центральной частью фюзеляжа (самолет Су-27 сделан по интегральной схеме), закрылки, элероны и отклоняющиеся носки. В отличие от базового крыла самолета Су-27 крыло самолета Су-27К — складывающееся на палубе авианосца для увеличения численности истребителей на его борту.

На сечениях *Г—Г*, *Д—Д* и *Е—Е* рис.3.28, *г* показаны: ось складывания крыла по верхней его панели в виде шомпольного соединения *6* проушин поворотной и неподвижной частей крыла (НЧК); затворный механизм, запирающий с помощью гидропривода и управляемых им штоков *7* проушины *8* на нижних панелях ПЧК и НЧК; гидропривод *4* механизма складывания крыла с помощью промежуточного звена *9* и опорного кронштейна *10*; соединение промежуточного звена *9* с гидроприводом *4*. При складывании крыла затворный механизм выводит из проушин *8* нижних панелей штоки *7*, снимая тем самым ПЧК с замков, фиксирующих ПЧК в выпущенном положении. После чего гидропривод *4* через промежуточное звено *9* начинает складывать крыло относительно оси *6*. Из-за большой длины ПЧК и чтобы уменьшить вертикальные размеры самолета угол складывания крыла — порядка 120°.

§ 3.6. ТРЕУГОЛЬНЫЕ КРЫЛЬЯ

В треугольных крыльях можно получить небольшие (3...5 %) относительные толщины $\bar{c}$ крыла и большие внутренние объемы для размещения топлива из-за большой площади поперечного сечения у корня крыла (большая корневая хорда, что даже при малых $\bar{c}$ позволяет получать бóльшие строительные высоты в корневом сечении крыла). При прочих равных условиях треугольные крылья по сравнению с крыльями другой формы в плане позволяют получить выигрыш в массе, они обладают большей жесткостью и менее подвержены из-за этого неприятным аэроупругим явлениям, а также имеют бóльшую живучесть (особенно многолонжеронные треугольные крылья). Все это привело в свое время (в 1950—70-х гг.) к широкому распространению треугольных крыльев на сверхзвуковых самолетах.

Однако с увеличением стреловидности передней кромки треугольного крыла эффективность механизации носовой части крыла уменьшается, а небольшой размах по задней кромке крыла ограничивает возможности механизации и хвостовой части крыла, уменьшается несущая способность крыла и возрастает значение $\alpha_{кр}$. Все это препятствует улучшению ВПХ самолетов с треугольным крылом, ограничивает маневренные характеристики. Предпочтительным может оказаться в этом плане крыло с умеренной стреловидностью.

На рис. 3.29 представлены наиболее распространенные КСС треугольных крыльев: *а* — многолонжеронного с параллельными лонжеронами; *б* — однолонжеронного с вспомогательными лонжеронами; *в* — со сходящимися лонжеронами; *г* — кессонного со вспомогательными лонжеронами; *д* — лонжеронного с подкосной балкой.

3.6.1. Многолонжеронное треугольное крыло с параллельными лонжеронами. КСС крыла (см. рис. 3.29, *а*) состоит из нескольких (1...*n*) лонжеронов, перпендикулярных плоскости симметрии самолета, моментно связанных либо с лонжеронами фюзеляжной части (*1—1*, ..., *i—i*, ..., *n—n*), либо с усиленными шпангоутами фюзеляжа, передней стенки *2—3*, бортовой нервюры *2—n*, обшивки и нервюр, подкрепляющих обшивку и передающих воздушную нагрузку с обшивки на лонжероны.

Распределенную воздушную нагрузку на i-й лонжерон можно представить в виде $q_{лi} = qa/b$, где для треугольного крыла $q = Gn/l$ — распределенная воздушная нагрузка на треугольное крыло (рис. 3.30); a — расстояние между лонжеронами (ширина полосы между лонжеронами, нагрузка с которой приходится на один лонжерон); b — текущее значение хорды. Тогда от этой нагрузки в бортовом сечении i-го лонжерона появятся реакция

$$R_{лi} = \int_0^{l_{лi}} q_{лi}\,dz = Q_{лi}$$

и момент $Q_{лi}c_{лi}$ (рис. 3.31) [21]. Однако так было бы, если бы лонжероны с прилегающими к ним участками крыла шириной $a/2$ были изолированы и не связаны между собой в единую КСС крыла. Взаимосвязь лонжеронов приводит к перераспределению сил и моментов в бортовом сечении — задние, более длинные и менее жесткие лонжероны (см. рис. 3.31, *б*) передают часть своей нагрузки (ΔM_i) на передние, более короткие, а потому и более жесткие лонжероны (см. рис. 3.31, *а*). Эта нагрузка передается потоком касательных усилий $q_{кi}$ по контуру (вдоль размаха крыла), образованному стенкой бортовой нервюры (поэтому в таком крыле нужна бортовая нервюра), обшивкой и передней стенкой:

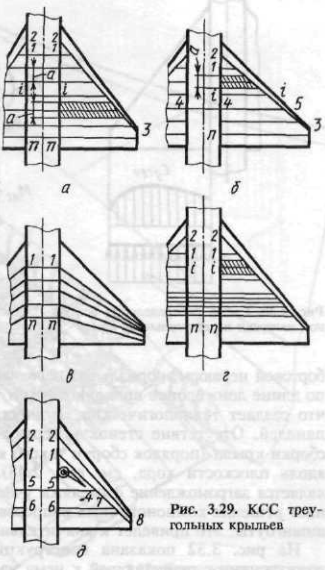


Рис. 3.29. КСС треугольных крыльев

$$q_{кi} = \Delta M_i/(2F_{лi}). \qquad (3.1)$$

Здесь $\Delta M_i = M_{лi} - Q_{лi}c_{лi}$; $M_{лi}$ — действительное значение изгибающего момента i-го лонжерона у борта; $F_{лi}$ — площадь контура i-го лонжерона вдоль его размаха; $Q_{лi}c_{лi}$ — изгибающий момент у борта i-го лонжерона, если рассматривать КСС крыла как состоящую из изолированных лонжеронов ($Q_{лi}c_{лi} = M_{изi}$). В соответствии с характером работы КСС такого крыла лонжероны в нем должны иметь наибольшую площадь сечений поясов у борта фюзеляжа (см. эпюры M на рис. 3.31) и тонкие стенки, а бортовая нервюра — сплошную стенку для создания замкнутого контура. Работая на сдвиг, она не нуждается в мощных поясах. Обшивка работает на сдвиг и ввиду сравнительно малых значений действующих в ней потоков касательных усилий $q_{об}(z) = $ тонкая ($q_{об}(z) = \Sigma\Delta M_i(z)/[2F(z)]$, где $F(z)$ — площадь продольного сечения крыла; $\Sigma\Delta M_i(z)$ — сумма разностей моментов $M_{лi}(z) - M_{изi}(z)$ в сечении крыла z). Нервюры, за исключением усиленных, могут быть без стенок — поясные.

Масса крыла рассмотренной КСС при прочих равных условиях меньше, чем для треугольных крыльев других КСС: нагрузка крыла передается на узлы его крепления к фюзеляжу *кратчайшим путем* короткими лонжеронами, в КСС нет мощной

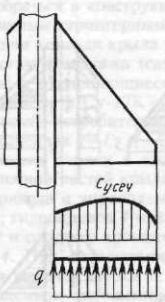


Рис. 3.30. Схема распределения воздушной нагрузки по треугольному крылу

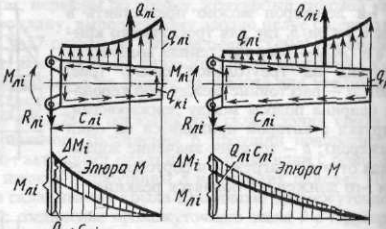


Рис. 3.31. Схема нагружения лонжеронов треугольного крыла с параллельными лонжеронами

бортовой нервюры, нормальные нервюры — без стенок. Однако в таком крыле пояса по длине лонжеронов криволинейны и требуют малковки для крепления обшивки, что создает технологические трудности. Обшивка может быть из прессованных панелей. Отсутствие стенок у нервюр может быть использовано для панельной сборки крыла (порядок сборки такого крыла аналогичен сборке крыла с разъемом вдоль плоскости хорд, см. рис. 2.48). Недостатком многолонжеронного крыла является загромождение фюзеляжа участками лонжеронов ($1—1 \ldots n—n$), что затрудняет решение компоновочных вопросов. Если вместо них использовать усиленные шпангоуты, это приведет к значительному повышению массы самолета.

На рис. 3.32 показана конструкция треугольного крыла с параллельными лонжеронами с прилегающей к нему частью фюзеляжа сверзвукового пассажирского самолета "Конкорд" с массой $m_0 \approx 180$ т. Особенности конструкции этого крыла во многом определяются значениями его параметров: площадь $S \approx 360$ м^2, размах $l = 25{,}5$ м, относительная толщина $\bar{c} \approx 0{,}03$, удлинение $\lambda = 1{,}7$, удельная нагрузка $P \approx 540$ даН/м^2. В крейсерском режиме полета на высоте $H = 11\,000$ м и при сверхзвуковой скорости $M_{кр} = 2{,}05$ температура обшивки носка крыла достигает 130 °С, что требует специальных мер по уменьшению температурных напряжений: использования в качестве материала дюралюмина повышенной термостойкости, применения гофрированных стенок и подкрепленной обшивки, деталей решетчатой конструкции, уменьшения числа соединений благодаря использованию крупногабаритных деталей и др.

В крыле выделяется мощная наиболее нагруженная задняя корневая часть, состоящая из многих лонжеронов, перпендикулярных оси симметрии. Часть этих лонжеронов представляет собой в поперечном сечении кессонные балки. Между такими лонжеронами и усиленной нервюрой расположен отсек для основной опоры. К корневой части крыла примыкает и отсек крепления двигателей. Все это позволяет наиболее экономно (кратчайшим путем) передавать нагрузки крыла, а также нагрузки от шасси и двигателей на узлы крепления крыла. Лонжероны в этой части крыла проходят через фюзеляж, что обеспечивает разгрузку усиленных шпангоутов от изгибающих моментов (они при симметричном нагружении самоуравновешиваются на лонжеронах в плоскости симметрии самолета). На рис. 3.32 видны усиленные шпангоуты фюзеляжа, стыки их с лонжеронами крыла, а также лонжероны,

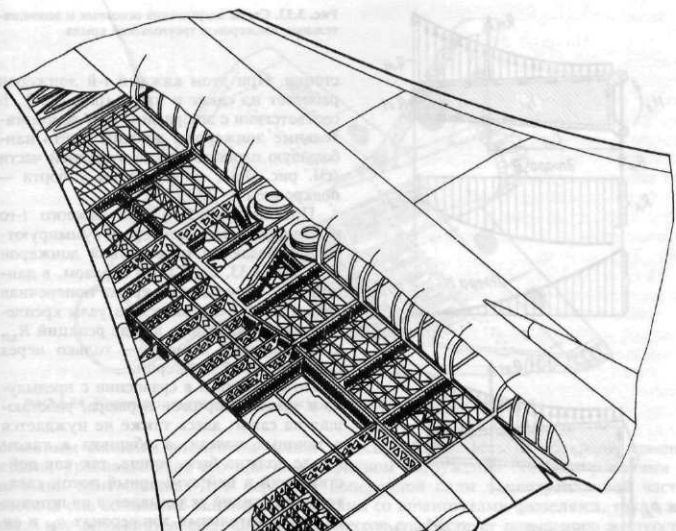


Рис. 3.32. Конструкция треугольного крыла с параллельными лонжеронами

проходящие через фюзеляж. Усиленные шпангоуты воспринимают через узлы, связывающие их с лонжеронами, только поперечные силы в виде реакций от каждого лонжерона $R_{лi}$ (см. рис. 3.31), поэтому они легче по массе. Так как лонжероны в этой части крыла проходят на уровне пола салона, они не мешают компоновке салона.

3.6.2. Особенности конструкции однолонжеронного треугольного крыла со вспомогательными лонжеронами. На рис. 3.29, *б* представлена КСС такого крыла. Она состоит из основного лонжерона *4—5* и нескольких вспомогательных лонжеронов *i—i*, бортовой нервюры *2—n*, передней стенки *2—3*, обшивки и подкрепляющих ее нервюр.

Вспомогательные лонжероны имеют шарнирные крепления у борта. Нагрузка для них в виде потока $q_{лi} = qa/b$ уравновешивается на узлах крепления реакциями $R_{лi} = Q_{лi} = \int_0^{l_{лi}} q_{лi}\,dz$ и потоками касательных усилий по контуру лонжеронов $q_{кi} = Q_{лi}c_{лi}/(2F_{лi})$, стремящимися их повернуть. Удерживаются лонжероны от поворота уравновешивающими потоками $q_{кi}$ со стороны замкнутого контура вдоль размаха крыла, состоящего из стенки бортовой нервюры, обшивки и передней

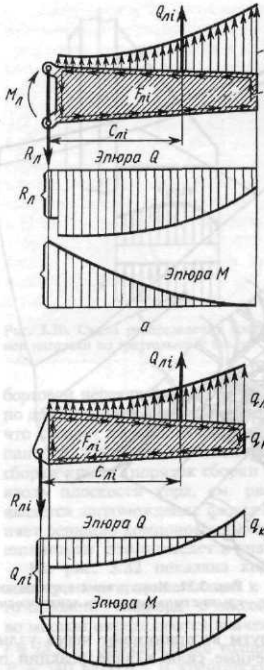


Рис. 3.33. Схема нагружения основных и вспомогательных лонжеронов треугольного крыла

стенки. При этом каждый i-й лонжерон работает на сдвиг и изгиб (рис. 3.33). В соответствии с эпюрами Q и M вспомогательные лонжероны должны иметь наибольшую площадь поясов в средней части (см. рис. 3.33, *б*), а стенки у борта — подкрепление [21].

Потоки усилий $q_{кi}$ от каждого i-го вспомогательного лонжерона суммируются и передаются на основной лонжерон (см. рис. 3.33, *а*). Таким образом, в данной КСС треугольного крыла поперечная сила крыла Q передается на узлы крепления всех лонжеронов в виде реакций $R_{лi}$, а изгибающий момент — только через один основной лонжерон.

По аналогии и в сравнении с предыдущим крылом бортовая нервюра, работающая на сдвиг, здесь также не нуждается в мощных поясах, а обшивка в таком крыле должна быть толще, так как действующий в ней суммарный поток касательных усилий складывается из потоков во вспомогательных лонжеронах $q_{кi}$ и он при прочих равных условиях больше по величине, чем у крыла предыдущей схемы.

3.6.3. Конструкция треугольного крыла со сходящимися лонжеронами как КСС с переломом осей продольного силового набора уже рассматривалась выше. Здесь в соответствии с такой КСС нужна усиленная бортовая нервюра, которая работает на изгиб и сдвиг. Обшивка опирается на лонжероны (см. рис. 3.29, *в*) и подкреплена нервюрами, которые (кроме усиленных) могут быть и без стенок. Такая КСС крыла технологически выгодна, и это связано с тем, что пояса лонжеронов проходят как бы по образующим крыла и сохраняют поэтому прямолинейную форму сечений. Крыло из-за большого числа лонжеронов имеет повышенные жесткость и живучесть. Но в весовом отношении такая КСС крыла менее выгодна, чем другие КСС треугольных крыльев (см. рис. 3.29), и прежде всего потому, что в этом случае нагрузки от крыла передаются на узлы его крепления не кратчайшим путем. Здесь — длинные лонжероны, усиленная бортовая нервюра, дополнительные потери массы, если вместо центроплана используются усиленные шпангоуты *1—1* ... *n—n* (а при наличии центроплана и среднем расположении крыла — загромождение фюзеляжа центропланом).

3.6.4. Конструкция кессонного треугольного крыла со вспомогательными лонжеронами (см. рис. 3.29, *г*) представляет собой аналогию со схемой рис. 3.29, *б*, где вместо одного основного лонжерона — кессон. В известном смысле можно рассматривать в этой КСС кессон как лонжерон кессонного типа. Он является

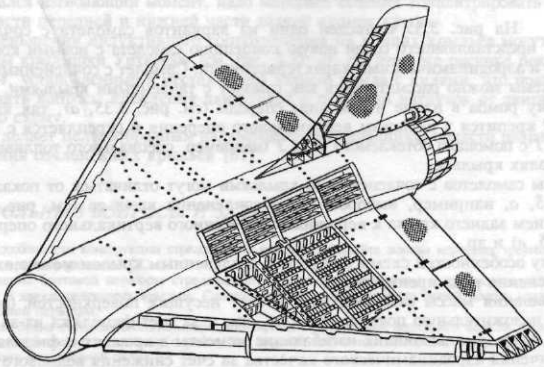


Рис. 3.34. Конструкция треугольного крыла с внутренней подкосной балкой

основным силовым элементом крыла и воспринимает весь изгибающий момент крыла, уравновешивая его при симметричном нагружении осевыми усилиями в панелях центроплана. Для передачи поперечной силы с центропланной части кессона она соединена шарнирными узлами со шпангоутами фюзеляжа, такая же связь и у вспомогательных лонжеронов. Кессон способствует повышению жесткости крыла. Используется кессон как топливный бак-отсек.

3.6.5. Конструктивная схема треугольного лонжеронного крыла с подкосной балкой (см. рис. 3.29, *д*) может рассматриваться приближенно как состоящая из двух крыльев: однолонжеронного стреловидного (от лонжерона *1—4—7* к носку) и многолонжеронного прямого (от подкосной балки *5—4* к задней кромке), соединенных в месте стыка лонжерона и подкосной балки в точке *4*. В нише *1—4—5* крепится и располагается в убранном положении стойка шасси. Ради размещения узлов крепления стойки шасси и самой стойки и применяется такая схема крыла. Колеса стойки основной опоры могут убираться и в фюзеляж, так как в крыле нет (не нужна) бортовой нервюры *4—5*, препятствующей уборке колес. Наличие многих узлов крепления крыла делает КСС крыла многократно статически неопределимой (в случае шарнира в точке *4* — однажды статически неопределимой). Поэтому такая схема отличается достаточно большой жесткостью и живучестью при небольшой массе. Короткие лонжероны перпендикулярны к оси симметрии самолета и кратчайшим путем передают нагрузку на узлы крепления крыла; подкосная балка разгружает передний длинный лонжерон; нет усиленной бортовой нервюры; крыло имеет достаточные объемы для топливных баков, разгружающих его. Поэтому такая КСС крыла может оказаться рациональной в весовом отношении и при компоновках стоек основных опор не в крыле, а в фюзеляже.

На рис. 3.34 показаны крыло, близкое к описанной КСС, и средняя часть фюзеляжа со шпангоутами, к которым крепятся лонжероны и подкосная балка крыла. При такой КСС крыла, имеющей хорошие весовые характеристики, можно допустить снижение удельной нагрузки на крыло, что позволит повысить маневренные и ВПХ самолета. Нестреловидная задняя кромка крыла делает более эффективной механизацию крыла, что также способствует улучшению ВПХ.

На рис. 3.35 приведен один из вариантов самолета с сочлененным крылом, представляющего собой новую концепцию самолета с новыми конструкционными и аэродинамическими характеристиками. Самолет с сочлененным крылом такой схемы можно рассматривать как самолет с тандемными крыльями, имеющими форму ромба в плане и при виде спереди (см. рис. 3.35, *а*), так как заднее крыло *2* крепится у вершины вертикального оперения и скрепляется с передним крылом *1* с помощью обтекаемого тела *3* (например, специального топливного бака) на консолях крыльев.

Схемы самолетов с сочлененными крыльями могут отличаться от показанной на рис. 3.35, *а*, например, выбором места сочленения крыльев (см. рис. 3.35, *б*), креплением заднего крыла к вершинам разнесенного вертикального оперения (см. рис. 3.35, *в*) и др.

В силу особенностей схемы самолета с сочлененным крылом можно ожидать от ее применения ряда преимуществ:

уменьшения массы самолета как за счет несущих поверхностей (оба крыла создают положительную подъемную силу), так и за счет фюзеляжа из-за дополнительных опор, уменьшающих изгибающие моменты в крыльях и фюзеляже;

увеличения аэродинамического качества за счет снижения волнового и индуктивного сопротивления (лучшее распределение площадей поперечных сечений, возможность использования очень тонких крыльев с опорами на обоих концах), возможности увеличивать удлинение крыла за счет выигрыша в массе сочлененного крыла;

увеличения скорости полета в результате применения более тонкого крыла;

увеличения жесткости крыла (закручиванию одного крыла будет препятствовать изгиб другого крыла);

увеличения безопасности при выносе вперед в район кабины экипажа корневой части переднего крыла, играющего роль амортизатора при аварийной посадке;

увеличения дальности полета или коммерческой нагрузки за счет увеличения аэродинамического качества и применения более легкого планера;

возможности непосредственного управления подъемной и боковыми силами.

У таких крыльев есть интересная особенность в конструкции крыла, связанная с наклонной плоскостью его изгиба *5—5* (см. рис. 3.35, *г*): чтобы рационально

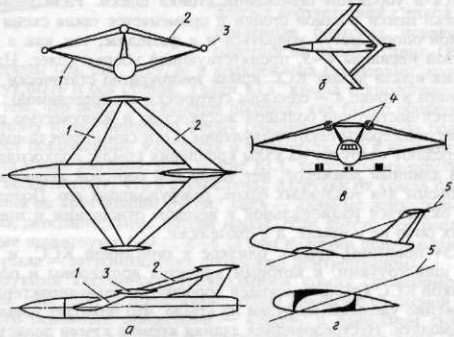


Рис. 3.35. *Схемы сочлененных крыльев*

воспринимался изгибающий момент, надо материал сечения концентрировать около верхней части передней и нижней части задней кромок крыла.

Для уменьшения индуктивного сопротивления на концах крыльев могут быть установлены крылышки Уиткомба (см. рис. 3.35, *в*). На этом же рисунке показаны двигатели *4*, установленные в местах стыка заднего крыла с килями, что позволяет проще решать вопросы крепления двигателей и передачи нагрузок от двигателей на силовую схему.

Все это делает целесообразным дальнейшие исследования в области разработки и применения сочлененных крыльев [31].

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. В чем особенности конструкции стреловидных крыльев? Сделайте эскизы корневых треугольников стреловидных крыльев разных КСС.

2. Назначение бортовой нервюры стреловидного крыла, ее нагружение и уравновешивание для случаев одно- и двухлонжеронных крыльев. Сделайте эскизы конструктивных связей поясов лонжеронов с поясом бортовой нервюры.

3. Сделайте эскиз стреловидного лонжеронного крыла с внутренней подкосной балкой. Объясните преимущества такой схемы, назначение и работу ее силовых элементов. Постройте (качественно) эпюры M по лонжерону и подкосной балке.

4. Охарактеризуйте поворотные крылья, различающиеся направлением оси вращения, области их применения. Конструктивное оформление узлов крепления поворотных крыльев (сделайте эскизы).

5. Какие характеристики и за счет чего можно улучшить применением крыльев изменяемой стреловидности и какова "плата" за эти улучшения? Каковы особенности передачи сил и моментов от консолей крыла на неподвижную часть крыла?

6. Обоснуйте выбор формы и параметров крыла для сверхзвукового маневренного самолета массой m_0 порядка 12..15 т и удельной нагрузкой на крыло G_0/S порядка 300 даН/м^2. Сделайте эскиз этого крыла с простановкой размеров, выберите и изобразите на эскизе крыла его КСС.

ГЛАВА 4

ПОДВИЖНЫЕ ЧАСТИ КРЫЛА

§ 4.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

К крыльям, имеющим любую КСС и форму в плане, поворотным и неподвижным крепится впереди переднего лонжерона (стенки) и позади заднего лонжерона (стенки) ряд различных по назначению и конструкции подвижных частей. По функциональному назначению эти части можно разделить на:

средства механизации крыла для управления его подъемной силой и сопротивлением;

органы управления самолетом по крену (по крену и тангажу);

устройства (рулевые поверхности) для уменьшения нагрузок на командных рычагах управления самолетом;

органы, в которых совмещаются перечисленные выше функциональные назначения.

§ 4.2. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА. НАЗНАЧЕНИЕ И ТРЕБОВАНИЯ

4.2.1. Назначение механизации. Механизация крыла представляет собой систему устройств (закрылков, щитков, предкрылков и др.), предназначенных для управления подъемной силой и сопротивлением самолета главным образом для улучшения его ВПХ. Эти же устройства могут применяться для повышения маневренных возможностей легких скоростных самолетов, а часть из них, например предкрылки, — для улучшения поперечной устойчивости и управляемости самолета при полете на больших углах атаки, особенно на самолетах со стреловидным крылом.

На рис. 4.1 показано расположение на крыле и приведены очертания средств механизации в отклоненном положении, получивших наибольшее распространение на современных самолетах. Здесь в носовой части крыла — предкрылки *1* или отклоняемые носки *8*; в хвостовой части крыла — закрылки (поворотные или выдвижные *9*, одно-, двух- или трехщелевые *4*), элерон-закрылок *10*, гасители подъемной силы (тормозные щитки) *2*. Все эти средства позволяют управлять подъемной силой и сопротивлением крыла, улучшая ВПХ самолета. Однако управлять подъемной силой крыла на режимах взлета и посадки можно и энергетическими средствами за счет силовой установки — системы управления пограничным слоем (УПС), системы управления циркуляцией и других систем (см. подразд. 4.3.6). Кроме средств механизации, на рис. 4.1 показаны внешние *5* и внутренние *6* элероны, интерцепторы *3* и триммеры *7*.

4.2.2. Роль средств механизации крыла по мере развития авиации все время возрастала. Это объясняется тем, что улучшение летно-тактических характеристик самолетов и, в частности, увеличение скоростей полета (см. рис. 1.8), с одной

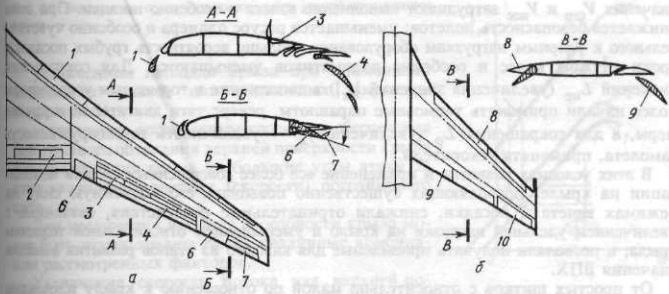


Рис. 4.1. Подвижные части крыла

стороны, определялось развитием силовых установок (переходом на газотурбинные двигатели, ростом тяговооруженности) и применением стреловидных крыльев, а с другой стороны, сопровождалось увеличением удельной нагрузки на крыло $p = mg/S$ из-за того, что чаще взлетная масса самолета $m_{взл}$ росла быстрее, чем площадь крыла S, и уменьшением относительной толщины крыла $\bar{c}$, когда уменьшалась и несущая способность крыла (уменьшались значения коэффициента подъемной силы c_{ya}). Увеличение p и уменьшение c_{ya} приводило к ухудшению ВПХ самолетов: к увеличению скоростей отрыва и посадки $V_{отр}$ и $V_{пос}$ и к увеличению длины разбега и пробега самолета $L_р$ и $L_{пр}$.

Из условия равенства подъемных сил на взлете и посадке взлетному и посадочному весу самолета можно записать (без учета влияния земли)

$$V_{отр}^2 = K\frac{m_{взл}g/S}{c_{ya\,отр}};\ V_{пос}^2 = K\frac{m_{пос}g/S}{c_{ya\,пос}};\ K = \frac{2}{\rho_0}. \qquad (4.1)$$

Значения $L_р$ и $L_{пр}$ можно выразить через $V_{отр}^2$ и $V_{пос}^2$ и средние значения ускорения на взлете j_x и замедления на посадке $|j_x|$:

$$L_р = \frac{V_{отр}^2}{2j_x} = K'\frac{m_{взл}g/S}{c_{ya\,отр}j_x};$$
$$L_{пр} = K'\frac{m_{пос}g/S}{c_{ya\,пос}|j_x|};\ K' = \frac{K}{2}. \qquad (4.2)$$

Как видно из формул (4.1) и (4.2), ухудшение ВПХ самолета действительно связано с происходящим увеличением $p = mg/S$ и уменьшением c_{ya} из-за уменьшения $\bar{c}$.

Ухудшение ВПХ самолетов, сопровождавшееся увеличением размеров взлетно-посадочных полос $L_{ВПП}$, приводило к повышению материальных затрат на обеспечение базирования и аэродромного маневра для самолетов военного назначения, увеличению потерь на земле и снижению эффективности самолетов. Для самолетов гражданской авиации это еще затрудняло и освоение труднодоступных районов страны, где надо было или создавать сеть аэродромов с большой длиной ВПП (до трех и более километров), или использовать аэродромы низших категорий. Большие

значения $V_{отр}$ и $V_{пос}$ затрудняют выполнение взлета и особенно посадки. При этом снижается безопасность полетов; уменьшается ресурс планера и особенно чувствительного к ударным нагрузкам оборудования (больше вероятность грубых посадок); сроки службы колес и особенно пневматиков уменьшаются. Для сокращения значений $L_{пр}$ (увеличения значений $|j_x|$) в дополнение к тормозным устройствам колес начали применять тормозные парашюты, реверс тяги двигателей и другие меры, а для сокращения $L_р$ (увеличения j_x) — увеличивать тяговооруженность самолета, применять ускорители.

В этих условиях развитие и применение все более совершенных средств механизации на крыле, позволяющих существенно повышать его подъемную силу на режимах взлета и посадки, снижали отрицательные последствия, связанные с увеличением удельной нагрузки на крыло и уменьшением относительной толщины крыла, и позволяли получать приемлемые для каждого из этапов развития авиации значения ВПХ.

От простых щитков с относительно малой по отношению к крылу площадью $\bar{S}_щ = 0{,}1...0{,}15$ м^2 на самолетах с малыми скоростями полета до сложнейшей системы средств механизации на современных самолетах (см. рис. 4.1), занимающих до 35...40 % площади крыла и до 30 % массы крыла [24]. Площадь закрылков $S_з$ возросла для тяжелых самолетов с $G_{взл}$ до 400 т до 60...80 м^2 и более, площадь предкрылков $S_{пр}$ — до 30...40 м^2, масса закрылков $m_з$ — до 4000 кг и более, масса предкрылков $m_{пр}$ — до 1300...1500 кг. Таков путь развития средств механизации.

4.2.3. Требования к механизации крыла. К механизации крыла, помимо общих требований, предъявляемых ко всему самолету в целом, предъявляются следующие специальные требования:

максимальное увеличение c_{ya} при отклонении средств механизации в посадочное положение при посадочных углах атаки самолета;

минимальное увеличение c_{xa} в убранном положении средств механизации;

максимальное значение аэродинамического качества при разбеге самолета с небольшой тяговооруженностью и возможно большее увеличение c_{ya} при отклонении механизации во взлетное положение для самолетов с большой тяговооруженностью;

возможно меньшие изменения значений m_z (смещение ЦД крыла) при отклонении средств механизации в рабочее положение;

синхронность действий механизации на обеих консолях крыла, простота конструкции и высокая надежность работы.

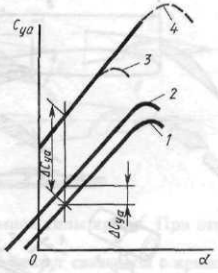
4.2.4. Факторы, увеличивающие несущую способность крыла. Решение основной задачи механизации крыла — увеличение несущей способности крыла $c_{ya}S$ и, тем самым, улучшение ВПХ самолета [см. выражения (4.1) и (4.2)] достигается:

увеличением эффективной кривизны профиля крыла при отклонении средств механизации в рабочее положение (см. рис. 4.1, сечения *А—А* и *В—В*). При этом возрастают скорость потока и разрежение над крылом, вследствие чего увеличиваются значения c_{ya} сечений крыла, занятых механизацией, и происходит смещение зависимости $c_{ya} = f(\alpha)$ вверх на Δc_{ya} (рис. 4.2).

На рис. 4.2: α — угол атаки; *1* — крыло без механизации; *2* — крыло с выпущенным щитком; *3* — крыло с выдвинутым многощелевым закрылком; *4* — крыло с выдвинутым многощелевым закрылком и предкрылком.

Прирост значений c_{ya} будет тем бо́льшим, чем больше кривизна профиля (чем больше углы отклонения средств механизации и чем больше их относительная хорда и размах);

Рис. 4.2. Зависимость c_{ya} от угла атаки α при разной механизации крыла



увеличением площади крыла при применении выдвижных щитков или выдвижных закрылков (см. рис. 4.1);

управлением пограничным слоем для обеспечения безотрывного обтекания верхней поверхности крыла или затягивания срыва на большие углы атаки за счет увеличения энергии (скорости) пограничного слоя.

Для увеличения несущей способности крыла могут быть использованы также различные комбинации рассмотренных факторов.

Увеличение скорости потока над верхней поверхностью крыла и увеличение c_{ya} можно получить, используя;

эффект щели для ускорения потока, обтекающего верхнюю поверхность крыла. Профилированная щель образуется при выпуске предкрылков *1* в носовой части крыла и при выпуске щелевых и многощелевых закрылков *5* (см. рис. 4.1). В последнем случае более эффективно используется аэродинамический подпор под нижней поверхностью крыла перед отклоненными закрылками. Комбинация предкрылков и многощелевого закрылка обеспечивает значения c_{ya} порядка трех при $\alpha \approx 20°$ [31];

увеличение кривизны профиля, которое получается при отклонении предкрылков и закрылков (см. рис. 4.1, *а*, сечение *А—А*), носка и закрылков (см. рис. 4.1, *б*, сечение *В—В*);

энергию сорванных вихрей от расположенных впереди крыла переднего горизонтального оперения (ГО) малого удлинения, наплывов и других элементов для увеличения энергии пограничного слоя на крыле и затягивания срыва потока на большие углы атаки.

§ 4.3. ВИДЫ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

4.3.1. Щитки (рис. 4.3). *Щитком* называется подвижная часть нижней поверхности крыла у его задней кромки, отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла и его сопротивления. Различают щитки с фиксированной осью вращения (см. рис. 4.4, *а*) и выдвижные (см. рис. 4.3, *б*). Прирост подъемной силы получается за счет увеличения эффективной кривизны профиля при выпуске щитков и отсоса пограничного слоя с верхней поверхности крыла в зону разрежения за щитком. Критические углы атаки крыла с выпущенными и убранными щитками близки между собой. Для выдвижных щитков прирост подъемной силы получается еще и за счет увеличения площади крыла.

Отношение длины хорды щитка к хорде крыла $b_щ/b$ в пределах 0,25...0,3, углы отклонения $\delta_щ$ на взлете до 20°, на посадке до 50...60°. Бо́льшие углы отклонения щитков не дают прироста c_{ya}, но очень усложняют их конструкцию. На посадке щиток создает большое торможение, что позволяет увеличить крутизну глиссады на планировании и уменьшить $L_{пр}$. Отклонение щитков на взлетный угол позволяет уменьшить $V_{отр}$ и $L_р$. На стреловидных крыльях щитки не применяются из-за резкого уменьшения Δc_{ya} с увеличением угла стреловидности χ.

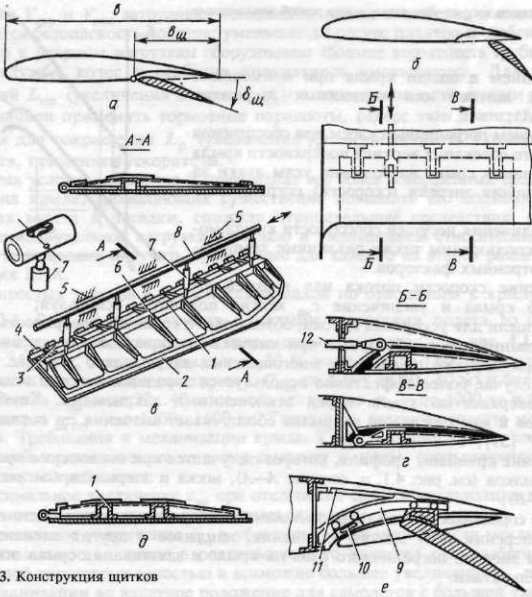
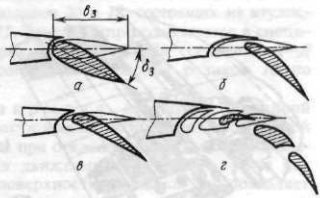


Рис. 4.3. Конструкция щитков

Конструкция щитка (см. рис. 4.3, *в*) состоит из каркаса и обшивки. Каркас щитка с фиксированной осью вращения состоит из одного лонжерона *1* обычно закрытого П-образного сечения, переднего *3* и заднего *2* стрингеров и разрезных балочек-нервюр *6* П-образного или Z-образного сечений. Снизу к каркасу крепится обшивка. Крепление к крылу — при помощи шомпола и петель на специальном профиле *4* в передней части щитка и на заднем лонжероне (стенке) крыла. Управление от силового цилиндра — через тягу управления *8* и тяги-тандеры *7* перемещением тяги *8* вдоль своей оси в опорах *5*. При движении тяги *8* в одну сторону щиток поворачивается относительно оси (шомпола) на выпуск, при движении в обратную сторону — щиток убирается. Лучше варианты крепления щитка — с помощью шарнирных узлов. Подвеска и управление таким щитком от силового цилиндра (тяга *12*) показаны на рис. 4.3, *г*, сечения *Б—Б* и *В—В*.

Каркас выдвижного щитка (см. рис. 4.3, *д*) может содержать два лонжерона и обшивку снизу и сверху каркаса, чтобы иметь замкнутый контур для восприятия кручения. Щиток устанавливается на крыле на монорельсах *9* (см. рис. 4.3, *е*), закрепленных на усиленных нервюрах и заднем лонжероне (задней стенке), и перемещается по этим рельсам при помощи кареток с роликами *10* или при помощи скользящих опор — ползунов. Для дополнительной фиксации монорельса могут быть использованы стержни — подкосы *11*. При выпуске щиток тягой от силового цилиндра смещается назад и отклоняется вниз. Для синхронизации отклонения

Рис. 4.4. Поворотный (*а*), выдвижной (*б*), щелевой (*в*) и многощелевые (*г*) закрылки



секций щитков штоки их силовых цилиндров соединены тросовой проводкой. В убранном положении щитки запираются замками во избежание их отсоса в полете.

4.3.2. Закрылки (рис. 4.4). *Закрылком* называется профилированная подвижная часть крыла, расположенная в его хвостовой части и отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла. При этом увеличивается и сопротивление самолета. Различают:

поворотный закрылок — закрылок, поворачиваемый вокруг связанной с крылом оси вращения (рис. 4.4, *а*);

выдвижной закрылок — закрылок, поворачиваемый относительно оси вращения и одновременно смещаемый назад вдоль хорды крыла для увеличения его площади (см. рис. 4.4, *б*);

щелевой закрылок — закрылок, при отклонении которого между его носком и крылом образуется профилированная щель (см. рис. 4.4, *в*);

многощелевой закрылок — закрылок, составленный из нескольких подвижных звеньев, отклоняющихся на разные углы и разделяющихся профилированными щелями (см. рис. 4.4, *г*).

Для увеличения подъемной силы крыла с помощью разных типов закрылков используются рассмотренные в подразд. 4.2.4 факторы. Наибольший прирост $c_{ya}S$ дают многощелевые выдвижные закрылки. Отношение $b_з/b$ хорды закрылка $b_з$ к хорде b составляет 0,3...0,4, $\delta_з = 40...50°$ — для поворотных закрылков и 50...60° — для многощелевых закрылков, $S_з/S = 0{,}15...0{,}25$.

Конструкция поворотного закрылка показана на рис. 4.5, *а*. Она типична для конструкции не только всех типов закрылков, но и для конструкции органов управления, используемых в системе управления самолетом, — элеронов, рулей направления и высоты.

Конструкция закрылка состоит из каркаса и обшивки. Каркас обычно состоит из одного лонжерона (иногда трубчатого сечения для восприятия $M_к$), стрингеров и нервюр. На лонжероне устанавливают узлы навески закрылка и управления. К последнему крепится тяга силового цилиндра для отклонения закрылка. Задняя часть закрылка может иметь сотовую конструкцию, что повышает его жесткость и уменьшает массу. Навеска такого закрылка осуществляется при помощи кронштейнов *2*, устанавливаемых на стыках усиленных нервюр и заднего лонжерона (задней стенки) крыла.

Конструкция и внешний вид выдвижного закрылка показаны на рис. 4.5, *д*. КСС этого закрылка подобна рассмотренной. Однако для его выдвижения назад по хорде и отклонения вниз используются специально спрофилированные направляющие рельсы *10*, закрепленные на усиленных нервюрах крыла, и опирающиеся на эти рельсы (скользящие по ним) ролики *20* и *18*, установленные на торцевых нервюрах закрылка на кронштейнах *19* и *21* (сечение *Д–Д* на рис. 4.5, *д*)*. На лонжероне закрылка закреплен кронштейн *17*, с которым

*Это устройство выполняет функцию кареток, с помощью которых закрылок движется по направляющим рельсам *10*.

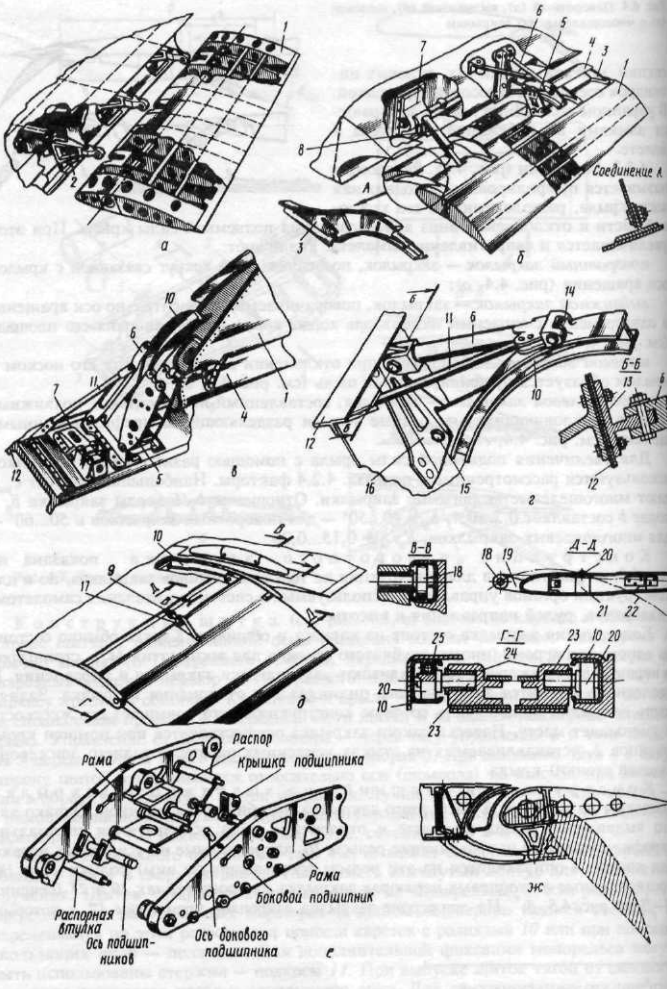


Рис. 4.5. Конструкция поворотного и выдвижного закрылков. Конструкция монорельса и каретки

связана тяга *9* силового привода выпуска и уборки закрылков. На сечениях *В—В* и *Г—Г* (см. рис. 4.5, *д*) приведена конструкция роликов *20* и *18*, состоящих из втулок-осей *23* и насаженных на них подшипников *25*. Втулки запрессовываются в специальные гнезда *24* на торцевых нервюрах закрылка. На сечении *Д—Д* (см. рис. 4.5, *д*) пунктиром *22* показана траектория движения роликов *18* по рельсам *10* при выпуске и уборке закрылка.

Конструкция щелевого закрылка аналогична описанной выше. Очертания носка закрылка и задней части крыла, положение неподвижной оси вращения закрылка выбираются так, чтобы при отклонении закрылка образовывалась профилированная щель, ускоряющая движение проходящего через нее воздуха и направляющая его вдоль верхней поверхности закрылка. Это позволяет получить более высокие значения c_{ya} на взлете и посадке.

Конструкция щелевого закрылка с дефлектором (см. рис. 4.5, *б, в*) включает в себя конструкцию собственно закрылка *1*, дефлектора *4*, каркас *5* и подъемников *8*. *Дефлектор* — это профилированная часть закрылка, установленная неподвижно перед носком закрылка и образующая щель перед ним. При отклонении закрылка между хвостовой частью крыла, дефлектором и закрылком образуется двойная профилированная щель, чем в значительной степени и объясняется высокая эффективность таких закрылков и возможность получения высоких значений $c_{ya\ max}$.

Элементы конструкции закрылка показаны на рис. 4.5, *б*. Лонжерон — в виде двухпоясной балки. На нем, как основном силовом элементе закрылка, устанавливаются кронштейны для крепления кареток *5* и подъемников *8*. На рис 4.5, *в* показан вид снизу сзади на закрылок *1* с дефлектором *4* и кареткой *5*, монорельс *10* с подкосами *6*, *11* его крепления к заднему лонжерону крыла, узел *7* крепления подъемника на лонжероне крыла *12*.

Каретки 5 (см. рис. 4.5, *в, е*) состоят из двух штампованных рам, соединенных болтами. Между ними на осях устанавливаются игольчатые подшипники, которые при выдвижении закрылков катятся по полкам монорельса *10* (см. рис. 4.5, *г*). На рис. 4.6 показан один из вариантов крепления каретки и ее конструкции.

Здесь: *1* — закрылок; *2* — кронштейн крепления каретки; *3* — рама каретки; *4* — рельс; *5* — игольчатые подшипники.

Монорельс 10 (см. рис. 4.5, *в, г*) представляет собой изогнутый в форме дуги окружности стальной двутавровый профиль. Поверхности полок монорельса шлифуются и хромируются. На нем (см. рис. 4.5, *г*) имеется проушина *15* под болт для крепления к кронштейну *16*, установленному на стыке усиленной нервюры и заднего лонжерона крыла *12*, и узел *14* для крепления монорельса к подкосам *6* и *11* (*13* — проушина для крепления подкоса *6*).

Описанные конструкции кареток и рельсов получили широкое распространение как наиболее простые и надежные.

Дефлектор 4 (см. рис. 4.5, *б, в*) состоит из диафрагм, обшивки и концевого стрингера. Диафрагмы — из листового материала в виде стенок с поясом по контуру. Опоры дефлектора *3* (см. рис. 4.5, *б*) состоят из стенок с уголковыми профилями сверху и снизу и служат для крепления дефлектора на закрылке.

Винтовые подъемники 8 (см. рис. 4.5, *б*), получающие привод от трансмиссии и связанные с закрылком через кронштейны на его лонжероне, служат для управления выпуском и уборкой закрылков. Второй опорой подъемников *8* являются узлы *7* на стыке усиленной нервюры и заднего лонжерона (стенки) крыла. Валы трансмиссии приводятся во вращательное движение от гидропривода. Проще по конструкции навеска закрылка с дефлектором на выносных кронштейнах (см.

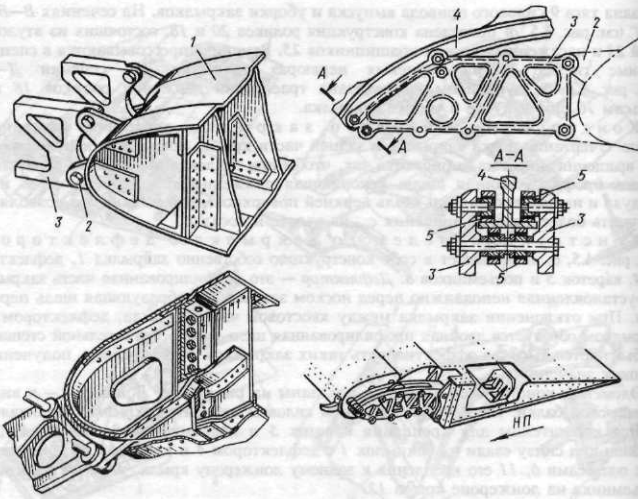


Рис. 4.6. Конструкция каретки и узлов ее крепления

рис. 4.5, *ж*), но дополнительное сопротивление (даже с обтекателями на кронштейнах) ухудшает экономичность самолета на крейсерском режиме.

Конструкция винтовых подъемников будет рассмотрена ниже (см. рис. 8.14).

Конструкция трехщелевого выдвижного закрылка. Закрылок состоит из основного *2* и хвостового *1* звеньев и дефлектора *4* (рис. 4.7, *а*, *б*).

Основное звено является центральной несущей частью и главным силовым элементом трехщелевого закрылка, на котором монтируются хвостовое звено и дефлектор. Силовой набор этого звена состоит из двух лонжеронов *5*, *7* (см. рис. 4.7, *б*, сечение *А—А*), панелей *6* с сотовым заполнителем, нервюр *8*, обшивки носка и хвостовой части. На рис. 4.7, *в* показаны опорные узлы *9* крепления кареток *11*, на рис. 4.7, *г* — шкворень *12* винтового подъемника, а на рис. 4.7, *д* — кронштейны *13* и рельсы *14* навески хвостового звена. Трехслойные панели в кессоне основного звена закрылка работают при изгибе как вдоль его размаха, так и в плоскости хорд, повышая жесткость закрылка и снижая его массу.

Конструкция основных силовых элементов закрылка типовая. Носки нервюр, к которым крепятся узлы кареток и управления, усилены профилями. Навешивается основное звено закрылка на рельсах, по которым оно перемещается на каретках с помощью винтовых механизмов (по обычной системе рельс — каретка). Если каретки *11* крепятся к закрылку с помощью карданного механизма *10* (см. рис. 4.7, *в*) с вертикальной и горизонтальной осями (сравните с креплением каретки на рис. 4.6), то это позволяет осуществлять пространственное движение закрылка с помощью плоских рельсов и простых кареток; получать различные

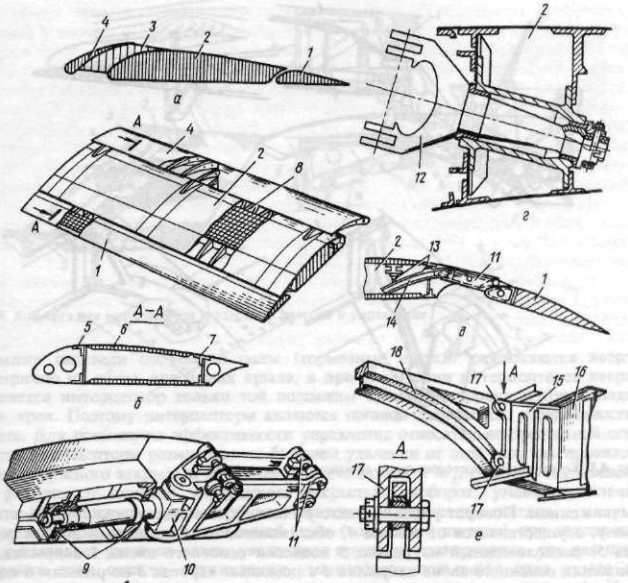


Рис. 4.7. Конструкция трехщелевого закрылка и его элементов

(необходимые) зависимости между ходом закрылка и углами его отклонения; упрощать требования к взаимной стыковке рельсов, установленных на крыле, и кареток закрылка. Стакан горизонтальной оси кардана устанавливается в опорных узлах *9* основного звена закрылка и крепится фланцем.

Узел крепления винтового подъемника (на рис. 4.7, *г* он выполнен в виде шкворня *12*) соединяет основное звено *2* закрылка с гайкой винтового подъемника. При работе трансмиссии от гидропривода или электропривода гайка (см. рис. 8.14) перемещается по вращающемуся винту и через шкворень *12* передвигает закрылок *2* по рельсам *18* (см. рис. 4.7, *е*) с помощью кареток *11*. Для повышения надежности каждая секция закрылка приводится в движение двумя винтовыми подъемниками.

Хвостовое звено закрылка *1* (см. рис. 4.7, *а*, *б*, *д*) состоит из каркаса (лонжерона и носков нервюр) и обшивки. Оно может иметь сотовую конструкцию, повышающую его жесткость и уменьшающую массу. Для выдвижения и отклонения этого звена при выпуске закрылков можно использовать обычную систему рельс *14* — каретка *11* (см. рис. 4.7, *д*).

На рис. 4.8 [24] показан механизм отклонения хвостового звена *9* трехщелевого закрылка с помощью дополнительного рычажного механизма, управляющего его

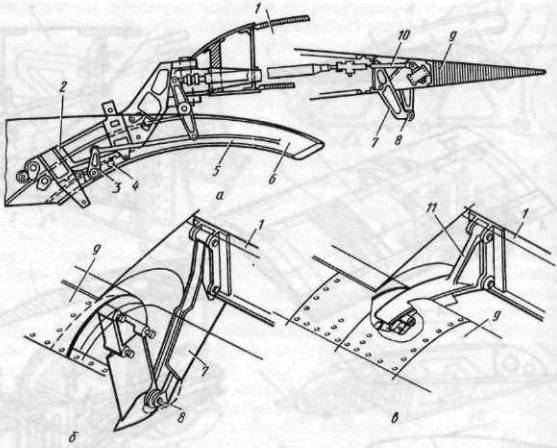


Рис. 4.8. Конструкция хвостового звена трехщелевого закрылка

выдвижением. Поворот управляющего рычага *3*, задающего движение хвостовому звену, осуществляется от ролика *4*, обкатывающего специальный эксцентричный паз *5*, расположенный на рельсе *6* подвески основного звена *1* закрылка. При движении основного звена закрылка *1* с помощью кареток *2* по рельсам *6* поворот управляющего рычага *3* приведет к перемещению тяги *10*, кинематически связанной с рычагом *3*. В результате хвостовое звено *9* начнет отклоняться тягой *10* относительно фиксированной оси вращения *8* на специальных кронштейнах *7*. Эти кронштейны выходят за контур крыла (см. рис. 4.8, *а*, *б*). Для уменьшения прогиба хвостового звена используется промежуточная опора *11* (см. рис. 4.8, *в*).

Конструкция дефлектора описывалась выше. Если дефлектор выдвижной, то для его выдвижения можно использовать систему рельс — каретка. В этом случае рельс связан с дефлектором, а каретка — с основным звеном закрылка. На рис. 4.7, *а* показана одна из опор *3* дефлектора.

Рельсы закрылков (см. рис. 4.7, *е*) — консольные балки из высокопрочной стали двутаврового сечения с полками и дорожками для подшипниковых узлов кареток. Крепятся рельсы своими проушинами к узлам *17* на стыках усиленных нервюр *15* и заднего лонжерона *16* в хвостовой части крыла. Другие, более распространенные варианты установки рельсов с подкреплением их подкосами подобны показанному на рис. 4.5, *г*.

4.3.3. Гасители подъемной силы (тормозные щитки) и интерцепторы — подвижные части крыла в виде профилированных щитков (пластин), расположенные на верхней поверхности крыла впереди закрылков и служащие для управления подъемной силой (см. рис. 4.1). Они имеют сходную конструкцию и при выпуске отклоняются вверх, вызывая срыв потока (рис. 4.9, *а*), падение подъемной силы и увеличение сопротивления, а в убранном положении — утоплены в крыло. При

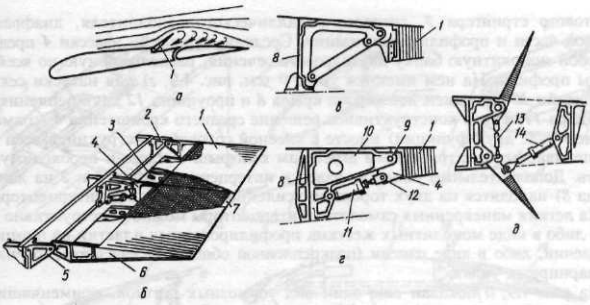


Рис. 4.9. Конструкция интерцептора и узлов его навески и управления

включении гасители подъемной силы (тормозные щитки) отклоняются вверх симметрично на обеих половинах крыла, а при включении интерцепторов вверх отклоняется интерцептор только той половины крыла, в сторону которой надо создать крен. Поэтому интерцепторы являются органом поперечной управляемости самолета. Для повышения эффективности управления относительно продольной оси самолета интерцепторы размещают на большем удалении от этой оси, как правило, впереди наружного закрылка, увеличивая плечо момента M_x; гасители подъемной силы размещают впереди внутреннего закрылка, наоборот, уменьшая плечо момента M_y на случай несимметричного отклонения тормозных щитков.

Использование гасителей подъемной силы (тормозных щитков) при заходе на посадку позволяет уточнять заход, увеличивая крутизну планирования, так как при отклонении этих средств механизации уменьшается подъемная сила крыла и увеличивается его сопротивление (ухудшается аэродинамическое качество). Использование этих средств при пробеге после приземления позволяет сократить $L_{пр}$, так как они не только увеличивают c_{xa}, но и путем срыва потока, обтекающего закрылки, резко уменьшают подъемную силу крыла, самолет проседает, что приводит к увеличению сил сцепления колес с поверхностью ВПП и позволяет более эффективно использовать тормоза. В этом случае включение гасителей подъемной силы блокируют с началом обжатия амортизации основных опор шасси.

Применение интерцепторов возможно как совместно с элеронами, так и вместо них, например с дифференциально отклоняемыми половинами цельноповоротного ГО (когда вся хвостовая часть крыла занята закрылками). Включение интерцепторов блокируют для повышения эффективности управления по крену с отклонением штурвала (ручки) после отклонения последних на 2...3° от нейтрального положения. Углы отклонения интерцепторов $\delta_{инт} = 60°$. Серьезным недостатком интерцепторов является эффект запаздывания в изменении подъемной силы, присущий начальному моменту в отклонении интерцепторов, что ухудшает маневренные характеристики самолета.

Конструкция. На рис. 4.9, *б*, *в*, *г* показана типовая конструкция гасителя подъемной силы и интерцептора самолета Ил-86, каждый из которых состоит из нескольких секций. Основу силовой конструкции каждой секции составляют две панели *1*, состыкованные со средним кронштейном *4*. Панель состоит из лонжерона и двух торцевых нервюр *6* швеллерного сечения, верхней и нижней обшивок,

хвостового стрингера *7*, сотового металлического заполнителя, диафрагм *3* в носовой части и профиля герметизации. Средний кронштейн навески *4* представляет собой монолитную балку двутаврового сечения, расположенную по всей длине хорды профиля. На нем имеются ушко *9* (см. рис. 4.9, *г*) для навески секции на кронштейн *10* на заднем лонжероне крыла *8* и проушина *12* для крепления гидроцилиндра *11*. Такое конструктивное решение среднего кронштейна *4* (совмещение в одном узле двух функций) вместе с клеевой сотовой конструкцией всей секции обеспечивает рассматриваемым агрегатам выигрыш в массе и необходимую жесткость. Дополнительные узлы для навески интерцептора (узлы *5* и *2* на лонжероне крыла *8*) находятся на двух торцевых усиленных нервюрах *6* интерцептора.

На легких маневренных самолетах интерцепторы можно конструктивно выполнять либо в виде монолитных жестких профилированных пластин на шомпольном креплении, либо в виде панели (подкрепленной обшивки), навешиваемой на крыло на шарнирных узлах.

На рис. 4.9, *д* показан еще один вид тормозных щитков, применявшихся на легких маневренных самолетах. Щитки на верхней и нижней поверхностях крыла связаны синхронизирующей тягой *13* и выпускаются в поток силовым цилиндром *14*. Описанный простейший принцип управления щитками, раскрывающимися в разные стороны, продолжает привлекать внимание конструкторов при необходимости установки на самолете тормозных щитков*.

4.3.4. Механизация носовой части крыла предназначена для затягивания срыва обтекающего крыло потока на бо́льшие углы атаки и увеличения вследствие этого значений $c_{ya\,max}$. К средствам механизации носовой части крыла, получившим наибольшее распространение, относятся такие подвижные части крыла, как предкрылки и отклоняемые носки (см. рис. 4.1).

Обеспечивая значительный запас по критическим углам атаки (см. рис. 4.2), предкрылки и отклоняемые носки являются теми средствами, которые помимо увеличения c_{ya} *обеспечивают возможность реализации прироста* c_{ya}, даваемого средствами механизации. При размещении механизации на концах крыла затягивание срыва повышает эффективность элеронов на больших углах атаки и поперечную устойчивость самолета. Особенно это важно для самолетов со стреловидными крыльями.

Предкрылки — профилированная подвижная часть крыла, расположенная в носовой его части (рис. 4.10, *а*, *б*, *в*, *е*). При выпуске предкрылков *1* в полете между ними и носовой частью крыла *6* образуется профилированная щель, обеспечивающая более устойчивое обтекание крыла на больших углах атаки ($\bar{b}_{пр} = b_{пр}/b = 0{,}12...0{,}18$, $\delta_{пр} \approx 20...30°$). Предкрылки на каждом полукрыле состоят из нескольких секций, соединяющихся с каркасом крыла либо посредством рельсов и винтовых механизмов, соединенных с трансмиссией (см. рис. 4.10, *а*, *б*), либо с помощью кронштейна *12* на предкрылке и кулисного механизма *11* в носовой части крыла *6* (см. рис. 4.10, *в*).

Конструкция каждой секции предкрылка *1*, изображенного на рис. 4.10, *а*, *б*, состоит из лонжерона *3*, стрингеров, нервюр *4* и диафрагм *2*, обшивки, рельсов *5* и кареток с роликами *8*, а также кронштейнов *7* крепления винтовых подъемников и рельсов. При работе трансмиссии ее механизмы (винтовые подъемники) перемещают предкрылок рельсами по кареткам *8*, закрепленным на переднем лонжероне *9* крыла. В убранном и выпущенном положениях предкрылок

---

*Например, раскрывающиеся рули направления — тормозные щитки на вертикальном оперении "Бурана", тормозные щитки на крыльях Су-25.

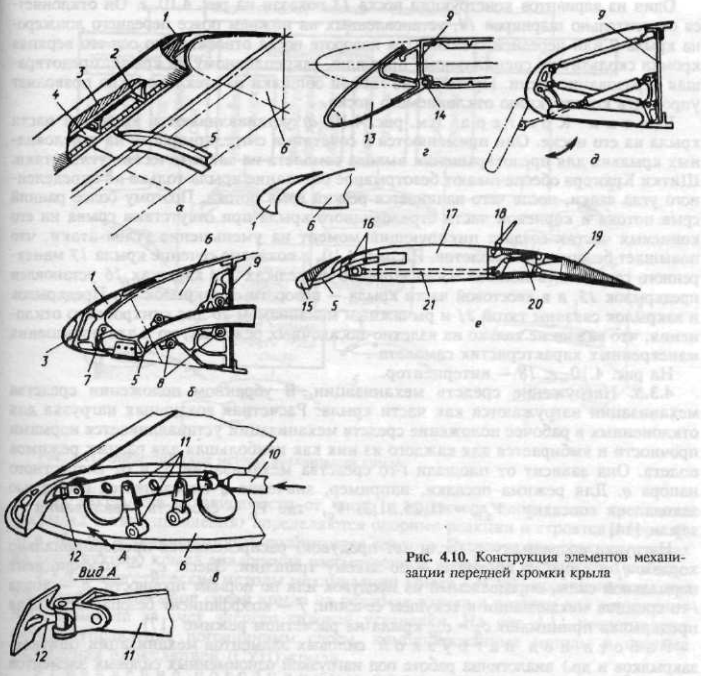


Рис. 4.10. Конструкция элементов механизации передней кромки крыла

фиксируется тормозом трансмиссии. Приводом для предкрылка, показанного на рис. 4.10, *в*, служит тяга *10* от силового цилиндра.

Для обеспечения высокого качества поверхности носка крыла стыки между секциями предкрылка герметизируются лентами и накладками, регулируется положение роликов, по которым движется рельс, и само место крепления предкрылка к рельсу, осуществляется подтяг предкрылков к крылу в убранном положении. Однако из-за разного прогиба крыла и предкрылков трудно устранить уступчатую щель между предкрылком и носком крыла в убранном положении. Это увеличивает значение c_{xa} и снижает аэродинамическое качество.

На маневренных самолетах предкрылок может быть монолитной конструкции (см. рис. 4.10, *е*) или состоять из обшивки, продольных ребер жесткости и нервюр, системы рельс — каретка (по аналогии с конструкцией, показанной на рис. 4.10, *б*) и тяги от силового цилиндра.

Отклоняемые носки применяют на самолетах с малой относительной толщиной крыла и тонкой передней кромкой, затрудняющей размещение механизмов. Они дают меньший прирост $\Delta c_{ya\,max}$, чем предкрылки.

Один из вариантов конструкции носка *13* показан на рис. 4.10, *г*. Он отклоняется относительно шарниров *14*, установленных на нижнем поясе переднего лонжерона крыла *9* или передней стенки. При повороте носка относительно оси его верхняя кромка скользит по специальному профилю, закрепленному на крыле, предотвращая образование щели. Применение гибкой обшивки из стекловолокна позволяет упростить конструкцию отклоняемого носка.

Щитки Крюгера (см. рис. 4.10, *д*) устанавливают в корневой части крыла на его носке. Они применяются в сочетании с предкрылками на стреловидных крыльях для предотвращения выхода самолета на закритические углы атаки. Щитки Крюгера обеспечивают безотрывное обтекание крыла только до определенного угла атаки, после чего начинается резкий срыв потока. Поэтому более ранний срыв потока в корневой части стреловидного крыла при отсутствии срыва на его концевых частях создает пикирующий момент на уменьшение углов атаки, что повышает безопасность полетов. На рис. 4.10, *е* показано сечение крыла *17* маневренного самолета, в носовой части которого на рельсах *5* и каретках *16* установлен предкрылок *15*, а в хвостовой части крыла — поворотный закрылок *19*. Предкрылок и закрылок связаны тягой *21* и рычажным механизмом *20* для синхронного отклонения, что важно не только на взлетно-посадочных режимах, но и для повышения маневренных характеристик самолета*.

На рис. 4.10, *е*: *18* — интерцептор.

4.3.5. Нагружение средств механизации. В убранном положении средства механизации нагружаются как части крыла. Расчетная воздушная нагрузка для отклоненных в рабочее положение средств механизации устанавливается нормами прочности и выбирается для каждого из них как наибольшая для разных режимов полета. Она зависит от площади i-го средства механизации S_i и от скоростного напора q. Для режима посадки, например, значение q определяется скоростью захода на посадку $V_{з.п} = (1{,}25...1{,}3)\ V_c$, где V_c — скорость сваливания у земли [14].

Нагрузка по размаху q_i (если нет продувок) распределяется пропорционально хордам $q_i = c_n b_i q f$, а по хорде — по закону трапеции. Здесь: c_n — коэффициент нормальной силы, определяемый из продувок или по нормам прочности; b_i — хорда i-го средства механизации в текущем сечении; f — коэффициент безопасности. Для предкрылка принимают $c_n = c_{ya}$ крыла на расчетном режиме [17].

Работа под нагрузкой силовых элементов механизации (щитков, закрылков и др.) аналогична работе под нагрузкой одноименных силовых элементов крыла.

Передача нагрузок со щитков (закрылков) на узлы их крепления определяется характером этих узлов (характером опор и их числом). Так, для рассмотренного выше в подразд. 4.3.1 щитка с фиксированной осью вращения (см. рис. 4.3, *а*, *в*) нагрузка от его лонжерона будет передаваться через петли *4* щитка срезом шомпола на петли на лонжероне (стенке) крыла. Тяги-тандеры *7*, также являющиеся опорами щитка, будут работать на сжатие и передавать свою нагрузку через опоры *5* тяги управления *8* на силовые нервюры крыла. Для выдвижного щитка опорами являются ролики кареток и тяги управления. Ролики кареток через узлы крепления монорельсов передают нагрузку от щитка на усиленные нервюры и далее на стенки лонжеронов крыла и обшивку. Нагрузка от тяг управления передается на те силовые элементы крыла, к которым крепятся силовые приводы.

---

*Команды на отклонение предкрылков и закрылков в автоматизированном режиме управления самолетом выдаются автоматизированной бортовой системой управления (АБСУ).

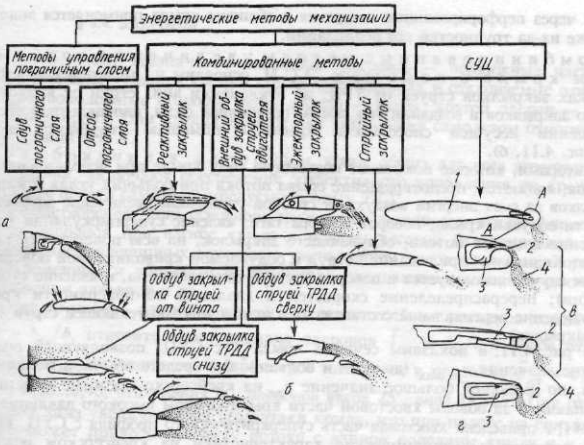


Рис. 4.11. Энергетические методы механизации крыла

Для закрылков в зависимости от числа и характера опор (узлов крепления закрылка и тяг управления) определяются опорные реакции и строятся эпюры Q, M и $M_к$, по величине которых подбираются сечения. Передача сил реакции в узлах на конструкцию крыла аналогична рассмотренной выше для выдвижного щитка.

4.3.6. Энергетические методы механизации крыла (ЭСМ)* предназначены для управления подъемной силой крыла на режимах взлета и посадки для улучшения ВПХ самолета за счет энергии силовой установки. На рис. 4.11 представлены методы управления пограничным слоем, комбинированные методы и система управления циркуляцией (СУЦ) крыла.

Управление пограничным слоем предназначено для обеспечения безотрывного обтекания крыла при больших углах атаки за счет более значительного увеличения энергии пограничного слоя, чем это получается при использовании закрылков и предкрылков.

Практически это стало возможным при вводе в эксплуатацию турбореактивных двигателей (ТРД), позволяющих отбирать от них необходимое для УПС количество воздуха без существенных потерь тяги. Этот воздух с большой скоростью выдувается тонкой струей через продольную щель в районе носка крыла и носка закрылка (зоны наиболее вероятного отрыва потока) по касательной к их поверхности. Эффективность УПС тем больше, чем больше давление воздуха в подводящих к щелям каналах и чем больше скорость его истечения. Это повышает значение импульса струи и значение $c_{уа\ max}$, которое может достигать 4...5. На рис. 4.11, *а* показан выдув на закрылок в системе с УПС. УПС путем его отсоса вовнутрь

*ЭСМ – энергетические средства механизации.

крыла через перфорированные отверстия в обшивке крыла применяется значительно реже из-за трудностей его реализации.

Комбинированные методы увеличения подъемной силы крыла с помощью ЭСМ основаны на внешней и внутренней обдувках закрылков струей от ТРД, на отклонении вниз струи от винтов с помощью закрылков и создании тем самым реактивной силы, направленной вверх, на повышении несущей способности крыла с помощью струйного закрылка (см. рис. 4.11, *б*).

Факторами, которые повышают подъемную силу крыла при использовании этих методов, являются: предотвращение срыва потока при больших углах отклонения закрылков за счет энергии воздуха от силовой установки; увеличение эффективной скорости обдувки крыла; поворот вектора тяги; явление суперциркуляции (распространение влияния потока, обдувающего закрылок, на всю поверхность крыла); эффект Коанда — "прилипание" струи к обдуваемой криволинейной поверхности (в этом случае используется и поворот вектора тяги двигателя, и явление суперциркуляции); перераспределение скоростей и давлений на поверхности крыла и возникновение вертикальной составляющей от импульса вытекающей струи (струйный закрылок).

На рис. 4.11, *в* показаны сечения крыла *1* с СУЦ, позволяющей получать большие значения $c_{ya\,max}$ (до семи и больше)* без средств обычной механизации крыла, но имеющей большое значение c_{xa} на крейсерском режиме полета из-за выступающей за обводы хвостовой части крыла камеры высокого давления *3*. На рис. 4.11, *г* приведена хвостовая часть суперкритического профиля с СУЦ, который имеет хорошие аэродинамические характеристики на крейсерском режиме и высокие значения c_{ya} на режиме посадки.

Концепция крыла с СУЦ реализуется с помощью тангенциального выдува воздуха, отбираемого от двигателя, через щель *2* над скругленной поверхностью задней кромки. Использование суперкритического профиля *1* с большой относительной толщиной (14...17 %) позволяет вписать в него камеру давления *3*, а затупленный носок — обойтись без предкрылка при полете на больших углах атаки. Скругленная задняя кромка (всего в два раза более толстая, чем на обычном профиле) со щелью над ней для выдуваемого воздуха позволяет получить поверхность Коанда *4* (см. рис. 4.11, *в*) в тех случаях, когда для увеличения подъемной силы используют и поворот вектора тяги, и явление суперциркуляции [24].

4.3.7. К средствам, применяющимся для улучшения обтекания крыла и тем самым повышающим его несущие свойства, относятся также аэродинамическая и геометрическая крутки крыла, разделители потока в виде аэродинамических гребней на крыле, наплывов, турбулизаторов и др. Их задача — отодвинуть на большие углы атаки начало концевого срыва на крыле (особенно на стреловидном).

Аэродинамическая крутка — установка на концах крыла более несущих профилей.

Геометрическая крутка — уменьшение углов установки концевых профилей.

Аэродинамические гребни и наплывы (запилы или, иначе, местные клювы — см. рис. 2.8) препятствуют перетеканию пограничного слоя вдоль размаха и более раннему наступлению концевого срыва, особенно опасного при несимметричном наступлении срыва, так как при этом возникают большие моменты M_x, которые трудно парировать.

---

*Такие значения $c_{ya\,max}$ можно получить при значении коэффициента импульса выдуваемой струи $c_\mu \approx 0{,}35...0{,}4$, достигаемого при высоком давлении воздуха в камере *3* и большой скорости его истечения через профилированную щель *2* [34].

§ 4.4. ЭЛЕРОНЫ

4.4.1. Назначение элеронов. *Элероны* — подвижные части крыла, расположенные у задней кромки крыла на его концах и отклоняемые одновременно в противоположные стороны (один элерон — вверх, другой элерон — вниз) для создания крена. Они предназначены для управления самолетом относительно его продольной оси X.

Требования к элеронам, кроме общих для всех агрегатов самолета требований, включают обеспечение эффективного управления по крену на всех режимах полета самолета, предусмотренных ТТТ.

Удовлетворение этого основного требования достигается: исключением заклинивания элеронов при изгибе крыла в полете; весовой балансировкой элеронов; уменьшением шарнирных моментов; уменьшением дополнительных сопротивлений в отклоненном и убранном положениях; уменьшением момента рыскания при отклонении элеронов и др.

Эффективность элеронов зависит от относительных размеров хорды элеронов $\bar{b}_{эл} = b_{эл}/b$, относительного размаха элеронов $\bar{l}_{эл} = l_{эл}/l$ и углов отклонения элерона $\delta_{эл}$. Значения этих параметров находятся в пределах $\bar{b}_{эл} \approx 0{,}25...0{,}30$; $\bar{l}_{эл} = 0{,}20...0{,}40$; отклонения $\delta_{эл}$ элеронов вверх 25°, вниз 15...25°. При отклонении элерона вниз увеличивается угол атаки крыла, что при полете на больших углах атаки может привести к срыву потока с данной половины крыла и к обратной управляемости. Поэтому углы отклонения элерона вниз ограничивают (делают отклонение элеронов вверх больше, чем вниз, т.е. дифференциальным). Большего отклонения элеронов вверх требуют и бóльшая, как правило, кривизна верхней поверхности крыла, и возникающая разность в сопротивлении крыльев при одинаковом отклонении элеронов вверх и вниз, приводящая к появлению разворачивающего момента M_y нежелаемого знака (к скольжению самолета вместо разворота). С увеличением площади крыла, занятой механизацией, а также с появлением интерцепторов размеры элеронов стали уменьшаться. Так, относительная площадь элеронов $\bar{S}_{эл} = S_{эл}/S$ уменьшается с 8...9 до 3...4 %, а значение $\bar{l}_{эл}$ — с 0,4 до 0,2.

Стремление улучшить ВПХ на легких маневренных самолетах привело к появлению "зависающих элеронов" с профилированной щелью перед элероном — *флайперонов*, работающих как в элеронном режиме, так и в режиме закрылков. Для уменьшения вероятности возникновения обратной управляемости по крену — реверса элеронов (см. § 10.4) — начали применять внешние и внутренние элероны (см. рис. 4.1) и интерцепторы. Причем внешние элероны применяют только на взлетно-посадочных режимах — на небольших скоростях полета, а внутренние, расположенные в более жесткой части крыла, используются в течение всего полета. Интерцепторы из-за эффекта запаздывания в изменении подъемной силы при их отклонении (срыв потока наступает не сразу) используются совместно с элеронами, чтобы повысить эффективность поперечного управления. Однако стремление механизировать (особенно на маневренных скоростных самолетах) всю заднюю кромку крыла приводит к тому, что вместо элеронов совместно с интерцепторами используются дифференциально отклоняемые половины стабилизатора.

На самолетах без ГО органы управления на крыле, применяемые для обеспечения поперечной и продольной управляемости, работают как в элеронном режиме, так и в режиме рулей высоты и называются *элевонами*. В этом случае их площадь и углы отклонения больше, чем у самолетов обычной схемы, так как меньше плечо от ЦМ самолета до элевонов.

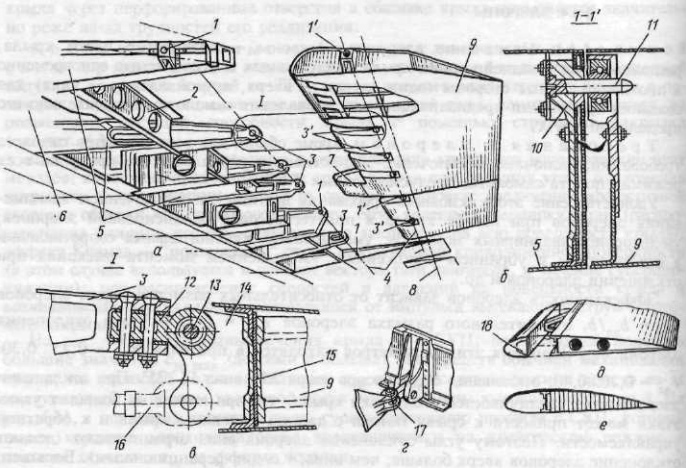


Рис. 4.12. Конструкция элеронов и узлов их навески

4.4.2. Конструкция элеронов (рис. 4.12). Элероны, как и другие органы управления самолетом (рули высоты и рули направления), по внешним формам и конструкции (по силовым элементам, образующим силовую схему, их назначению, конструкции и работе при передаче нагрузок) аналогичны крылу*. Как и конструкция крыла, конструкция элерона состоит из каркаса и обшивки. Каркас состоит из лонжерона, стрингеров, нервюр, диафрагм, усиливающих вырезы в носке элерона (см. рис. 4.12, *а*) под узлы крепления и приводы управления, устанавливаемые на лонжероне. Для уменьшения деформаций элерона увеличивают число его опор (как минимум до трех). Однако при изгибе крыла и элерона из-за разных их жесткостей на изгиб и нагрузок возникают силы, направленные вдоль узлов навески элерона. Чтобы не было заклинивания элеронов, среди узлов навески должны быть один-два узла, допускающих перемещение элерона вдоль размаха относительно узлов на крыле. Это узлы с двумя степенями свободы: либо кардан *17* (см. рис. 4.12, *г*), либо торцевые узлы *1—1'* типа консольного болта *11* (см. рис. 4.12, *б*), ось которых совпадает с осью вращения элерона *4* (см. рис. 4.12, *а*) и вдоль оси которых элерон может свободно перемещаться. В то же время хотя бы одна из опор элерона должна фиксировать его положение по размаху крыла и представлять собой обычную шарнирную опору с одной степенью свободы (см. рис. 4.12, *в*). В самих узлах навески элерона должны устанавливаться подшипники, обеспечивающие свободное отклонение элеронов.

---

*В силу указанной общности в учебнике конструкция рулей отдельно не рассматривается.

На рис. 4.12 показана конструкция элеронов *9*, состоящих из двух однотипных секций, соединенных серьгами. Они навешиваются на кронштейны *1*, *3*, установленные на стыках хвостовых частей усиленных нервюр *5 крыла, заднего лонжерона крыла 6* и балки *2* хвостовой части крыла. Здесь восемь опор *1*, *3* на крыле и столько же узлов навески (*3'* и *1'*) на элеронах. В качестве торцевых опор для обеих секций элеронов применены опоры *1* и *1'* типа консольного болта (см. рис. 4.12, *б*). Одна из опор такого типа (средняя) является общей для обеих секций. На рис. 4.12, *б* справа — элерон *9*, на торцевой нервюре которого установлен кронштейн с гнездом и сферическим подшипником узла *1'* под консольный болт *11*. Слева на этом же рисунке показан кронштейн *10* на усиленной нервюре *5* крыла, в гнезде которого (узел *1*) закреплен консольный болт *11*.

Три близко расположенных кронштейна с узлами *3* на крыле и три средних узла навески *3'* на элероне имеют только одну степень свободы и фиксируют положение элерона относительно крыла. Эти узлы на элероне (см. рис. 4.12, *в*) выполнены в виде кронштейнов *14* с двумя проушинами, закрепленных на лонжероне элерона *15*. Верхними проушинами *13* элерон с помощью промежуточных серег *12* навешивается на кронштейны *3* крыла, а к нижним проушинам крепятся приводы *16* управления элеронами. На двух усиленных нервюрах, повышающих жесткость на кручение элерона, впереди его носка установлен сосредоточенный балансировочный груз *7* (см. рис. 4.12, *а*), обеспечивающий 100-процентную весовую балансировку элерона (совпадение его ЦМ с осью вращения). Это необходимо для предотвращения изгибно-элеронного флаттера (см. подразд. 10.7.3). Высокая жесткость на кручение небольшого по размаху элерона с большим числом (восемь) опор (см. рис. 4.12) уменьшает его деформации, в том числе и закручивание. Последнее уменьшает опасность возникновения флаттера.

Задача весовой балансировки элерона (как и других рулей на самолете) часто решается расположением в его носке распределенного по размаху груза (металлического прутка *18*, см. рис. 4.12, *д*). Это в весовом отношении хуже из-за меньшего (чем в рассмотренном выше случае) плеча от оси вращения элерона до груза. Но при этом обеспечивается не только статическая балансировка, но и динамическая — отсутствует закручивание элерона от инерционных сил балансира и дополнительное сопротивление при его отклонении. Весовой балансировки элерона (рулей) можно достичь частично за счет облегчения хвостовой части элерона применением сотового заполнителя (см. рис. 4.12, *е*). В этом случае, кроме повышения жесткости элерона, можно получить и экономию в массе элерона при его весовой балансировке.

На рис. 4.12, *а*: *8* — линия ЦД.

4.4.3. Аэродинамическая компенсация применяется для уменьшения шарнирных моментов в системе управления элеронами (рулями) $M_ш = Th = Y_{эл}a$ (рис. 4.13).

На современных самолетах получили распространение осевая компенсация (см. рис. 4.13, *а*), внутренняя компенсация с мягкой диафрагмой (см. рис. 4.13, *б*) и сервокомпенсация (рис. 4.14, *в*).

Для осевой компенсации уменьшают плечо *a* силы $Y_{эл}$, относя ось вращения элерона назад к ЦД. Считается нормальным, если впереди оси вращения будет 25...30 % площади элерона ($S_{о.к}/S_{эл}$ = 0,25...0,3, рис. 4.13, *а*).

Осевая компенсация элеронов, показанных на рис. 4.12, составляет 31 %. Здесь за счет смещения назад лонжеронов *15* с кронштейнами *14* узлов навески *13* элеронов ось вращения *4* элеронов смещена назад по хорде (см. рис. 4.12, *а*, *в*).

Внутренняя компенсация с мягкой диафрагмой позволяет получить дополнительный момент $\Delta M_ш$ (см. рис. 4.13, *б*), уменьшающий

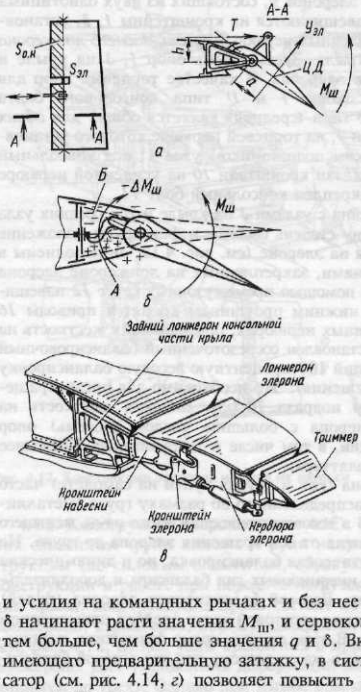


Рис. 4.13. Аэродинамическая компенсация

значение $M_ш$ за счет разности давлений в полостях $А$ и $Б$*, на которые делит пластина в носке элерона и мягкая диафрагма полость между носком элерона и задним лонжероном крыла при отклонении элерона. Это позволяет при том же значении $Y_{эл}a$ уменьшить усилие T в системе управления и на командных рычагах управления.

Сервокомпенсация осуществляется за счет различных видов сервокомпенсаторов. *Сервокомпенсатор* — часть поверхности элерона (руля) у задней кромки, кинематически связанная с крылом (стабилизатором, килем) тягой *13* (см. рис. 4.14, *в*) таким образом, что при отклонении элерона (руля) *5* она отклоняется в противоположную сторону, уменьшая за счет силы $Y_{ск}$ и момента от этой силы шарнирный момент $M_ш$. Сравните схемы сил на рис. 4.13, *а* и 4.14, *в*.

Величина $M_ш$ зависит как от угла отклонения элерона δ, так и от скоростного напора q. При малых значениях δ и особенно q сервокомпенсация не нужна, так как значение $M_ш$ и усилия на командных рычагах и без нее малы. С увеличением же значений q и δ начинают расти значения $M_ш$, и сервокомпенсация становится нужной, при том тем больше, чем больше значения q и δ. Включение упругого элемента (пружины), имеющего предварительную затяжку, в систему управления элерон — сервокомпенсатор (см. рис. 4.14, *г*) позволяет повысить "чувствительность" системы управления к q и δ. При малых усилиях на рычагах управления (малы значения q и δ) система элерон — сервокомпенсатор работает как единое целое (усилия на пружину *10* (см. рис. 4.14, *г*) меньше, чем усилия ее предварительной затяжки). С ростом q и δ возрастают усилия в системе управления (в том числе и в тяге *11*). Когда усилия на пружину станут больше, чем усилия ее предварительной затяжки, двуплечий рычаг *12* провернется и через тягу *13* отклонит сервокомпенсатор *9* в сторону, противоположную отклонению элерона *5*, уменьшая значения $M_ш$. Такой компенсатор называется *пружинным сервокомпенсатором*. Применяется он обычно вместе с другими видами компенсации (например, с осевой компенсацией). Недостатком такой компенсации является уменьшение эффективности элерона, так как направления усилий $Y_{эл}$ и $Y_{ск}$ противоположны (см. рис. 4.14, *в*). Кроме того, сервоком-

*На рис. 4.13, *б* полости *А* и *Б* показаны для случая, когда элерон отклонен вниз. При отклонении элерона вверх полость повышенного давления *А* будет сверху, а полость пониженного давления *Б* – снизу.

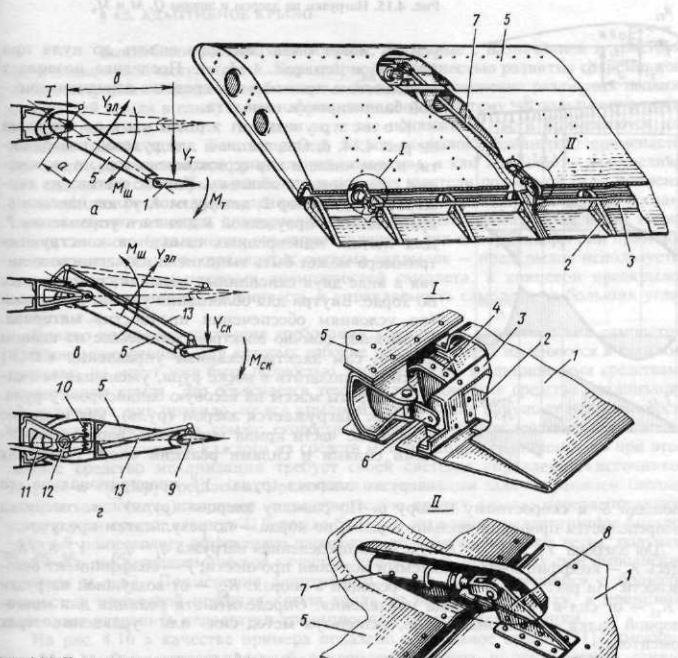


Рис. 4.14. Конструкция триммера и узлов его навески и управления. Конструкция сервокомпенсаторов

пенсатор может послужить причиной возникновения опасных вибраций (особенно при недостаточной затяжке пружин *10* и плохой регулировке длины тяги *13*). Конструкция сервокомпенсатора подобна конструкции триммера, назначение и конструкция которого рассматриваются ниже.

4.4.4. Триммер *1* (см. рис. 4.13, *в* и рис. 4.14, *а*) — вспомогательная рулевая поверхность, расположенная в хвостовой части элерона (руля) *5* и предназначенная для уменьшения (снятия) усилий на рычагах управления самолетом при изменении режима полета. Сила на триммере $Y_т$ так же, как и сила $Y_{ск}$, создает момент $M_т = Y_т b$ относительно оси вращения руля, уменьшающий шарнирный момент $M_ш = Th$. Это приводит к уменьшению потребных усилий T в тяге привода управления и, в конечном счете, к уменьшению усилий на командных рычагах управления. Эти

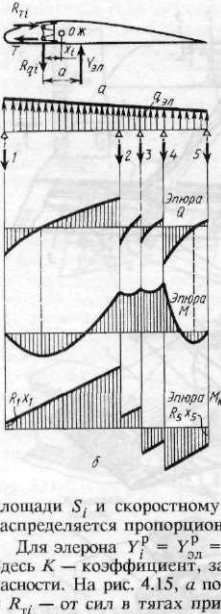


Рис. 4.15. Нагрузки на элерон и эпюры Q, M и $M_к$

усилия могут быть снижены вплоть до нуля при $M_т = Y_{эл}a$ (см. рис. 4.14, *а*). Последнее позволяет использовать триммер как средство аэродинамической балансировки самолета.

Конструкция триммера показана на рис. 4.14, *б*. Она типична для рулевой поверхности, в том числе и для сервокомпенсатора, и включает в себя каркас и обшивку. Каркас состоит из лонжеронов *3*, нервюр *2*, диафрагм *4*, узлов навески *6*, кронштейна с проушиной *8* для тяги управления *7*. Для легких маневренных самолетов конструкция триммера может быть выполнена из магниевого литья в виде двух склепанных половин, разрезанных по хорде. Внутри для облегчения удален ненужный (по условиям обеспечения прочности) материал. Управление обычно электромеханическое из кабины пилота, сам электромеханизм управления (ЭМУ) можно располагать в носке руля, уменьшая тем самым затраты массы на весовую балансировку руля.

4.4.5. Нагружается элерон (руль), как и другие подвижные части крыла (оперения), аэродинамическими силами и силами реакций опор. Расчетная нагрузка элерона (руля) $Y_i^р$ пропорциональна его площади S_j и скоростному напору q. По размаху элерона (руля)* эта нагрузка распределяется пропорционально хордам, по хорде — по результатам продувок.

Для элерона $Y_i^р = Y_{эл}^р = KfS_{эл}q$, а распределенная нагрузка $q_i = q_{эл} = Y_{эл}^р b_{эл}/S_{эл}$. Здесь K — коэффициент, задаваемый нормами прочности; f — коэффициент безопасности. На рис. 4.15, *а* показаны реакции в опорах: R_{qi} — от воздушной нагрузки и R_{Ti} — от сил в тягах привода управления. Определить эти реакции для многоопорной балки — элерона можно, используя метод сил или уравнение трех моментов.

На рис. 4.15, *а* приведена схема сил, а на рис. 4.15, *б* — эпюры Q, M и $M_к$ для секций элерона, конструкция которого рассматривалась выше (см. рис. 4.12). Из сказанного следует, что элерон как многопролетная балка от воздушной нагрузки и реакций на опорах R_{qi} работает на изгиб в плоскости, перпендикулярной плоскости хорд элерона, а в плоскости хорд — от реакций R_{Ti}. На кручение элерон работает как балка, защемленная в плоскости тяг приводов управления. Скачки в эпюре $M_к$, равные R_ix_i, вызваны несовпадением оси жесткости (ОЖ) с осью вращения. Такой характер нагружения и работы элерона под нагрузкой типичен для многоопорных конструкций элеронов.

Имея эпюры Q, M и $M_к$, можно подобрать сечения силовых элементов элерона. Расположение на близком расстоянии узлов навески *3* (см. рис. 4.12) с тягами приводов управления и сосредоточенного выносного груза позволяет рациональнее использовать материал в этой зоне, требующей большой жесткости на кручение. Силы R_{qi} и R_{Ti} будут нагружать усиленные нервюры крыла и раздаваться ими на стенки лонжеронов и обшивку (см. подразд. 2.7.5).

*Далее только элерона, имея в виду, что все сказанное относится и к рулям.

§ 4.5. АДАПТИВНОЕ КРЫЛО

Выше были рассмотрены вопросы, связанные с назначением и конструкцией подвижных частей крыла. Характерной особенностью развития современного самолетостроения является все большее и большее объединение различных подвижных частей крыла в единую многофункциональную систему, используемую почти на всех режимах полета, где одни и те же подвижные части применяются для решения разных задач. Так, например, элерон-закрылок (флайперон) применяется как элерон для поперечного управления самолетом, а как закрылок — для увеличения подъемной силы крыла на взлете и посадке; гасители подъемной силы применяются как для резкого уменьшения подъемной силы крыла при заходе на посадку (при изменении глиссады планирования) и при пробеге самолета, так и для торможения самолета (увеличения его сопротивления), как интерцепторы они применяются для поперечного управления; система закрылок — предкрылок используется для повышения маневренных возможностей самолета, а концевой предкрылок повышает поперечную устойчивость и управляемость самолета на больших углах атаки и т.д.

Однако постоянно растущие требования улучшения характеристик самолетов, особенно маневренных, для которых рабочие режимы полета изменяются в широких пределах, не могут уже быть полностью удовлетворены традиционными средствами механизации крыла. Это объясняется тем, что традиционные средства механизации обслуживают, как правило, не все крыло; их отклонение нарушает непрерывность (гладкость) поверхности крыла; скорости отклонения (быстродействие) сравнительно невелики; функции каждого из средств механизации ограничены, но при этом каждое средство механизации требует своей системы управления, источников энергии и т.д. Круг решаемых средствами механизации задач ограничен (нельзя изменить в полете, например, геометрическую крутку крыла; перераспределить нагрузку на крыло, сдвинув ЦД крыла ближе к его корню; недостаточное быстродействие не позволяет эффективно парировать воздействие порывов ветра, получать максимальное аэродинамическое качество, увеличивать перегрузку при выполнении маневра и т.д.). Применение адаптивного крыла с изменяющейся с большой скоростью кривизной профиля крыла вдоль по всему его размаху, в принципе, позволяет устранить недостатки традиционных средств механизации.

На рис. 4.16 в качестве примера показано адаптивное крыло [31], имеющее мощный кессон, односекционный отклоняемый носок и отклоняемые секции хвостовой части. Обшивка крыла выполнена из стеклопластика. На рис. 4.16, *а* показано положение сечений крыла: *1* — для увеличения подъемной силы; *2* — для активного перераспределения нагрузок на крыле.

В последнем случае на концах крыла хвостовые его части могут быть, например, отклонены вверх для уменьшения подъемной силы, а у корня крыла — вниз для увеличения подъемной силы (см. рис. 4.16, *б*). В результате положение ЦД крыла, как это видно на рисунке, определяющееся расстоянием от корня крыла *a* (см. рис. 4.16, *б*), смещается к корню крыла ($a' < a$), и изгибающий момент M в корневом сечении уменьшается. Это позволяет увеличивать перегрузки на маневре без увеличения изгибающих моментов M. Асимметричное отклонение хвостовых частей на обеих половинах крыла позволяет осуществлять поперечное управление самолетом. На рис. 4.16, *в* показан рычажный механизм как один из возможных вариантов для отклонения хвостовой части крыла. Здесь — система рычагов, связанных кулисными механизмами, тягами и качалками с силовыми элементами, подкрепляющими обшивку. Вращательный привод через кулисы приводит в действие рычажный механизм и систему качалок и тяг, связанных с силовыми элементами хвостовой части крыла и обшивкой, отклоняя их вверх или вниз и изменяя

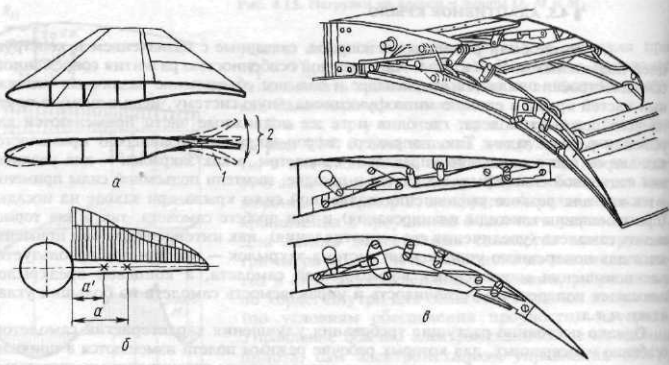


Рис. 4.16. Адаптивное крыло и элементы его конструкции

тем самым кривизну крыла. Система управления кривизной профиля автоматизирована и связана с АБСУ.

Наибольшие трудности в создании адаптивного крыла представляют: гибкая обшивка, панели которой должны позволять изменять кривизну без изменения длины контура поверхности; размещение рычажных (и других) механизмов в тонком носке и хвостовой части крыла; обеспечение плавности изменения кривизны профиля крыла вдоль по размаху; обеспечение высокого быстродействия; сопряжение системы управления кривизной профиля с режимами полета. Однако возможный выигрыш в характеристиках и эффективности самолетов при реализации адаптивного крыла заставляет искать пути его дальнейшей разработки.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Изобразите на эскизах крыльев дозвукового пассажирского и сверхзвукового маневренного самолетов и дополнительных сечениях все подвижные части крыла в убранном и в отклоненных положениях.
2. Определите назначение и объясните конструкцию каждой из подвижных частей крыла. Сделайте эскизы с сечениями, поясняющими конструкцию этих частей, а также конструкцию узлов их навески и управления.
3. Объясните физические основы изменения несущей способности крыла при отклонении подвижных частей крыла в рабочее положение.
4. Дайте сравнительную оценку по степени увеличения $c_{ya}S$ различным средствам механизации крыла.
5. Дайте определение шарнирного момента $M_{ш}$. Назовите средства, позволяющие уменьшить значение $M_{ш}$. Сделайте эскизы, поясняющие конструкцию этих средств, конструкцию узлов их навески и управления.
6. Объясните назначение, конструкцию, нагружение и работу под нагрузкой органов управления, конструкцию узлов их навески и управления.
7. Охарактеризуйте энергетические средства увеличения подъемной силы крыла.
8. Как Вы представляете себе адаптивное крыло, его возможности по перераспределению нагрузок на крыло и изменению его несущей способности, объясните суть проблем при изготовлении адаптивного крыла.

ГЛАВА 5

ОПЕРЕНИЕ

§ 5.1. НАЗНАЧЕНИЕ ОПЕРЕНИЯ И ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ

5.1.1. Назначение и составные части оперения. *Оперение* — это несущие поверхности, являющиеся органами устойчивости и управляемости самолета. Оно состоит из горизонтального и вертикального оперения.

Горизонтальное оперение (ГО) предназначено для обеспечения продольной, а вертикальное оперение (ВО) — путевой устойчивости и управляемости самолета. Эти задачи решаются образованием на оперении переменных по величине и направлению аэродинамических сил, необходимых для обеспечения заданных режимов полета.

На рис. 5.1, *а*, *б* показан внешний вид оперения нормальной и Т-образной схем, состоящего из неподвижного *1* или переставного *5* (с изменяемым в полете углом установки) стабилизатора с рулями высоты (РВ) *2* и неподвижного киля *3* с рулем направления (РН) *4*. Эти схемы оперения характерны для большинства современных самолетов с дозвуковой скоростью полета (см. схемы оперений на рис. 1.4). На самолетах со сверхзвуковой скоростью полета из-за недостаточной эффективности РВ при полете на сверхзвуковой скорости применяют цельноповоротное горизонтальное оперение (ЦПГО) *6* без РВ (см. рис. 5.1, *в*).

При превышении в полете скорости звука возрастает статическая устойчивость и соответственно ухудшается управляемость самолета из-за смещения назад фокуса. Для парирования этого явления и обеспечения высоких маневренных возможностей сверхзвуковых самолетов надо повышать эффективность их органов управления относительно оси *Z*. Однако при полете со сверхзвуковой скоростью ($M > 1$) эффективность РВ снижается, так как из-за скачка уплотнения на носке руля (рис. 5.2, *б*) изменения давления при отклонении руля не распространяются на все ГО, как это имеет место при полете на дозвуковой скорости (см. рис. 5.2, *а*). Переход на ЦПГО позволяет резко увеличить эффективность ГО, особенно на сверхзвуковых скоростях (эффективность оперения определяется величиной приращения его подъемной силы при изменении угла атаки на один градус). Значительно реже по той же причине (из-за снижения эффективности РН при сверхзвуковом полете) применяется цельноповоротное ВО, так как остающейся при этом эффективности РН в большинстве случаев еще достаточно для обеспечения нормальной управляемости самолетом.

Для повышения эффективности ВО применяются подфюзеляжные кили *7* (см. рис. 5.1, *в*), включающие в работу фюзеляж в районе ВО. Применение таких килей снижает влияние на путевую устойчивость затенения ВО крылом и фюзеляжем на больших углах атаки. Повышает эффективность ВО и форкиль *8* (см. рис. 5.1, *в*).

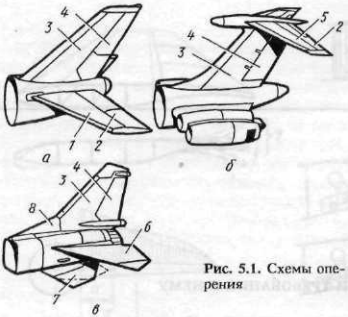


Рис. 5.1. Схемы оперения

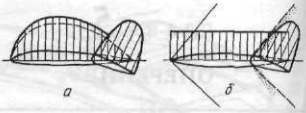


Рис. 5.2. Картина обтекания ГО:
$а$ — $M < 1$; $б$ — $M > 1$

Относительная масса оперения $\bar{m}_{оп} = 0{,}015..0{,}025$.

5.1.2. Основное требование к оперению — эффективность оперения — зависит от скоростного напора, площади оперения, его форм и расположения, жесткости оперения и жесткости опор, к которым оно крепится. *Обеспечение высокой эффективности оперения для получения необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета, определяемых ТТТ к самолетам в зависимости от их назначения и условий применения, при наименьшей массе оперения является основным требованием к оперению.* Выполнение этого требования достигается прежде всего выбором рациональных форм, значений параметров и расположения оперения.

5.1.3. Формы оперения. На рис. 5.3 и 5.4 приведены аэродинамические (балансировочные) схемы самолета, а на рис. 1.4 — схемы оперения, различающиеся: взаимным расположением ГО и ВО; числом, формой (при виде сбоку) и расположением ВО (на фюзеляже, на ГО или на крыле); формой в плане и расположением ГО (позади крыла — нормальная схема, впереди крыла — схема "утка", вообще без ГО — схемы "летающее крыло" или "бесхвостка", впереди и позади крыла — триплан); видом оперения спереди (V-образное оперение) и др. Анализ этих схем с точки зрения их влияния на эффективность и массу оперения дается ниже по ходу изложения материала данной главы.

5.1.4. Параметры, характеризующие ГО и ВО как несущие поверхности, в основном те же, что и для крыла (λ, χ, η, $\bar{c}$), а также площади в относительных

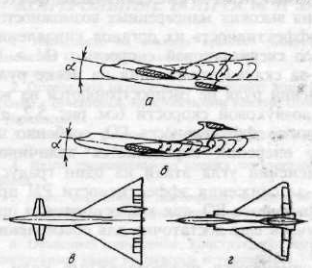


Рис. 5.3. Аэродинамические схемы самолета с различным расположением ГО

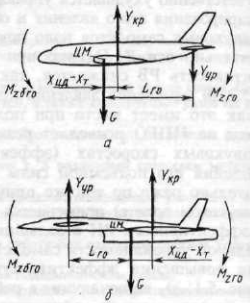


Рис. 5.4. Схема сил, действующих на самолет при разном расположении ГО

величинах: $\bar{S}_{ГО} = S_{ГО}/S$ и $\bar{S}_{РВ} = S_{РВ}/S_{ГО}$; $\bar{S}_{ВО} = S_{ВО}/S$ и $\bar{S}_{РН} = S_{РН}/S_{ВО}$, где S — площадь крыла. Ниже приведены статистические данные по значениям этих параметров.

Для ГО: $\lambda_{ГО} = 2{,}0...4{,}5$ (меньшее значение — для скоростных самолетов с малым удлинением крыла, большее — для нескоростных самолетов с большим удлинением крыла); $\eta_{ГО} = 2{,}0...3{,}5$; $\chi_{ГО} = 0...60°$; $\bar{c}_{ГО} = 4...10$ % ($\chi_{ГО} \geq \chi_{кр}$, $\bar{c}_{ГО} \leq \bar{c}_{кр}$, чтобы волновой кризис на оперении наступал не ранее, чем на крыле); $\bar{S}_{ГО} = 0{,}15...0{,}30$; $\bar{S}_{РВ} = 0{,}2...0{,}4$ (меньшие значения — для сверхзвуковых самолетов).

Для ВО: $\lambda_{ВО} = 0{,}8...1{,}2$; $\eta_{ВО} = 2{,}0...3{,}5$ (для Т-образного оперения $\eta_{ВО} \approx 1{,}0$); $\chi_{ВО} = 0...60°$; $\bar{c}_{ВО} = 4...8$ %; $\bar{S}_{ВО} = 0{,}08...0{,}2$; $\bar{S}_{РН} = 0{,}2...0{,}45$ (большее значение $\bar{S}_{ВО}$ и меньшее значение $\bar{S}_{РН}$ — для сверхзвукового самолета).

Влияние значений параметров частей оперения на их массовые характеристики аналогично рассмотренному выше влиянию таких же параметров на массовые характеристики крыла. Вопросы выбора рациональных форм и значений параметров оперения рассматриваются подробно в курсе "Проектирование самолета" [27].

5.1.5. Расположение частей оперения существенно влияет на эффективность и массу оперения. В зоне спутной струи, особенно за крылом, имеют место большие скосы потока и значительно меньшие скорости потока. Это уменьшает эффективность оперения при его попадании в такую зону. Очень опасно наличие в такой зоне большого количества вихрей, могущих вызвать вибрации частей оперения. Вот почему выбирается такое расположение частей оперения, при котором они при *любом режиме полета не попадали бы в опасные зоны.* Поскольку каждый вариант решения о расположении оперения связан с определенными затратами массы, то окончательное решение должно приниматься с учетом затрат массы.

Для ГО требование о рациональном расположении частей оперения может быть удовлетворено либо выносом ГО вниз (в нижнюю часть фюзеляжа, см. рис. 5.3, *а*) или вверх от спутной струи (Т-образное оперение, см. рис. 5.3, *б*), либо расположением ГО перед крылом (схема "утка", см. рис. 5.3, *в*), либо применением схемы "летающее крыло" или бесхвостка" вообще без ГО (см. рис. 5.3, *г*).

При Т-образной схеме оперения ГО вынесено вверх от зоны спутной струи. При этой схеме увеличивается плечо $L_{ТО}$ от ЦМ самолета до ЦД ГО, что позволяет уменьшить $S_{ГО}$ и его массу $m_{ГО}$. В такой схеме оперения ГО играет роль концевой шайбы для ВО, увеличивая его эффективное удлинение. Это позволяет уменьшить площадь киля и снизить его массу. Выигрыш в массе оперения $\Delta m_{оп}$ от этих мероприятий может составлять до 20...30 % от $m_{оп}$. Однако конструкция оперения усложняется, а передача нагрузок, особенно несимметричных от ГО, через киль на фюзеляж требует большого усиления киля и дополнительных затрат массы $\Delta m_к$ на киль ($\Delta m_к$ может составлять 40...50 % и более от массы киля). Эта схема получила широкое распространение на пассажирских самолетах с силовой установкой в хвостовой части фюзеляжа, хотя при такой компоновке и не всегда обеспечивается выигрыш в $\bar{m}_{оп}$.

При расположении ГО впереди крыла (схема "утка") нет его затенения. В такой схеме можно получить выигрыш за счет уменьшения площади крыла и его массы, так как подъемная сила крыла $Y_{кр}$ при балансировке самолета складывается с силой $Y_{ур}$ на ГО, действующей в ту же сторону, что и $Y_{кр}$, и поэтому $Y_{кр}$ меньше веса самолета (в нормальной схеме сила на ГО уменьшает подъемную силу самолета, и подъемная сила крыла больше веса самолета на величину силы на ГО, см. рис. 5.4). В схеме "утка" можно получить выигрыш в аэродинамическом

качестве. Однако затенение крыла впереди расположенным ГО и бо́льшие потребные значения c_{ya} на взлетно-посадочных режимах (при выпущенной механизации крыла), а иногда и бо́льшие потери на балансировку (например, из-за меньшего плеча $L_{ГО}$) снижают преимущества такой схемы. На рис. 5.4 показаны схемы сил и моментов при балансировке самолетов нормальной схемы (см. рис. 5.4, *а*) и схемы "утка" (см. рис. 5.4, *б*) при выполнении условий равновесия: $\sum Y = 0$, $\sum M_z = 0$.

Чтобы компенсировать недостатки переднего ГО, особенно на взлетно-посадочных режимах (малы значения c_{ya}), возможно применение так называемой трехпланной схемы с передним и хвостовым ГО. Тогда использование хвостового ГО позволит создавать необходимые кабрирующие моменты на взлетно-посадочных режимах, парирующие пикирующие моменты от применения механизации крыла. Чтобы избежать в такой аэродинамической схеме влияния переднего ГО на положение фокуса на дозвуковых режимах полета и предотвратить смещение фокуса назад при переходе на сверхзвуковой полет (все это необходимо для обеспечения более стабильных характеристик управляемости самолетом), переднее ГО делает "плавающим" на дозвуковых скоростях полета и управляемым — на сверхзвуковых. "Плавающее" ГО не создает подъемной силы и поэтому не влияет на положение фокуса. На весовые, геометрические и другие характеристики самолета трехпланной схемы будет влиять не только величина выноса ГО вперед и назад по отношению к ЦМ самолета, но также и степень статической устойчивости (неустойчивости) самолета, определяющая величину потребных уравновешивающих и управляющих траекторией движения самолета сил и моментов. Эти вопросы изучаются в специальных дисциплинах.

Чтобы ГО не затеняло ВО, его располагают позади ВО. Расположение единого ВО на фюзеляже может оказаться менее эффективным, чем разнесенного ВО, из-за затенения его фюзеляжем на больших углах атаки. При большой площади и высоте ВО на фюзеляж будет действовать большой крутящий момент, что потребует усиления хвостовой части фюзеляжа и дополнительных затрат массы. Высокое ВО будет отрицательно влиять на поперечную устойчивость самолета. Разнесенное ВО во многом устраняет эти недостатки.

Расположение ВО на концах ГО (см. далее рис. 5.7) увеличивает эффективное удлинение ГО, позволяет уменьшить его площадь и массу. Эффективность разнесенного ВО при обдуве его струей от винтов двигателей возрастает. Разнесенное ВО не мешает обзору и стрельбе в заднюю полусферу. Оно может экранировать инфракрасное излучение при расположении двигателей над фюзеляжем (самолет А-10 США).

Выигрыш в массе самолета можно получить в схеме без ГО — "летающее крыло" (см. рис. 5.3, *г*). В этой схеме меньше значение c_{xa}, есть выигрыш в массе, так как нет ГО, меньше интерференционное влияние крыла и оперения. Однако малые плечи от органов управления до ЦМ ($L_{ГО}$ и $L_{ВО}$) самолета ухудшают управление и балансировку, увеличивают потери аэродинамического качества на балансировку. Элевоны, выполняющие функции элеронов и РВ, имеют бо́льшую площадь, чем у элеронов самолетов обычной схемы, и отклоняются на бо́льшие углы. При отклонении таких элевонов вверх на увеличение угла атаки крыла на крыло от элевонов будет действовать сила $Y_{эв}$, направленная вниз и уменьшающая вследствие этого подъемную силу крыла. При энергичном отклонении элевонов вверх может возникнуть даже просадка самолета, что очень опасно, особенно на посадке. Далее при выпуске механизации крыла на посадке возникает пикирующий момент, который очень трудно парировать в силу указанных выше причин отклонением элевонов вверх.

Чтобы создать кабрирующий момент и вывести самолет на посадочные углы атаки, можно использовать выпускаемое в поток только на взлетно-посадочных режимах полета переднее ГО ("усы"), как это сделано, например, на самолете Ту-144. Кабрирующий момент на взлетно-посадочных режимах можно создать и раскрывающимися симметрично в обе стороны РН на килях, расположенных на крыле. В этом случае продольные силы на РН будут создавать кабрирующий момент относительно ЦМ самолета, так как эти силы будут приложены выше ЦМ. В такой схеме самолета ВО — разнесенное (см. рис. 5.3, *в*).

При стреловидном оперении увеличиваются значения $L_{ГО}$ и $L_{ВО}$, что благотворно сказывается на управляемости самолета и может дать выигрыш в массе при уменьшении $S_{ГО}$ и $S_{ВО}$.

5.1.6. Требования к оперению, кроме указанных в подразд. 5.1.2 требований, включают в себя следующие: возможно меньшие потери аэродинамического качества на балансировку самолета; недопущение опасных колебаний оперения типа флаттер или бафтинг, а также общие для всех частей самолета требования (см. гл. 1).

§ 5.2. НАГРУЗКИ НА ОПЕРЕНИЕ И РАБОТА ОПЕРЕНИЯ ПОД НАГРУЗКОЙ

5.2.1. Нагрузками ГО являются распределенные аэродинамические и массовые силы. Аэродинамическая нагрузка на ГО складывается из уравновешивающей нагрузки $Y^{э}_{ур}$, обеспечивающей равновесие самолета при его полете с постоянной перегрузкой (см. рис. 5.4), маневренной нагрузки $Y^{э}_{ман}$, возникающей на ГО при отклонении рулей на величину бо́льшую, чем это необходимо для уравновешивания самолета на определенном режиме (когда возникают угловые ускорения ε_z), и нагрузки при полете в неспокойном воздухе $Y^{э}_{б}$ как приращение нагрузки при действии порыва ветра. Массовыми силами от конструкции оперения ввиду их малости пренебрегают.

Аэродинамическая нагрузка распределяется в соответствии с результатами продувок или рекомендациями "Норм прочности". Приближенно нагрузка распределяется по размаху пропорционально хордам, а по хорде для ГО, состоящего из стабилизатора и РВ, так, как это показано на рис. 5.5 [17, 21], и для ЦПГО при $M > 1$ — равномерно. Распределенная нагрузка по размаху стабилизатора $q_{ст} = Y^{э}_{ст} f b_{ст}/S_{ст}$, а руля высоты $q_{РВ} = Y^{э}_{РВ} f b_{РВ}/S_{РВ}$. Величину расчетной уравновешивающей нагрузки $Y^{р}_{ур} = Y^{э}_{ур} f$ можно определить, используя условие равновесия $M_{z б_{ГО}} = M_{z_{ГО}}$ (см. рис. 5.4). Тогда $Y^{э}_{ур} = M_{z б_{ГО}}/L_{ГО} = m'_z q S_{ГО} b_A / L_{ГО}$, где $M_{z б_{ГО}}$ и m'_z — момент и коэффициент момента относительно оси Z для расчетного случая без ГО; b_A — средняя аэродинамическая хорда. Величина расчетной маневренной

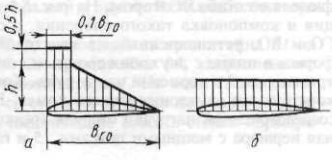


Рис. 5.5. Распределение воздушной нагрузки вдоль хорды:
а — M < 1; *б* — M > 1

нагрузки $Y^{р}_{ман} = Y^{э}_{ман} f$. (Эту величину определяют при расчете оперения на прочность для двух случаев по формулам, рекомендуемым "Нормами прочности". Там же указываются необходимые отклонения руля.) Величину $Y^{э}_{ман}$ можно определить по угловому ускорению ε: $Y^{э}_{ман} = \varepsilon J_z / L_{ГО}$, где J_z — момент инерции самолета относительно оси Z. Расчетную нагрузку при полете в неспокойном воздухе $Y^{р}_{б} = Y^{э}_{б} f$ можно определить [21] из выражения $Y^{э}_{б} = Y_{ур} + Y_{б}$, где $Y_{ур}$ — уравновешивающая нагрузка на ГО в горизонтальном полете со скоростью V; $Y_{б}$ — приращение нагрузки на ГО от порывов ветра. Значение $Y_{б}$ может быть определено из выражения $Y_{б} = 0{,}04\, c^{\alpha}_{уГО} V_{max} W S_{ГО}$; $W = 10...20$ м/с; $c^{\alpha}_{уГО}$ — производная c_y по углу атаки α для ГО [21].

5.2.2. Нагрузки ВО определяются аналогично нагрузкам ГО. Здесь для самолетов с несколькими двигателями могут быть особые случаи нагружения, например, при остановке двигателей по одну сторону от плоскости симметрии самолета. Возникающий момент M_y относительно оси Y из-за остановки двигателей парируется в основном ВО, на котором должна возникнуть сила $P_{ВО} = M_y / L_{ВО}$.

5.2.3. Расчетные нагрузки на рули и элероны рассматривались выше. В соответствии с подразд. 4.4.*5* расчетная нагрузка на РВ: $Y^{р}_{РВ} = K f S_{РВ} q$, а распределенная по размаху аэродинамическая нагрузка $q_{РВ} = Y^{р}_{РВ} b_{РВ} / S_{РВ}$, где K — коэффициент пропорциональности (по "Нормам прочности"). Аналогично для РН: $Y^{р}_{РН} = K f S_{РН} q$; $q_{РН} = Y^{р}_{РН} b_{РН} / S_{РН}$. Эта нагрузка по хордам рулей распределяется по закону трапеции.

5.2.4. Работа частей оперения под нагрузкой. Стабилизатор, состоящий из двух половин, и киль (см. рис. *5.1*, *а*, *в*) представляют собой консольные балки, а неразъемный стабилизатор — двухопорную балку с консолями (см. рис. *5.1*, *б*). Они нагружены распределенной аэродинамической нагрузкой и сосредоточенными силами в узлах навески рулей. От этой нагрузки в силовых элементах стабилизатора и киля возникают перерезывающая сила Q, изгибающий M и крутящий $M_к$ моменты. По КСС стабилизатор и киль можно классифицировать так же, как и крылья, они имеют те же силовые элементы, что и крыло, и эти элементы выполняют те же задачи, что и силовые элементы крыла. Поэтому нагружение силовых элементов стабилизатора и киля и их работа под нагрузкой при передаче сил на опоры (узлы крепления) аналогичны нагружению и работе под нагрузкой силовых элементов крыла.

§ 5.3. КОНСТРУКЦИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

5.3.1. Конструкция и компоновка ГО с разъемным установленным на фюзеляже стабилизатором. На рис. *5.6*, *а* показаны достаточно типичная конструкция и компоновка такого оперения, состоящего из разъемного (из двух половин) ГО и ВО, установленных на хвостовой части фюзеляжа. ГО — трапециевидной формы в плане с двухлонжеронным стабилизатором *1* и однолонжеронным РВ *2* с триммером *3* в корневой части руля. Конструкция этого стабилизатора аналогична конструкции двухлонжеронного крыла. В месте *II* узла навески РВ для восприятия сосредоточенной нагрузки от руля (реакций R_q и R_τ) в стабилизаторе стоит усиленная нервюра с мощными поясами *15* и глухой стенкой *17*, подкрепленной стойками.

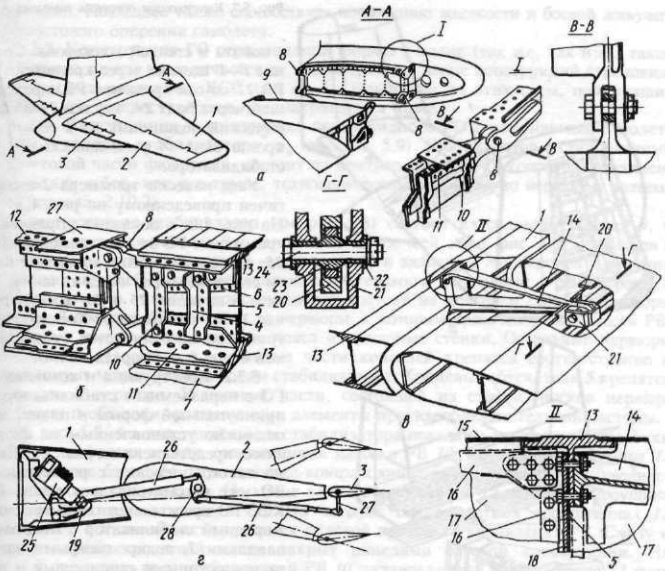
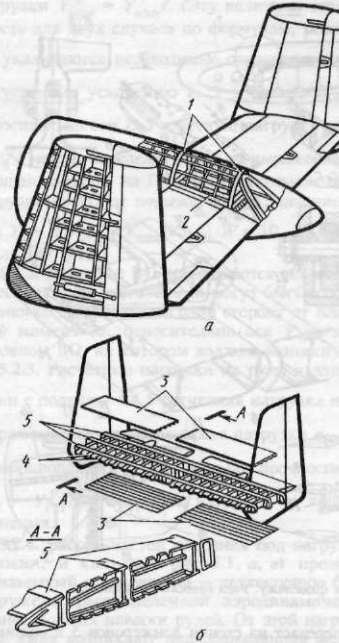


Рис. 5.6. Конструкция ГО и узлов его крепления к фюзеляжу. Узел навески руля высоты

Воспринимаемую нагрузку эта нервюра передает на стенки лонжеронов *5* и обшивку *7* стабилизатора (см. рис. 5.6, *б*), работая на сдвиг и изгиб в своей плоскости. Стенки лонжеронов, работая на сдвиг от перерезывающей силы Q, передадут ее на узлы крепления стабилизатора *8*, которые могут быть либо на лонжеронах его центропланной части, встроенной в конструкцию хвостовой части фюзеляжа (сеч. *А—А* на рис. 5.6, *а*), либо на усиленных шпангоутах фюзеляжа (см. рис. 5.6, *б*), если стабилизатор без центроплана. С узлами *8* стенка соединяется с помощью фитингов *11* и накладок *4*, *6*, *10*. Обшивка стабилизатора, работая на сдвиг от кручения (при изгибе нервюр), передает $M_к$ на усиленную корневую нервюру стабилизатора *9*, где $M_к$ трансформируется в пару сил на узлах *8* крепления стабилизатора. Изгибающий момент от стабилизатора в виде пары сил передается поясами лонжеронов *13* на узлы его крепления *8* и самоуравновешивается на лонжеронах центропланной части стабилизатора или в других КСС стабилизатора — на усиленных шпангоутах фюзеляжа.

На рис. 5.6, *в* показан узел *II* навески РВ *2*, состоящий из кронштейна *21* на лонжероне РВ, связанного болтом с серьгой *20* кронштейна *14*, закрепленного болтами на поясах *13* заднего лонжерона стабилизатора *1*. На виде *II* показаны сечение пояса лонжерона стабилизатора *13* со стенкой *5*, пояса нервюры *15* и ее стенки *17*, а также уголки *16* и накладки *18*, соединяющие пояса и стенки нервюры



с поясом и стенкой лонжерона. Сечение *Г–Г* сделано через кронштейн на РВ *21* по оси вращения РВ, проходящей через болт *24*, втулки *22* и сферический подшипник *23* в серьге *20* кронштейна *14* узла навески РВ на стабилизаторе.

Узел навески триммера *3* аналогичен приведенному на рис. 4.14, *б*. На рис. 5.6, *г* показано управление триммером РВ от электромеханизма *25*, расположенного в хвостовой части стабилизатора, через качалку *19*, тяги и качалки *26* и *28* в РВ, рычаг *27* на триммере *3*. Конструкция триммера не отличается от описанной выше (см. подразд. 4.4.4).

5.3.2. Конструкция и компоновка ГО с неразъемным стабилизатором прямоугольной формы в плане, неподвижно установленным на фюзеляже, представлена на рис. 5.7. Схема такого оперения с разнесенным ВО уже рассматривалась выше. По КСС ГО представляет собой трехлонжеронный стабилизатор с мощными панелями *3*, подкрепленными часто расположенными стрингерами и нервюрами *4* (см. рис. 5.7, *б*). Такая же КСС и у ВО (см. рис. 5.7, *а*). Она совместно с усиленной лонжеронами хвостовой частью фюзеляжа обеспечивает высокую боевую живучесть оперению. На заднем лонжероне стабилизатора установлены узлы навески РВ, состоящего из двух частей. На каждой из них установлен триммер. Крепится стабилизатор к двум усиленным шпангоутам *1* на хвостовой части фюзеляжа. Узлы крепления по конструкции такого же типа, как и узлы крепления центроплана крыла к фюзеляжу (см. рис. 2.64, *в*), — шарнирные. Через эти узлы передается на шпангоуты *1* с лонжеронов *5* стабилизатора только перерезывающая сила Q (изгибающий момент M от обеих половин оперения самоуравновешивается в поясах лонжеронов стабилизатора). Крутящий момент от стабилизатора в виде пары сил передается через те же узлы на боковины усиленных шпангоутов.

Особенностью передачи сил от стабилизатора на фюзеляж является то, что лонжеронов в стабилизаторе три, а узлов крепления к усиленным шпангоутам — два. Это приводит к тому, что Q и $M_к$ передаются крайними лонжеронами. Поэтому конструктивно можно было бы средний лонжерон делать без стенки. Однако для повышения жесткости конструкции и боевой живучести стенку в среднем лонжероне оставили. Оставили еще и потому, что силовые элементы стабилизатора имеют дополнительную связь с силовыми элементами фюзеляжа в виде угольников *2*, которыми мощные силовые панели стабилизатора пристыковываются к бокóвинам

фюзеляжа. Последнее также способствует повышению жесткости и боевой живучести хвостового оперения самолета.

5.3.3. Конструкция ГО стреловидной формы в плане (так же, как и ВО такой же формы) ничем не отличается от рассмотренных выше конструкций стреловидных крыльев различных КСС (см. гл. 3). Некоторые из этих схем, получивших наибольшее распространение, рассматриваются ниже.

5.3.4. Конструкция и компоновка стреловидного ГО с изменяемым в полете углом установки стабилизатора* $\varphi_в$ (рис. 5.8, 5.9). Стабилизатор, установленный в хвостовой части фюзеляжа, состоит из центроплана и двух консолей, соединенных между собой, как и в крыле, технологическими стыками по нервюрам разъема (см. подразд. 2.10.2).

Конструктивно стабилизатор (см. рис. 5.8) состоит из силового кессона *9*, к которому крепятся носовая *8* и хвостовая *3* части (сеч. *А—А*, рис. 5.8, *а*). Кессон в свою очередь состоит из стенок — переднего *6* и заднего *2* лонжеронов и верхних и нижних панелей *4*, подкрепленных стрингерами и нервюрами *1*. Лонжероны и нервюры имеют типовую конструкцию и состоят из поясов и стенок. Нервюры разъема *7* (см. рис. 5.8, *а* и *д*) и те нервюры, к которым крепятся узлы навески РВ, усилены и имеют более мощные пояса и сплошные стенки. Остальные нервюры облегченные. Носовые и хвостовые части консолей крепятся соответственно к переднему и заднему лонжеронам стабилизатора. Концевые обтекатели *5* крепятся к концевой нервюре. В носовой части, состоящей из стенки, носков нервюр, диафрагм и обшивки, размещаются элементы противообледенительной системы.

На рис. 5.8, *б* в хвостовой части стабилизатора показаны лонжерон *2*, хвостики нервюр, диафрагма между кронштейнами навески РВ *10*, сами эти кронштейны *12* и продольные балки *14*, скрепляющие концы кронштейнов, — все это для увеличения жесткости конструкции. На конце каждого кронштейна *12* находится проушина с подшипником для навески РВ. На четырех более жестких кронштейнах *12* навески РВ в нижней части крепится рулевой привод *13* управления РВ. Снизу и сверху каркас хвостовой части закрыт панелями сотовой конструкции. На рис. 5.8, *в* показан кронштейн навески РВ *10*, установленный на лонжероне *11* руля *10*. В сечении этого кронштейна через проушину (сечение *Б—Б*) показаны: *11* — лонжерон РВ; *15* — подшипник; *16* — втулки; *17* — болт.

На рис. 5.8, *г* показана половина РВ *10*, состоящего из четырех отдельно управляемых секций для повышения надежности управления. Каркас РВ состоит из лонжерона и нервюр. К лонжерону крепятся кронштейны с одной проушиной навески руля и кронштейны с двойной проушиной навески РВ и крепления рулевого привода (сечение *Д—Д*), а также носовые части руля с балансировочным грузом *18* (сечение *К—К*). Хвостовая часть руля выполнена из сотового заполнителя (сечение *Г—Г*).

На рис. 5.8, *д* (виды *Б...Д* и сечение *Е—Е*) показаны узлы установки центроплана *35* стабилизатора в фюзеляже. Он устанавливается в вырезе задней части фюзеляжа и крепится к его силовым шпангоутам с помощью трех узлов типа *Б* и *Г*. Два узла *Г* (вид *Г*) с универсальными шарнирами (вид *Д* и сечение *Е—Е*, рис. 5.8, *д*) расположены по заднему лонжерону *2* центроплана стабилизатора и образуют ось вращения стабилизатора. Они навешиваются на ответные узлы фюзеляжа на усиленном шпангоуте. Каждый из узлов *Г* состоит из двух щек швеллерного сечения. Спереди узел заканчивается проушиной (вид *Д*) с отверстием для сферического подшипника, являющегося осью вращения стабилизатора. В

*Такие стабилизаторы называют переставными.

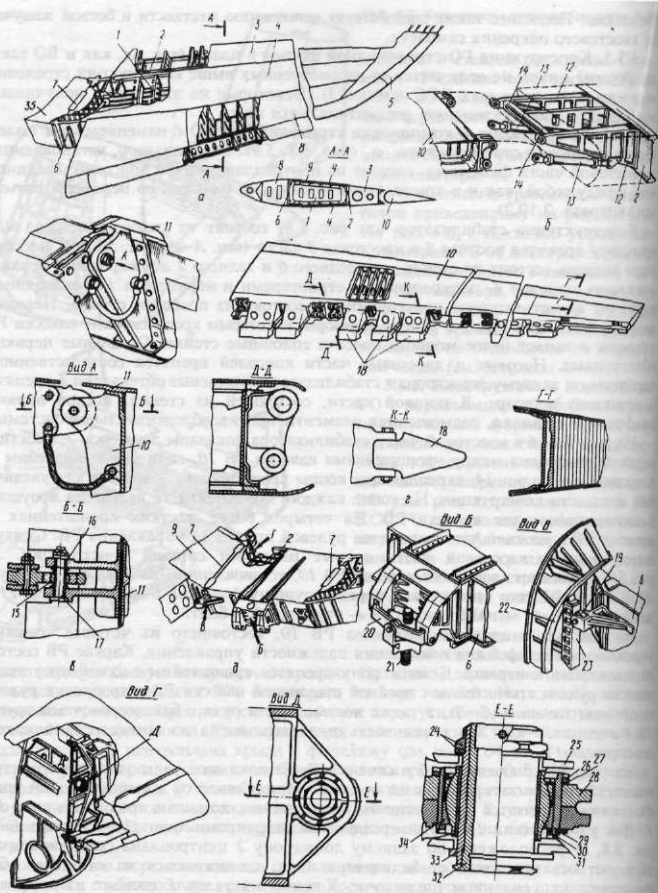
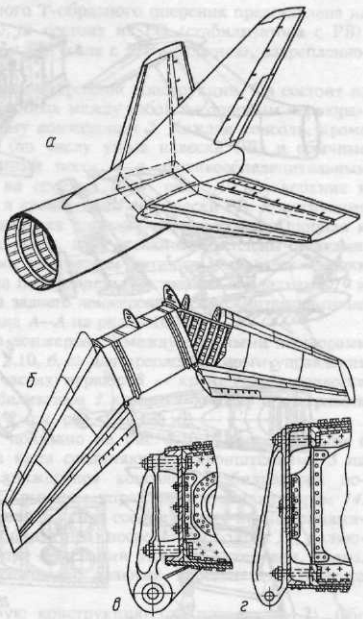


Рис. 5.8. Конструкция стабилизатора, РВ и узлов их крепления

Рис. 5.9. Конструкция ГО и узлов его крепления



сечении *Е—Е* показаны элементы узла *Г*: *33* и *32* — основной и дублирующий болты; *24* — шайба с гайкой; *25* — кронштейн фюзеляжа; *29* — стакан подшипника; *28* — щеки узла *Г*; *27* — шайба; *26* и *30* — наружная и внутренняя гайки; *31* — шаровой подшипник; *34* — сферическое кольцо-подшипника. Третий узел крепления стабилизатора *Б* установлен по оси симметрии самолета на переднем лонжероне *б* центроплана. Этот узел выполнен из двух внешних и двух внутренних боковин швеллерного сечения, собранных в два кронштейна с проушиной в передней части. Оба кронштейна соединены перемычкой *20* в общий узел, к которому присоединен винтовой механизм подъемника *21* для изменения угла установки стабилизатора в полете. Перестановка стабилизатора в полете необходима для балансировки самолета при изменении его центровки* и для снижения потерь аэродинамического качества при балансировке самолета на режимах, требующих больших значений уравновешивающей силы $Y_{ур}$ (с точки зрения прироста подъемной силы и уменьшения прироста сопротивления выгоднее отклонять стабилизатор на небольшие углы, чем отклонять РВ на значительно бо́льшие углы).

Стабилизатор фиксируется от поперечных перемещений двумя кронштейнами с направляющими роликами *19* (вид *В*, см. рис. *5.8*, *д*), установленными на переднем лонжероне *б* центроплана *35* стабилизатора. Ролики упираются и скользят по вертикальным стойкам *23*, закрепленным на шпангоуте фюзеляжа *22*.

Установка на фюзеляже и работа под нагрузкой стабилизатора, представленного на рис. *5.9*, *а*, *б*, в принципе ничем не отличается от описанной выше. На рис. *5.9*, *в* представлен один из двух типовых узлов (кронштейн с проушиной), закрепленный на заднем лонжероне центроплана стабилизатора. Два таких узла совместно с ответными узлами на фюзеляже образуют ось вращения стабилизатора. Кронштейн с проушиной (см. рис. *5.9*, *г*), устанавливаемый на переднем лонжероне центроплана стабилизатора в средней его части, связан с винтовым подъемником для перестановки стабилизатора в полете. Читателю предлагается самостоятельно назвать все элементы конструкции этого стабилизатора.

*Переставной стабилизатор позволяет тем самым увеличить диапазон эксплуатационных центровок самолета.

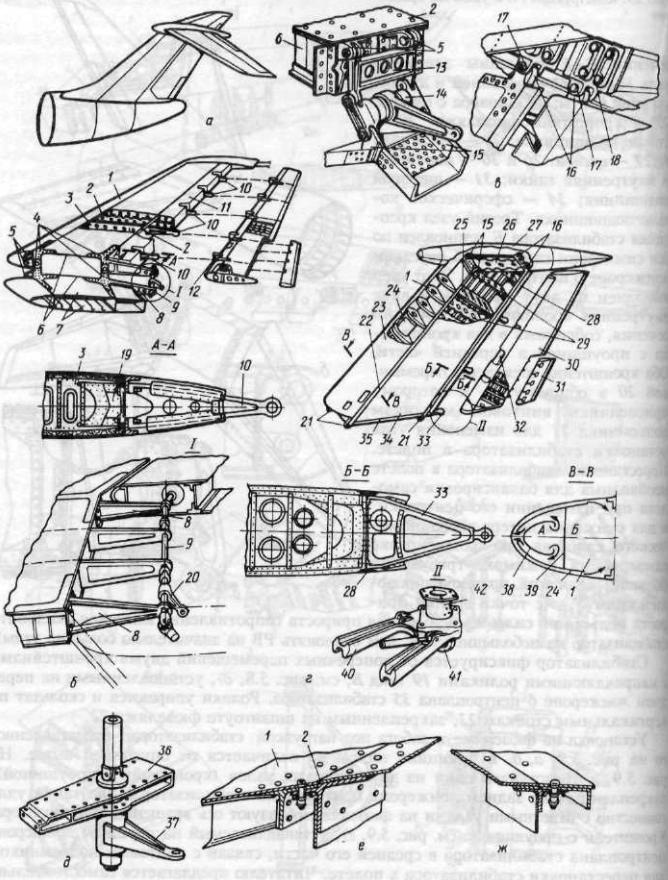


Рис. 5.10. Конструкция частей Т-образного оперения и узлов крепления киля к фюзеляжу, стабилизатора к килю, рулей к кронштейнам их навески

5.3.5. Конструкция ГО стреловидного Т-образного оперения представлена на рис. 5.10. Все оперение (см. рис. 5.10, *а*) состоит из ГО (стабилизатора с РВ), установленного на верхней части киля, и ВО (киля с РН и форкиля), закрепленного на хвостовой части фюзеляжа.

Стабилизатор (см. рис. 5.10, *б*) двухлонжеронной конструкции. Он состоит из двух стреловидных консолей, состыкованных между собой по опорным нервюрам *6* накладками *4* по переднему и заднему лонжеронам *2*. Каждая консоль, кроме того, включает: силовые нервюры *3* (по числу узлов навески РВ) и обычные нервюры, концевой обтекатель, съемный носок *1* с противообледенительным устройством (по типу, показанному на сечении *В—В*, рис. 5.10, *г*), верхние и нижние панели *7*, хвостовую часть *11* и кронштейны *10* навески РВ. Конструкция основных силовых элементов — типовая для несущих поверхностей. Опорная и силовые нервюры имеют более мощные пояса, и их стенки подкреплены стойками. Опорная нервюра связана с лонжеронами посредством фитингов и накладок. Стенки силовых нервюр *3* у заднего лонжерона подкреплены листовыми накладками *19* и имеют фитинги, к которым через пояса заднего лонжерона крепятся штампованные кронштейны навески *10* РВ (см. сечение *А—А* на рис. 5.10, *б*).

В передней части стабилизатора на лонжероне *2* между опорными нервюрами *6* установлены кронштейны *5* (см. рис. 5.10, *б*, *в*) для крепления серьги управления стабилизатором *13*, а на хвостовых частях нервюр *8* — кронштейны подвески карданного вала *9*. Съемный носок стабилизатора *1* крепится болтами с анкерными гайками к поясу переднего лонжерона *2* (см. рис. 5.10, *е*, *ж*).

Крепление стабилизатора к килю показано на рис. 5.10, *б* и *в*. Фитинги с проушинами *15* переднего лонжерона киля соединяются с кронштейнами *5* на опорных нервюрах *6* у передних лонжеронов консолей стабилизатора посредством серьги *13* и качалки с рычагом управления стабилизатором *14*. Фитинги с проушинами *16* заднего лонжерона киля соединяются с кронштейнами-коробками *18* заднего лонжерона стабилизатора посредством болтов *17*, являющихся осью вращения стабилизатора при изменении узла его установки. Зализ, прикрепленный к стабилизатору, обеспечивает плавный переход стабилизатора на киль.

Каждая половина РВ *имеет типовую конструкцию* (*см. подразд.* 4.4.2). *Обе* половины РВ соединены карданным валом *9* с рычагом управления *20* (см. вид *I*,

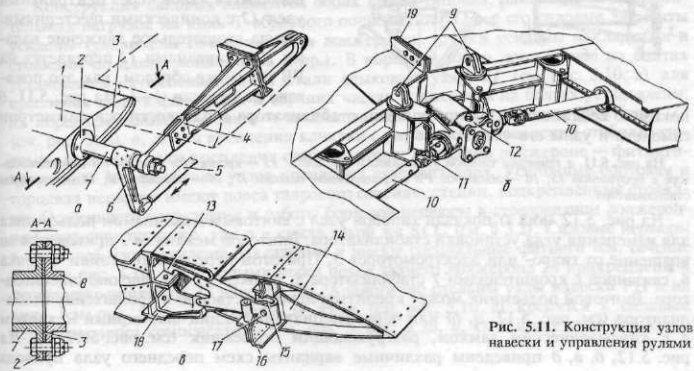


Рис. 5.11. Конструкция узлов навески и управления рулями

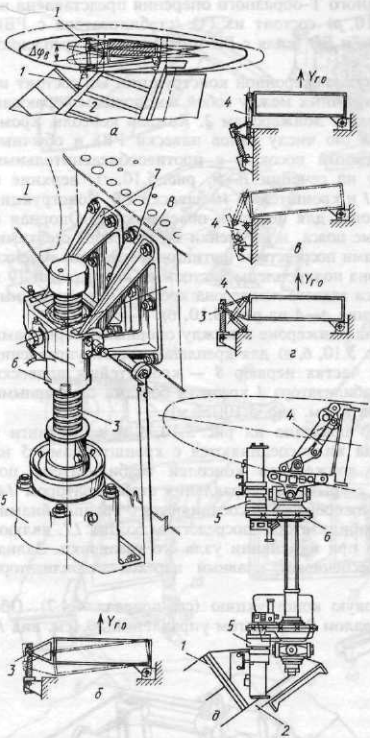


Рис. 5.12. Различные схемы установки и управления переставным стабилизатором и конструкция винтовых подъемников

рис. 5.10, *б*). РВ имеет весовую балансировку, достигаемую установкой контргрузов *12* на мембранах носка руля, и осевую компенсацию. В корневой части руля находится кронштейн для крепления вилки карданного вала *9*.

На рис. 5.11 представлены варианты конструктивных решений привода управления РВ, отличающиеся от рассмотренных выше (см. рис. 5.8, *б*, *г* и вид *I* на рис. 5.10, *б*).

Привод управления РВ *1* (см. рис. 5.11, *а*) осуществляется от тяги *5* через рычаг управления *6* на валу *7*, связанном одним концом фланцем *2* через бортовую нервюру *3* РВ с его лонжероном, а другим концом – с кронштейном навески *4*. На сечении *А—А* показано соединение вала *7* через стенку бортовой нервюры РВ *3* с трубой *8*, ось которой совпадает с осью вращения РВ. Сама труба далее соединяется с лонжероном РВ, который может быть любого (например, круглого или швеллерного) сечения.

Привод управления РВ (см. рис. 5.11, *б*) осуществляется от вращающихся валов через центральный узел *12* с коническими шестернями, откуда вращательное движение валами *10* и карданами *11* передается на РВ таким же образом, как это показано на сечении *А—А*. На рис. 5.11, *б* показано соединение *19* двух половин стабилизатора в плоскости оси симметрии самолета и узлы его установки *9*.

На рис. 5.11, *в* приведен типовой узел навески РВ. Здесь: *13* — кронштейн навески РВ на стабилизаторе с проушиной *15*; *16* — лонжерон РВ с кронштейном навески *17*; *14* — нервюра РВ; *18* — лонжерон стабилизатора.

На рис. 5.12 (вид *I*) показан типовой узел с винтовым механизмом подъемника для изменения угла установки стабилизатора. Винтовой механизм *3* приводится во вращение от гидро- или электромоторов *5*. При этом перемещение гайки червяка *6*, связанной с кронштейнами *7* стабилизатора *8*, приводит к отклонению стабилизатора. Винтовой подъемник может крепиться непосредственно к кронштейну стабилизатора (см. рис. 5.12, *а*, *б*) или через специальный шлиц-шарнирный механизм *4* с кинематическим замком, разгружающим подъемник (см. рис. 5.12, *г*). На рис. 5.12, *б*, *в*, *д* приведены различные варианты схем переднего узла привода

стабилизатора с изменяемым углом установки. Как видно из рис. 5.12, *в*, в крайних распрямленных положениях шлиц-шарнира *4* передняя опора действительно воспринимает нагрузки стабилизатора, не загружая подъемник. Это улучшает условия его эксплуатации.

КСС стреловидных стабилизаторов, рассмотренные в подразд. 5.3.4, 5.3.5, аналогичны КСС двухлонжеронных стреловидных крыльев с переломом осей продольного силового набора по борту фюзеляжа (для ГО — на стыках центроплана стабилизатора и его консолей). Отсюда работа силовых элементов стабилизатора при передаче нагрузок на узлы его крепления и конструкция этих силовых элементов в принципе ничем не отличаются от рассмотренных в § 3.2 для стреловидных с двумя лонжеронами крыльев.

Для переставных стабилизаторов (см. рис. 5.8...5.10) поперечные силы Q и пара сил от $M_{\text{п}}$ передаются с лонжеронов консолей на задние узлы крепления стабилизатора к силовому шпангоуту фюзеляжа (см. рис. 5.8, 5.9) или к заднему лонжерону киля (в Т-образном оперении, см. рис. 5.10), а через передний узел, связанный с винтовым подъемником, — на узлы крепления подъемника. Отсюда — необходимость в мощных опорах для подъемника (на усиленных шпангоутах и поперечных балках в фюзеляже или на стыке переднего лонжерона киля *2* и усиленной нервюры *1*, см. рис. 5.12, *а*). Изгибающий момент от консолей стабилизатора самоуравновешивается на его центроплане, при несимметричном нагружении ГО нагрузит фюзеляж (см. рис. 5.8, 5.9) дополнительным кручением, а для Т-образного оперения — дополнительным изгибом киля (см. рис. 5.10) через те же узлы крепления стабилизатора к килю.

§ 5.4. КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

5.4.1. Конструкции стреловидного ВО обычного и Т-образного оперения приведены на рис. 5.10, *г* и 5.13, *а*. ВО состоит из киля и РН. На рис. 5.10, *г* представлен киль стреловидный двухлонжеронной конструкции. Он состоит из лонжеронов *22* и *28*, бортовой *35*, торцевой *26*, силовых *25* и обычных *29* нервюр, двух панелей *34*, съемного носка *23*, концевого обтекателя *27*. На рис. 5.13, *а* соответственно обозначены: лонжероны *3* и *7*, бортовая нервюра *8*, корневая нервюра *1*, обычные нервюры *2*, панели *5*, *4* и *6* — носок и законцовка киля.

Конструкция силовых элементов обоих килей типовая, однако из-за дополнительных нагрузок на киль Т-образного оперения от ГО все его силовые элементы усилены (увеличены сечения поясов лонжеронов, стенки усилены накладками и стойками по длине лонжеронов и др.). В корневой части лонжеронов на болтах установлены штампованные из стали стыковые узлы *21* (см. рис. 5.10, *г*) для крепления киля к фюзеляжу. В верхних частях лонжеронов на болтах установлены: на переднем лонжероне киля — штампованные из стали фитинги-проушины *15* (см. рис. 5.10, *в*, *г*) для крепления качалки с рычагом *14* управления стабилизатором — передние узлы крепления стабилизатора; на заднем лонжероне — фитинги-проушины *16* для задних узлов крепления стабилизатора. Усиленные бортовая и торцевая нервюры имеют пояса таврового сечения, стенки, подкрепленные стойками. Особенности нагружения и работы бортовой нервюры в стреловидном лонжеронном оперении такие же, как и в крыле такой же КСС (см. § 3.2). Силовые нервюры в хвостовой части усилены накладками и имеют специальные фитинги (см. сечение *Б—Б* на рис. 5.10, *г*), которыми через пояса заднего лонжерона *28* прикреплены к нервюре кронштейны *33* навески РН. Аналогично сделаны узлы навески РН и на киле (см. рис. 5.13, *а*). Панели *34* киля (см. рис. 5.10, *г*) крепятся к силовым нервюрам через компенсаторы (см. поз. 5, рис. 2.26, *и*, *к*). В носке киля (см. сече-

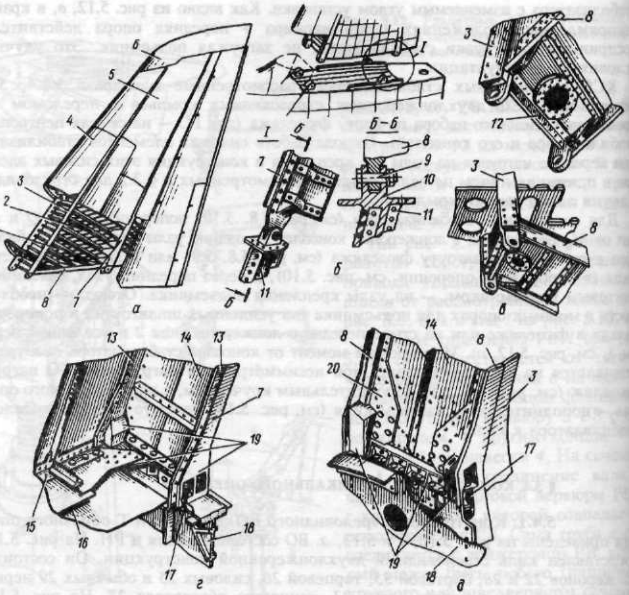


Рис. 5.13. Конструкция киля и узлов его крепления к фюзеляжу

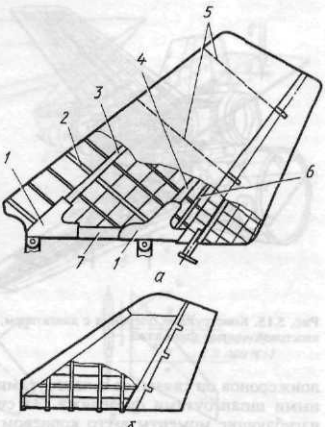
ние *В—В* на рис. 5.10, *г*) между внешней обшивкой и гофром *24*, мембранами *38* и стенкой *39* образованные изолированные полости *А* и *Б* для лучшего распределения горячего воздуха противообледенительной системы. Горячий воздух выходит через жалюзи в концевом обтекателе *27*. Аналогично выполнен обогрев передней кромки киля, представленного на рис. 5.13, *а*.

Конструкция РН *30* (см. рис. 5.10, *г* и 5.13, *а*) — типовая для рулей. Они имеют осевую и весовую компенсацию в виде распределенного груза вдоль носка руля, как это сделано, например, на РН ВО (см. рис. 5.10, *г*, поз. *32*). В нижней части этого РН лонжерон двутаврового сечения усилен трубой, на конце которой закреплена опорная вилка *41* с фланцем *42*. РН, связанный с опорным фланцем *42* вилки *41* (вид *II*), устанавливается на опорные кронштейны *40* навески РН. Через вилку *41* осуществляется управление РН. На рис. 5.10, *д* показан еще один из вариантов узла управления РН с рычагом *37*, к которому подходит тяга управления. На рис. 5.10: *31* — триммер; *36* — усиленная нервюра руля.

5.4.2. Варианты конструктивного выполнения узлов крепления килей к фюзеляжу показаны на рис. 5.13. Наиболее простой вид этих узлов, состоящих из кронштейнов с проушинами на поясах лонжеронов двухлонжеронного киля и ответных кронштейнов с проушинами на шпангоутах фюзеляжа, приведен на

рис. 5.13, *б*. Здесь: на виде *1* и сечении *Б—Б* показан узел на верхней части силового шпангоута *11* и заднем лонжероне киля *7*; *8* — фитинг с проушиной на лонжероне *7*; *9* — болт; *10* — фитинг с проушиной на шпангоуте *11*.

На рис. 5.13, *в* приведены достаточно распространенные (типовые) узлы крепления киля к лонжеронам. Узлы состоят из стыковых фитингов с проушинами, связывающих пояса лонжеронов *3* (*7*) с поясами бортовой нервюры *8*, и угольников *12*, связывающих, в свою очередь, стенки бортовой нервюры со стенками лонжеронов.



На рис. 5.13, *г*, *д* показан еще один тип стыковых узлов киля по переднему *3* и заднему *7* лонжеронам. Здесь: *8* и *13* — пояса; *14* — стенки лонжеронов; *19* — стыковые фитинги с гнездами под стыковые болты *17* по поясам и стенкам лонжеронов и шпангоутов *18*; *20* — накладки; *15* — пояс корневой нервюры; *16* — крышка смотрового лючка.

5.4.3. Конструкция и форма (при виде сбоку) килей маневренных скоростных самолетов, имеющих стреловидную форму, показаны на рис. 5.14. Конструкция определяется теми же КСС, которые характерны для стреловидных крыльев, и состоит из тех же силовых элементов, которые присущи конкретной КСС. Назначение, нагружение, работа под нагрузкой и конструкция таких элементов такие же, как и в крыле, и определяются опять-таки КСС.

На рис. 5.14, *а* приведены конструкция и форма (при виде сбоку) двухлонжеронного стреловидного киля с РН. КСС такого киля, получившая довольно широкое распространение, включает в себя лонжероны *3* и *4*, стенку *6*, бортовую *7*, корневую *2* и силовые *5* нервюры. Киль крепится к вертикально расположенным силовым шпангоутам фюзеляжа. Так как к узлам крепления киля лонжероны подходят под большим углом, то бортовая нервюра, воспринимающая бо́льшую часть изгибающего момента от лонжерона, делается очень мощной, как правило, с глухой стенкой, подкрепленной стойками, а ее пояса накладками *1* связываются с поясами лонжеронов и моментными узлами.

В конструкции килей сверхзвуковых самолетов получили распространение КСС с одной или несколькими подкосными балками (по типу стреловидных лонжеронных крыльев с подкосной балкой), по которым нагрузки киля кратчайшим путем передаются на узлы крепления на шпангоутах фюзеляжа. Такие схемы, дающие выигрыш в массе киля, целесообразны для разнесенного ВО. Для таких схем ВО, имеющих небольшую высоту (короткие лонжероны), может оказаться целесообразной и многолонжеронная КСС (см. рис. 5.14, *б*).

5.4.4. Особенности конструкции некоторых схем ВО, вызванные необходимостью разместить воздухозаборник большого поперечного сечения между килем и фюзеляжем, показаны на рис. 5.15.

На рис. 5.15, *а* двигатель в гондоле расположен между килем и фюзеляжем. Короткий без искривлений воздухозаборник сводит до минимума потери напора на входе в двигатель. Киль — многолонжеронной КСС. Узлами на каждом из своих

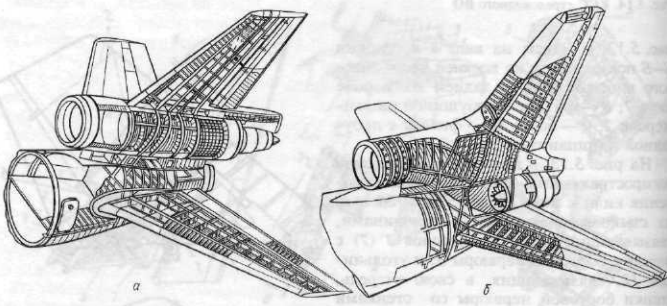


Рис. 5.15. Конструкция оперения с двигателем, расположенным в хвостовой части фюзеляжа или над хвостовой частью фюзеляжа

лонжеронов он связан со шпангоутами гондолы двигателя и через них — с усиленными шпангоутами фюзеляжа. За счет этого киль получается более коротким, изгибающие моменты в его корневом сечении меньше, узлы крепления легче. С силовыми шпангоутами связаны и лонжероны стабилизатора, состоящего из центроплана и двух консолей. На рис. 5.15, *а* показаны силовые элементы оперения и фюзеляжа и силовая завязка между ними.

На рис. 5.15, *б* двигатель расположен в хвостовой части фюзеляжа, и сильно изогнутый длинный воздухозаборник к нему дает большие потери напора на входе в двигатель. Шпангоуты хвостовой части фюзеляжа сильно развиты в верхней части, чтобы разместить воздухозаборник. Киль с сильно развитым под лобовую часть воздухозаборника форкилем двухлонжеронной КСС крепится к двум усиленным шпангоутам по лонжеронам и стыковыми угольниками — по панелям к бокавинам фюзеляжа. В этом случае размеры киля, действующие изгибающие моменты в нем и масса узлов крепления получаются меньше. На рис. 5.15, *б* показаны силовые элементы стабилизатора, киля, хвостовой части фюзеляжа и силовая завязка между ними.

§ 5.5. КОНСТРУКЦИЯ ЦЕЛЬНОПОВОРОТНОГО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

5.5.1. Схемы ЦПГО. Конструктивно-силовые схемы ЦПГО во многом определяются схемами размещения подшипников оси вращения ГО, через которую нагрузки от него передаются на силовые шпангоуты фюзеляжа. На рис. 5.16, *а*, *в* показано размещение подшипников *1* оси ГО на силовых шпангоутах фюзеляжа, а сама ось *10* в этом случае болтами неподвижно связана с конструкцией стабилизатора. Эта схема получила название *схемы вала*. На рис. 5.17, *а* показано размещение подшипников *4* и *15* в ЦПГО, а сама ось *17* неподвижно закреплена через балку *12* на силовых шпангоутах *10* фюзеляжа. Эта схема получила название *схемы оси*. Рычаг управления *11* ГО в схеме вала расположен, как правило, между подшипниками *1* (см. рис. 5.16), а в схеме оси такой рычаг *16* находится на усиленной бортовой нервюре *19* (см. рис. 5.17).

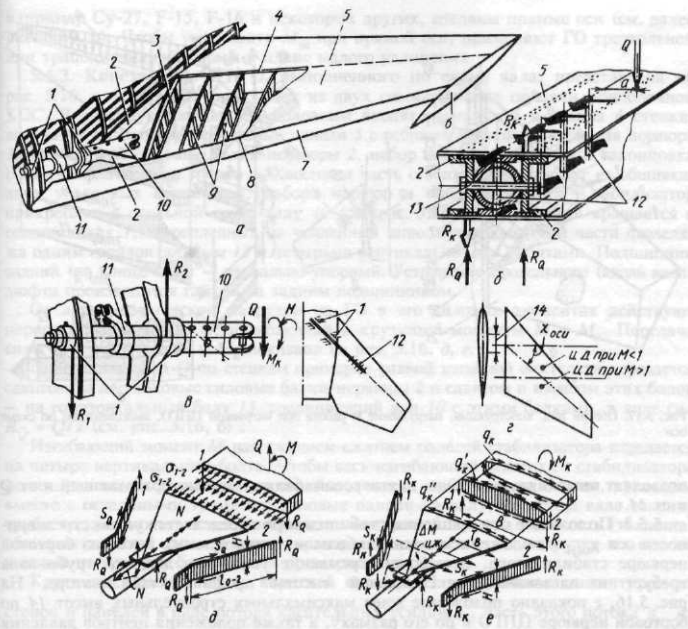


Рис. 5.16. Общий вид, конструкция, нагружение и работа под нагрузкой ЦПГО, выполненного по схеме вала

В схеме вала все виды нагрузок от ЦПГО в виде перерезывающей силы Q, изгибающего и крутящего моментов M и $M_к$ передаются на фюзеляж одним только валом *10* (см. рис. 5.16). При этом Q и M передаются на опоры вала на шпангоутах в виде реакций R_1 и R_2 (вал от действия Q и M работает на срез и изгиб), а $M_к$ уравновешивается моментом на рычаге управления *11* (см. рис. 5.16, *в*), соединенном с силовым приводом. От действия $M_к$ вал работает на кручение, поэтому он выполняется в виде трубы. Для уменьшения массы и увеличения жесткости вала труба должна быть как можно большего диаметра. Для лучшей работы на изгиб на участке стабилизатора целесообразно иметь двухпоясную балку. Однако, чтобы не делать сложного технологического перехода от трубы к балке, в конструкции многих стабилизаторов труба продолжается и в самом поворотном стабилизаторе (см. рис. 5.16).

В схеме оси (см. рис. 5.17, *в*) ось *17* работает на срез и изгиб от действия Q и M, а $M_к$ воспринимается парой сил на плече от оси до точки соединения привода с рычагом управления ЦПГО. Разгрузка оси стабилизатора от кручения

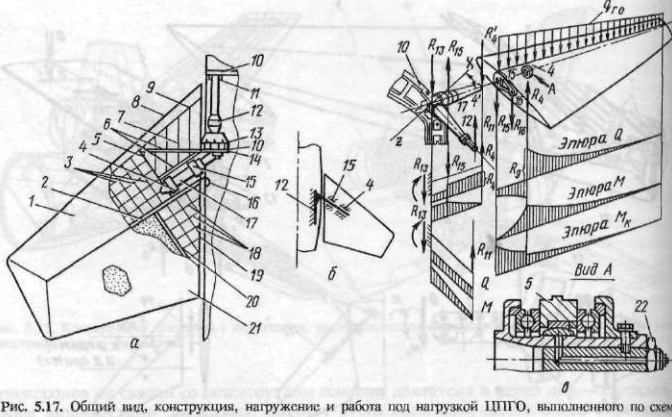


Рис. 5.17. Общий вид, конструкция, нагружение и работа под нагрузкой ЦПГО, выполненного по схеме оси

позволяет выполнять ее в виде двутавровой балки, хорошо работающей и от Q и от M.

5.5.2. Положение оси вращения стабилизатора определяется углом стреловидности оси $\chi_{оси}$ и положением зоны наибольших строительных высот на бортовой нервюре стабилизатора, поскольку стремление увеличить диаметр трубы-вала требует использования максимальной высоты профиля стабилизатора. На рис. 5.16, *г* показано положение зоны максимальных строительных высот *14* по бортовой нервюре ЦПГО и по его размаху, а также положения центров давления при полете на дозвуковой и сверхзвуковой скоростях. Как видно из этого рисунка, прямая ось ($\chi_{оси} = 0$) проходит далеко от ЦД, что приводит к большим значениям шарнирных моментов $M_ш$ при управлении ЦПГО. Наклонная ось ($\chi_{оси} > 0$) позволяет уменьшить значения $M_ш$, особенно, если ось проходит между точками ЦД при $M < 1$ и ЦД при $M > 1$. Такую ось можно пропустить, как это видно из рис. 5.16, *г*, через сечения стабилизатора с достаточной высотой. Но с увеличением стреловидности оси ($\chi_{оси}$) падает эффективность оперения, уменьшается его аэродинамическое качество, так как при больших значениях $\chi_{оси}$ оперение поворачивается не столько параллельно набегающему потоку воздуха, сколько поперек потока, что ведет к снижению его подъемной силы и увеличению сопротивления. Кроме того, как показано в работе [27], минимум потребной мощности привода на управление ЦПГО лежит в пределах значений $\chi_{оси} = 15...40°$ (нижнее значение — для ГО с малым углом стреловидности по передней кромке). С увеличением $\chi_{оси}$ возрастают трудности с размещением приводов управления на каждую половину стабилизатора (на рис. 5.20 такой привод — гидроусилитель *1* вынесен далеко наверх и крепится к балке киля *2*, что усложняет проводку управления от привода до рычага *11* (см. рис. 5.16) на валу стабилизатора).

Проще всего привод компонуется при прямой оси ($\chi_{оси} = 0$). Учет всех перечисленных выше обстоятельств приводит к тому, что на современных истребителях,

например Су-27, F-15, F-16 и некоторых других, сделаны прямые оси (см. далее рис. 5.19, *а*). Чтобы уменьшить $M_{ш}$ при прямой оси, применяют ГО треугольной или трапециевидной формы в плане малого удлинения.

5.5.3. Конструкция ЦПГО, выполненного по схеме вала, представлена на рис. 5.16, *а*. Стабилизатор состоит из двух симметричных половин моноблочной КСС. В конструкцию каждой половины входят передняя *8* и задняя *4* стенки, верхняя и нижняя фрезерованные панели *5* с ребрами жесткости, корневая нервюра *3*, две боковые силовые балки-нервюры *2*, набор нервюр *9*, носок *7* и законцовка с противофлаттерным грузом *6*. Хвостовая часть стабилизатора состоит из обшивки, двух уголковых стрингеров, набора нервюр и концевого ножа. Стабилизатор прикреплен к стальной трубе-валу *10* (см. рис. 5.16, *б*, *в*), который вращается в подшипниках *1*, закрепленных на усиленных шпангоутах хвостовой части фюзеляжа одним горизонтальным *13* и четырьмя вертикальными *12* болтами. Подшипник задний (на конце вала) — радиально-упорный. Устранение продольного (вдоль вала) люфта производится гайкой за задним подшипником.

От аэродинамической нагрузки на ГО в его силовых элементах действуют перерезывающая сила Q, изгибающий и крутящий моменты M и $M_к$. Передача силы Q и моментов M и $M_к$ показана на рис. 5.16, *д*, *е*.

Поперечная сила Q по стенкам примерно равной изгибной жесткости передается сдвигом на две боковые силовые балки-нервюры *2* и сдвигом и изгибом этих балок — на горизонтальный болт *13*, соединяющий вал *10* с этими балками, в виде сил $R_Q = Q/2$ (см. рис. 5.16, *б*)*.

Изгибающий момент M растяжением-сжатием панелей стабилизатора передается на четыре вертикальных болта. Чтобы весь изгибающий момент от стабилизатора не воспринимался только одним первым от конца стабилизатора болтом, крепящим вместе с остальными тремя его силовые панели на валу, на конце вала сечение трубы (ее жесткость) ослаблено вырезом (см. рис. 5.16, *в*), а жесткость (толщина) обшивки панелей фрезерованием распределена так, чтобы нагрузка от нее на каждый из четырех болтов была примерно равной.

Крутящий момент $M_к$ до корневой нервюры *3* воспринимается контуром из стенок и панелей в виде потока касательных усилий $q_к$, часть этого потока $q_к'$ на корневой нервюре *3* трансформируется в пару сил $R_к$, которые, как и силы R_Q, передаются на горизонтальный болт *13*. Другая часть потока $q_к''$ сдвигом панелей корневой части нагрузит вертикальные болты силами, параллельными корневой нервюре, как это показано на рис. 5.16, *е* [21]. Вертикальные болты от M и $M_к$ будут работать на срез в двух плоскостях.

Управление стабилизатором осуществляется через рычаг *11* на валу *10* (см. рис. 5.16, *в*) от гидроусилителя через систему тяг и качалок (см., например, рис. 5.20).

5.5.4. Конструкция ЦПГО, выполненного по схеме оси, и его принципиальная схема приведены на рис. 5.17, *а*, *б*. Каркас ГО состоит из лонжерона *2*, стенки *9*, панели с ребрами жесткости *1*, балок *6* и *14*, корневой нервюры *5*, усиленной *20* и обычных нервюр *3*, *7*, стрингеров *18*, оси *17*, на которой на подшипниках *15* и *4* устанавливается ЦПГО, носка *8* и хвостовой части стабилизатора *21*. Ось *17* у борта фюзеляжа имеет фланец *13*, с помощью которого она крепится к продольной балке *12*, установленной на усиленных шпангоутах *10*. На бортовой нервюре *19*

*На рис. 5.16, *б* показан корневой отсек ЦПГО с валом *10* и болтами, связывающими стабилизатор с валом.

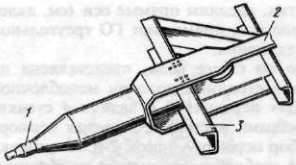


Рис. 5.18. Конструкция вала, связанного с лонжероном ЦПГО

установлен рычаг *16* управления ЦПГО. Облегченная с сотовым заполнителем конструкция хвостовой части стабилизатора, занимающая больше половины его площади, а также косой срез его концевой части обеспечивают весовую балансировку стабилизатора без специальных противофлаттерных грузов.

На рис. 5.17, *в* показано нагружение рассмотренного ЦПГО распределенными аэродинамическими силами $q_{ГО}$, реакции в опорах *15*, *4* и эпюры Q, M и $M_к$ по стабилизатору [18], по оси и балке *12*, для которой принято, что опора в узле *13* — моментная, а в узле *11* — шарнирная. Поперечная сила Q, приходящая на стенку лонжерона от стенок нервюр носовой и хвостовой частей стабилизатора, передается через опоры *15* и *4* на узел *13* крепления оси *17*. Соты хвостовой части стабилизатора, работая на сдвиг от аэродинамической нагрузки, приходящейся на эту часть стабилизатора, передают ее на стенку лонжерона по примыкающему к ней краю непосредственно, а по другому краю — через усиленную нервюру *20*. Изгибающий момент воспринимается поясами лонжерона и панелями и уравновешивается моментом от реакций в опорах оси. Сама ось как консольная балка с заделкой в опоре *13* на шпангоуте *10* от этих реакций нагружается изгибающим моментом. Крутящий момент до корневой нервюры *5* от консоли стабилизатора воспринимается контуром между стенкой лонжерона и передней стенкой, верхней и нижней панелями и уравновешивается на корневой нервюре *5* потоком касательных усилий $q_к$. Корневая нервюра трансформирует этот поток в пару сил $R_к$, которые сдвигом и изгибом балки *6* и лонжерона передаются на бортовую нервюру, где и уравновешиваются моментом на рычаге управления *16* от силы, развиваемой приводом управления ЦПГО. Нагружение и эпюры Q и M для балки *12* показаны на рис. 5.17, *в*.

Опоры *15* и *4* представляют собой подшипники, в которых устанавливается ось вращения стабилизатора *17*. Конструкция подшипников опоры *15* (см. сечение на виде *А* на рис. 5.17, *в*) предотвращает заклинивание стабилизатора на оси при его деформациях от аэродинамической нагрузки. Гайка *22* позволяет устранить продольный люфт при установке стабилизатора на ось. На рис. 5.18 приведен вариант конструкции оси ЦПГО, имеющей цилиндрическую шейку *1* под подшипник и коническую поверхность для крепления оси в фюзеляже. Далее ось переходит в балочный лонжерон стабилизатора *2*. Здесь же показана усиленная нервюра *3*, на которой осуществляется переход вала в балку.

5.5.5. Конструкция ЦПГО с прямой осью вращения представлена на рис. 5.19, *а*. Стабилизатор *13* здесь трапециевидной формы в плане, небольшого удлинения и стреловидности для уменьшения шарнирных моментов, которые для ЦПГО с прямой осью достигают обычно больших значений. Конструктивно-силовая схема ЦПГО двухлонжеронная. Передний лонжерон как бы имеет перелом продольной оси *1* в районе опоры *3*, где для восприятия составляющей изгибающего момента M и трансформации крутящего момента $M_к$ в пару сил поставлена корневая нервюра *2*, на ней же находится второй узел крепления подшипника оси. В конструкцию этого ЦПГО входят кроме мощных продольных элементов — лонжеронов, выполненных в виде двухпоясных балок, нервюры и диафрагмы в носке стабилизатора, обшивка. Хвостовая часть стабилизатора выполнена в виде облегченной конструкции с сотовым заполнителем. Последнее условие плюс небольшой

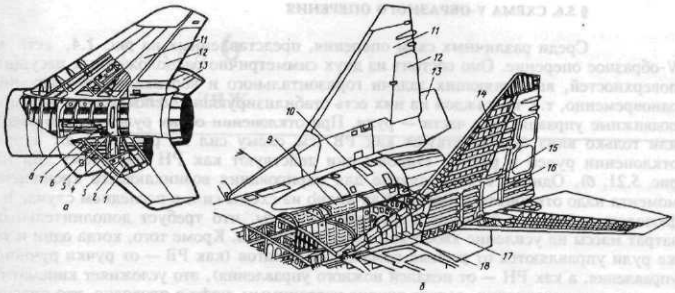


Рис. 5.19. Конструкции одно- и двухкилевого оперения с ЦПГО

по массе контргруз в носке концевой части стабилизатора позволяют осуществить его весовую балансировку. На рис. 5.19, *а* показана также конструкция хвостовой части фюзеляжа и киля *11*, узлы крепления киля к усиленным шпангоутам. Как уже отмечалось выше, в схеме ЦПГО с прямой осью легче компонуются силовой привод *8* управления ЦПГО, качалки *7* и тяги управления *6* к рычагу управления. Подшипники опор для оси, в том числе и подшипники опоры *3*, имеют конструкцию, сходную с показанной на сечении вида *А* на рис. 5.17. Для заделки оси стабилизатора в фюзеляже используется сдвоенный усиленный накладками шпангоут *5*.

На рис. 5.20 показан еще один из вариантов установки гидроусилителя *1* управления ЦПГО на балке киля *2*, как это использовано, например, на самолете МиГ-21.

На рис. 5.19, *б* приведена конструкция двухкилевого оперения самолета МиГ-29 с ЦПГО с косой осью. Особенности конструкции этого оперения обусловлены вынужденной компоновкой ВО на хвостовых балках *17* с небольшой строительной высотой (малой жесткостью) при незамкнутом силовом контуре хвостовой части самолета (снизу — створки для монтажа и демонтажа двигателей). Эти особенности состоят в разделении ВО на консольные части килей *14* кессонной КСС с РВ *12*, воспринимающие бóльшую часть нагрузок на ВО, и корневые части килей, представляющие собой надстройки *16* на хвостовые балки самолета, на которые контурными узлами *15* передаются нагрузки ВО. При этом по конструкции и работе под нагрузкой консольные части килей ничем не отличаются от кессонных крыльев. Однако для восприятия нагрузок от консольных частей килей пришлось значительно развить по высоте и длине корневые части килей — надстройки *16* на хвостовые балки *17* и даже включить в силовую схему форкили *13*.

На рис. 5.19: *4* — ось ЦПГО; *9* — обшивка фюзеляжа; *10* — шпангоут.

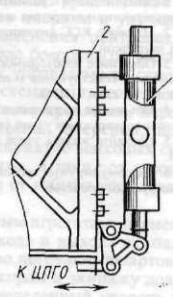


Рис. 5.20. Установка на вертикальной балке киля гидроусилителя в системе управления ЦПГО

§ 5.6. СХЕМА V-ОБРАЗНОГО ОПЕРЕНИЯ

Среди различных схем оперения, представленных на рис. 1.4, есть и V-образное оперение. Оно состоит из двух симметрично расположенных несущих поверхностей, выполняющих задачи горизонтального и вертикального оперений одновременно, т.е. на каждой из них есть стабилизирующие неподвижные части и подвижные управляющие части — рули. При отклонении обоих рулей только вверх или только вниз они действуют как РВ (см. схему сил на рис. 5.21, *а*), а при отклонении рулей в разные стороны они действуют как РН (см. схему сил на рис. 5.21, *б*). Однако в этом случае для парирования возникающего кренящего момента надо отклонять элероны. Как видно из схемы сил, в последнем случае на фюзеляж действуют большие крутящие моменты, что требует дополнительных затрат массы на усиление хвостовой части фюзеляжа. Кроме того, когда одни и те же рули управляются от разных командных рычагов (как РВ — от ручки ручного управления, а как РН — от педалей ножного управления), это усложняет кинематику проводки управления, делает трудно устранимым люфт в проводке, что опасно и связано с возможностью возникновения колебаний оперения типа флаттер. Вот почему, несмотря на облегчение планера из-за сокращения числа его несущих поверхностей, такая схема оперения не получает широкого распространения.

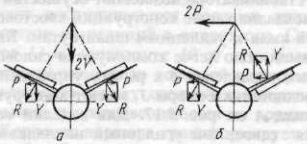


Рис. 5.21. V-образное оперение. Схема сил на оперении при симметричном и антисимметричном отклонении рулей

Конструкции самих несущих поверхностей V-образного оперения и их силовых элементов определяются принимаемой КСС и в принципе не отличаются от рассматриваемых для крыла и других схем оперения.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Определите назначение и сделайте эскизы различных компоновочных схем оперения. Проведите их анализ и дайте сравнительную оценку влияния на весовые, жесткостные и аэродинамические характеристики оперения и всего самолета в целом.
2. Назовите КСС агрегатов оперения. Перечислите нагрузки на оперение и объясните работу оперения под нагрузкой.
3. Объясните необходимость перехода к ЦПГО на сверхзвуковых самолетах. Назовите схемы ЦПГО. Объясните конструкцию и передачу нагрузок элементами ЦПГО на узлы их установки в фюзеляже в каждой из схем ЦПГО.
4. Объясните назначение и конструкцию стабилизатора с изменяемым углом установки. Сделайте эскизы конструкции узлов его крепления и управления в различных схемах компоновки оперения.
5. Сделайте эскизы узлов крепления киля, стабилизатора и рулей, различающихся КСС и компоновкой.
6. Сформулируйте требования к оперению и приведите примеры реализации этих требований в конструкции оперения.

ГЛАВА 6

ФЮЗЕЛЯЖ

§ 6.1. НАЗНАЧЕНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА И ТРЕБОВАНИЯ К НЕМУ

6.1.1. Фюзеляж самолета предназначен для размещения экипажа, оборудования и целевой нагрузки. В фюзеляже может размещаться топливо, шасси, двигатели. Являясь строительной основой конструкции самолета, он объединяет в силовом отношении в единое целое все его части (рис. 6.1, *а*, *б*).

Относительная (по отношению к массе самолета) масса фюзеляжа $\bar{m}_{\text{ф}} = 0{,}08...0{,}15$.

6.1.2. Основным требованием к фюзеляжу является выполнение им своего функционального назначения в соответствии с назначением самолета и условиями его использования при наименьшей массе конструкции фюзеляжа. Выполнение этого требования *достигается*:

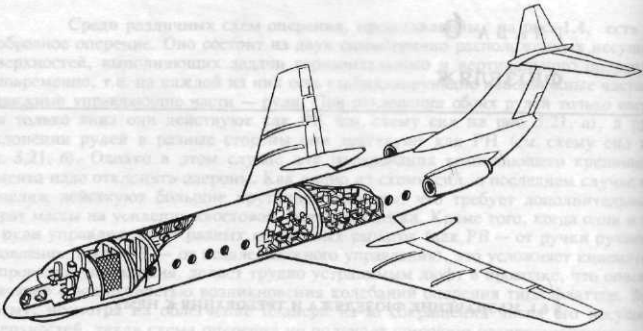
выбором таких внешних форм и значений параметров фюзеляжа, при которых получаются минимальное его лобовое сопротивление и наибольшие полезные объемы *при определившихся габаритах*;

использованием несущих фюзеляжей, создающих значительную (до 40 %) подъемную силу в интегральных схемах самолета. Это позволяет уменьшить площадь крыла и снизить его массу;

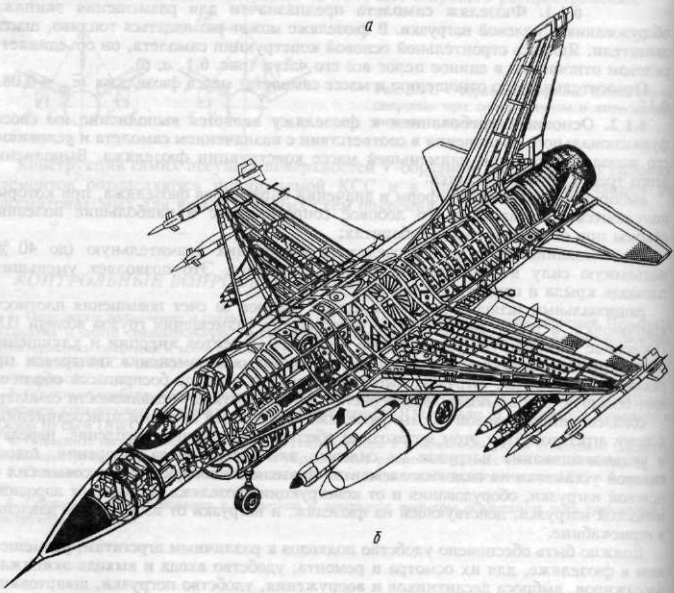
рациональным использованием полезных объемов за счет повышения плотности компоновки, а также за счет более компактного размещения грузов вблизи ЦМ. Последнее способствует уменьшению массовых моментов инерции и улучшению характеристик маневренности, а сужение диапазона изменения центровок при различных вариантах загрузки, выгорании топлива, расходе боеприпасов обеспечивает бо́льшую стабильность характеристик устойчивости и управляемости самолета;

согласованием силовой схемы фюзеляжа с силовыми схемами присоединенных к нему агрегатов. При этом необходимо обеспечить: надежное крепление, передачу и уравновешивание нагрузок от силовых элементов крыла, оперения, шасси, силовой установки на силовых элементах фюзеляжа; восприятие массовых сил от целевой нагрузки, оборудования и от конструкции фюзеляжа, а также от аэродинамической нагрузки, действующей на фюзеляж, и нагрузки от избыточного давления в гермокабине.

Должно быть обеспечено удобство подходов к различным агрегатам, размещенным в фюзеляже, для их осмотра и ремонта; удобство входа и выхода экипажа и пассажиров, выброса десантников и вооружения, удобство погрузки, швартовки и выгрузки предназначенных для перевозки грузов. Пассажирам и экипажу должны быть обеспечены необходимые жизненные условия и определенный уровень комфорта при полете на большой высоте и возможность быстрого и безопасного аварийного покидания самолета, экипажу — хороший обзор.



а



б

Рис. 6.1. Общий вид, конструкция и компоновка фюзеляжа

К основным требованиям (как и для остальных агрегатов самолета) относится обеспечение достаточных прочности и жесткости конструкции фюзеляжа при минимальной ее массе, высокой технологичности конструкции, а для военных самолетов — еще и высокой боевой живучести.

§ 6.2. ВНЕШНИЕ ФОРМЫ И ПАРАМЕТРЫ ФЮЗЕЛЯЖА

Внешние формы фюзеляжа характеризуются формой поперечного сечения и видом фюзеляжа сбоку.

6.2.1. Формы поперечного сечения фюзеляжа зависят от назначения и условий применения самолета и его компоновки. На рис. 6.2, *а* представлены различные формы поперечных сечений фюзеляжа. Наибольшее распространение получили круглая форма *1* поперечного сечения фюзеляжа и формы *2* и *3*, составленные из двух пересекающихся окружностей разных диаметров. Это объясняется тем, что фюзеляж с круглой формой поперечного сечения имеет меньшую поверхность при заданном объеме и, следовательно, меньшее сопротивление трения. Кроме того, обшивка фюзеляжа круглого сечения при избыточном внутреннем давлении работает только на растяжение, не испытывая изгибных напряжений. Фюзеляжи с формами сечений *2* и *3* занимают промежуточное положение: у них меньшее сопротивление трения, чем при формах *4*...*7*, но в месте пересечения окружностей *они от избыточного давления* Δp *нагружаются изгибом. Если эти места на противоположных бортах* фюзеляжа соединить горизонтальными жесткостями (например, балками пола, см. формы сечения *2* и *3*), то они разгрузят фюзеляж от изгиба, а сами будут работать на растяжение (форма сечения *3*) или сжатие (форма сечения *2*). Фюзеляж с прямоугольными формами сечений типа *5*, *6*, *7* с овальными сводами удобнее для размещения грузов (особенно в контейнерах). Такие фюзеляжи создают большее аэродинамическое сопротивление и они нагружались бы изгибом, если бы использовались для высотных полетов с избыточным давлением внутри фюзеляжа. И, наконец, сечение *4* — эллиптическое. Оно имеет меньшее сопротивление, чем для сечений *5*, *6*, *7*, и удобнее для более полного использования внутренних объемов. Формы сечений *1*...*7* на рис. 6.2, *а*, конечно, не исчерпывают всего многообразия возможных сечений фюзеляжей, определяемых особенностями их компоновки. Так, на рис. 6.2, *г* показаны поперечные сечения фюзеляжа самолета

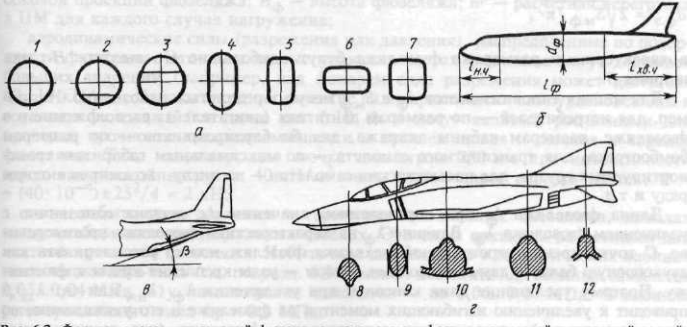


Рис. 6.2. Формы поперечных сечений фюзеляжа, параметры и формы его носовой и хвостовой частей

F-4. Их "нетипичность" определяется размещением в фюзеляже двух двигателей (сечения *11* и *12*) и воздухозаборников (сечение *10*). Формы сечений *8* и *9* обеспечивают летчику лучший обзор.

6.2.2. Вид фюзеляжа сбоку определяется назначением самолета, требованием наименьшего сопротивления, конкретным размещением в данном фюзеляже экипажа, оборудования и целевой нагрузки, а также формой в плане крыла, схемой и расположением оперения, силовой установки и т.д. Требованию наименьшего сопротивления соответствует фюзеляж в виде осесимметричного тела с плавным сужением в носовой и хвостовой частях. Однако для транспортного самолета типа "Боинг-747" с грузовым люком в носовой части фюзеляжа и поднятой из-за этого кабиной экипажа в виде надстройки над фюзеляжем от плавных форм отступают ради удобств погрузки и выгрузки. С другой стороны, при грузовом люке в хвостовой части фюзеляжа его стараются вписать в плавные обводы этой части фюзеляжа для уменьшения сопротивления, хотя вырез под люк получается в этом случае более длинным, чем резко скошенный люк с большим углом β, как, например, у самолета С-130Е (см. рис. 6.2, *в*). При более длинном вырезе под люк получаются большие дополнительные затраты массы на компенсацию выреза. Удлиненная заостренная носовая часть, не мешающая обзору из кабины (лежащая ниже линии визирования от глаз летчика через нижний край остекления), позволяет уменьшить сопротивление и разместить часть оборудования, например, антенну радиолокатора и бортовую радиолокационную станцию (см. рис. 6.1, *б*).

Стреловидное крыло удлиняет хвостовую часть фюзеляжа, укорачивая носовую часть. При этом возрастают изгибающие моменты хвостовой части, что приводит к возрастанию массы фюзеляжа. Удлинения носовой части фюзеляжа могут потребовать условия компоновки передней опоры шасси для обеспечения необходимой базы шасси, а также перенос двигателей в хвостовую часть фюзеляжа. В любом случае выбора формы фюзеляжа решение принимают исходя, прежде всего, из удовлетворения требований, связанных с основным назначением самолета.

6.2.3. Параметры фюзеляжа. На рис. 6.2, *б* приведены основные геометрические размеры фюзеляжа: l_{Φ} — длина, d_{Φ} — диаметр, $l_{н.ч}$ — длина носовой части, $l_{хв.ч}$ — длина хвостовой части. В число параметров фюзеляжа входят также площадь миделевого (наибольшего) сечения — $S_{м.ф}$, удлинение фюзеляжа $\lambda_{\Phi} = l_{\Phi}/d_{\Phi}$ и удлинение носовой и хвостовой частей $\lambda_{н.ч} = l_{н.ч}/d_{\Phi}$ и $\lambda_{хв.ч} = l_{хв.ч}/d_{\Phi}$. При некруглой форме поперечного сечения эквивалентный диаметр фюзеляжа

$$d_{\Phi.э} = 2\sqrt{S_{м.ф}/\pi} ,$$

а характерными размерами фюзеляжа будут наибольшие его высота H или ширина B.

Для многих типов самолетов d_{Φ} и $S_{м.ф}$ могут определяться однозначно. Например, для истребителей — по размерам двигателя (двигателей), расположенного в фюзеляже, размерам кабины экипажа, для бомбардировщиков — по размерам бомбоотсека, для транспортного самолета — по максимальным габаритам транспортируемых грузов, для пассажирских самолетов — по числу пассажиров в одном ряду и т.д.

Длина фюзеляжа l_{Φ} при определенном значении d_{Φ} связана однозначно с удлинением фюзеляжа λ_{Φ}. Влияние λ_{Φ} на характеристики фюзеляжа противоречиво. С точки зрения строительной механики фюзеляж можно рассматривать как двухопорную балку с двумя консолями. Опоры — узлы крепления крыла к фюзеляжу. Поэтому увеличение длин консолей при увеличении λ_{Φ} ($\lambda_{н.ч}$ или (и) $\lambda_{хв.ч}$) приводит к увеличению изгибающих моментов на фюзеляже и его утяжелению, но при увеличении λ_{Φ} уменьшается сопротивление фюзеляжа (для сверхзвуковых

самолетов увеличение λ_Φ или даже только $\lambda_{н.ч}$ вызывает уменьшение волнового сопротивления). Уменьшение λ_Φ за счет уменьшения l_Φ или увеличения d_Φ приводит к уменьшению нагруженности фюзеляжа и напряжений в его силовых элементах от изгибающего момента, но с увеличением d_Φ очень быстро растут напряжения в гермокабине от избыточного давления Δp. При достаточном увеличении d_Φ (5 м и более) в пассажирском самолете появляется возможность иметь две палубы для размещения пассажиров. Статистика показывает, что для дозвуковых самолетов ($M \le 0{,}7$) $\lambda_\Phi = 6...9$, для околозвуковых самолетов ($M = 0{,}8...0{,}9$) $\lambda_\Phi = 8...13$ и для сверхзвуковых самолетов $\lambda_\Phi = 10...23$ [27].

§ 6.3. НАГРУЗКИ НА ФЮЗЕЛЯЖ И ИХ УРАВНОВЕШИВАНИЕ

6.3.1. Основными нагрузками на фюзеляж являются:

силы, передающиеся на фюзеляж от прикрепленных к нему агрегатов самолета — крыла, оперения, силовой установки, шасси. Эти силы (на рис. 6.3 они обозначены через R_j^i, где i — определяет агрегат, а j — номер узла его крепления) для каждого из случаев нагружения любого из i-х агрегатов самолета будут разными. Поэтому прочность фюзеляжа должна проверяться на все случаи нагружения, определяемые нормами прочности для каждой из частей самолета, крепящихся к фюзеляжу и передающих на него свои нагрузки;

вес грузов и агрегатов, расположенных в фюзеляже, а также вес элементов конструкции фюзеляжа. Эти силы P_i (см. рис. 6.3, *а*) для каждого i-го агрегата (груза) определяются с учетом значений перегрузок и коэффициентов безопасности так, что $P_i = m_i g n_i$, где $n_i = n_i^p = n_i^э f_i$; m_i — масса i-го агрегата (груза); $n_i^э$ и f_i — значения эксплуатационной перегрузки и коэффициента безопасности для каждого из случаев нагружения i-го агрегата с учетом того, что перегрузка вне ЦМ в точке, удаленной от него на расстояние X_i (где расположен ЦМ агрегата или груза), отличается от перегрузки в ЦМ самолета на величину $\pm \varepsilon_z X_i / g$ (см. гл.1); n_i^p — *расчетная перегрузка для i-го агрегата (груза). Значение распределенной нагрузки* от массы элементов конструкции фюзеляжа q_Φ можно приближенно представить в виде выражения $q_\Phi = m_\Phi g H_\Phi n^p / S_{бок}$, где m_Φ — масса фюзеляжа; $S_{бок}$ — площадь боковой проекции фюзеляжа; H_Φ — высота фюзеляжа; n^p — расчетная перегрузка в ЦМ для каждого случая нагружения;

аэродинамические силы (разрежения или давления), распределенные по поверхности фюзеляжа. Эти силы на выступающих частях фюзеляжа могут достигать больших значений (например, над фонарем сила разрежения может достигать 80...10 кН/м^2). Однако аэродинамические силы практически самоуравновешены в сечениях фюзеляжа (см. далее рис. 6.10, *б*) и могут являться расчетными для проверки прочности крепления обшивки и крышек люков и лючков к каркасу фюзеляжа. Так, например, для лючка диаметром 250 мм при интенсивности аэродинамической нагрузки 40 кН/м^2 сила, стремящаяся сорвать лючок, $P = (40 \cdot 10^{-4}) \pi 25^2/4 \approx 2$ кН;

силы избыточного давления в герметических кабинах фюзеляжа, каналах воздухозаборников и специальных отсеках. Эти силы являются расчетными для местной прочности фюзеляжа. Избыточное давление Δp в герметических кабинах вентиляционного типа (см. подразд. 6.8.6) может достигать для военных самолетов 0,03...0,04 МПа, а у пассажирских самолетов — до 0,06...0,07 МПа. В кабинах регенерационного типа $\Delta p = 0{,}1$ МПа.

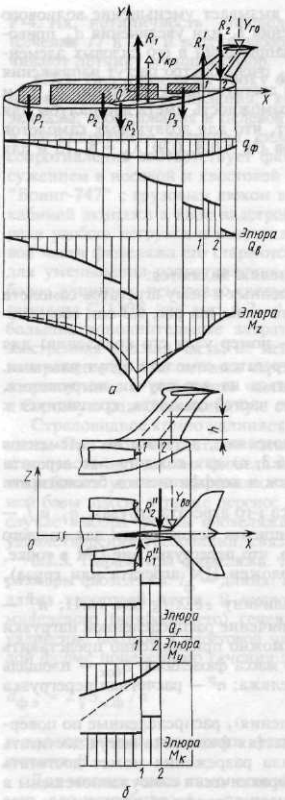


Рис. 6.3. Нагрузки на фюзеляж. Эпюры $Q_в$, Q_r, M_z, M_y, $M_к$

Кроме нагрузок, встречающихся при нормальной эксплуатации самолета, нормами прочности рассматриваются также особые случаи, связанные, например, с вынужденной посадкой самолета с убранным шасси на грунт или воду и др.

Относительное значение перечисленных выше нагрузок определяется назначением самолета и условиями его использования, формой крыла в плане, схемой и формой в плане (сбоку) оперения и т.д., а также тем, в каком положении находится в рассматриваемый период самолет (выполняет маневр, летит горизонтально с установившейся или неустановившейся скоростью, со скольжением или без скольжения, набирает или снижает высоту, взлетает или совершает посадку, рулит и т.д.). При расчетах определяющим прочность фюзеляжа при его работе на изгиб может оказаться расчетный случай A', а при работе на кручение — несимметричное нагружение стабилизатора (особенно Т-образной схемы) и нагружение ВО.

От внешних сил (реакций в узлах крепления крыла, оперения, силовой установки и шасси), массовых сил конструкции фюзеляжа и грузов, расположенных внутри фюзеляжа, фюзеляж работает как балка на срез и изгиб в двух плоскостях и на кручение. Осевые силы, нагружающие фюзеляж вдоль оси X, как правило, не очень велики. Они могут быть учтены в расчетах на прочность. Перегрузку n_x вдоль оси X можно определить по формуле $n_x = (P - X)/G$, если направление тяги P совпадает с осью X.

6.3.2. Уравновешивание фюзеляжа. При уравновешивании фюзеляжа используется принцип д'Аламбера, в соответствии с которым внешние силы, приложенные к фюзеляжу, и массовые (инерционные) силы должны находиться в равновесии.

На рис. 6.3, *а* и *б* показаны силы, действующие на фюзеляж в плоскостях XOY и XOZ. Здесь R_1 и R_2 — реакции в узлах крепления крыла к фюзеляжу на подъемную силу крыла $Y_{кр}$ (крыло стреловидное); R_1' и R_2' — реакции в узлах крепления киля к фюзеляжу на силу $Y_{ГО}$, приложенную к ГО (схема оперения Т-образная, стреловидная, киль двухлонжеронной конструкции); R_1'' и R_2'' — реакции в узлах крепления киля на силу $Y_{ВО}$, действующая на ВО, например, при скольжении самолета; $P_i = m_i g n_i$ — массовые силы от i-х агрегатов и грузов, расположенных в

фюзеляже; $q_ф$ — распределенная массовая нагрузка от элементов конструкции фюзеляжа.

6.3.3. Эпюры Q, M_z, M_y и $M_к$ представлены на рис. 6.3, *а* и *б*. Из схемы внешних сил, действующих на фюзеляж, и характера эпюр можно установить следующее.

1. Значения реакций в узлах крепления крыла и оперения к фюзеляжу могут быть бо́льшими, чем сами значения подъемной силы крыла ($Y_{кр}$) и оперения ($Y_{ГО}$ и $Y_{ВО}$), например, силы $R_1 > Y_{кр}$, $R_2^{I} > Y_{ГО}$, $R_2^{II} > Y_{ВО}$ при стреловидном крыле и Т-образном стреловидном оперении. В этом случае поперечные нагрузки в сечениях фюзеляжа, где приложены эти силы, превосходят силы, действующие на крыло и оперение, требуя усиления конструкции фюзеляжа и дополнительных затрат массы. В частности, при Т-образном стреловидном оперении надо усиливать хвостовую часть фюзеляжа на участке между лонжеронами киля (см. точки *1*, *2* на рис. 6.3, *а*, *б*), где значения $Q_в$ и $Q_г$ значительно бо́льшие, чем на прилегающих участках фюзеляжа. На самолетах с нестреловидными крыльями и нормальным нестреловидным оперением, у которых проекции ЦД крыла и оперения находятся между узлами крепления этих агрегатов к фюзеляжу, такого превышения поперечной нагрузки в сечениях фюзеляжа над действующими на крыло и оперение силами нет.

2. Размещение двигателей в хвостовой части приводит к значительному увеличению изгибающего момента M_z (сравните положение пунктирной и сплошной линий на эпюре M_z на рис. 6.3, *а*: сплошная линия — двигатели размещены в хвостовой части фюзеляжа, пунктирная — двигателей в хвостовой части фюзеляжа нет).

3. Аналогичная картина — увеличение M_z — получается при компоновке фюзеляжа с большим разносом масс относительно ЦМ вдоль оси X, а также при увеличении $\lambda_ф(\lambda_{н.ч}$ и $\lambda_{хв.ч})$ при определенном значении $d_ф(S_{м.ф})$.

4. Увеличение высоты ВО приводит к увеличению значений $M_к$. На участке между узлами крепления лонжеронов киля к усиленным шпангоутам (между точками *1* и *2*) $M_к \approx 0{,}5d_{хв.ч}R_2^{II} + Y_{ВО}h$, а на участке впереди узла *1* $M_к \approx Y_{ВО}(h + 0{,}5d_{хв.ч})$, где $d_{хв.ч}$ — диаметр хвостовой части фюзеляжа.

§ 6.4. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ И ИХ РАБОТА ПОД НАГРУЗКОЙ

Фюзеляж нагружен в плоскостях XOY и XOZ поперечными силами $Q_в$ и $Q_г$ и изгибающими моментами M_z и M_y, а также крутящим моментом $M_к$. На эти нагрузки хорошо работают жесткие тонкостенные замкнутые оболочки — пространственные балки (см. § 1.13 и рис. 1.23). Фюзеляжи, выполненные в виде таких балок, называются *балочными* (рис. 6.4, *в*, *г*, *д*). В этих фюзеляжах оболочки имеют подкрепление в виде каркаса, состоящего из продольных (стрингеры и усиленные стрингеры-лонжероны) и поперечных (нормальные и усиленные шпангоуты) силовых элементов. Подкрепляющий оболочку каркас может включать в себя все эти элементы или часть из них, приводя к большому разнообразию конструкций и КСС такого типа фюзеляжей. Обеспечивая достаточные прочность и жесткость конструкции фюзеляжа при наименьших затратах массы, конструкция балочных фюзеляжей позволяет: придавать им наиболее выгодные аэродинамические формы; обеспечивать получение гладкой поверхности; получать наилучшие условия для более полного использования внутренних объемов фюзеляжа; размещать в них герметизированные кабины и др. Все это и предопределило широкое развитие КСС фюзеляжей балочного типа.

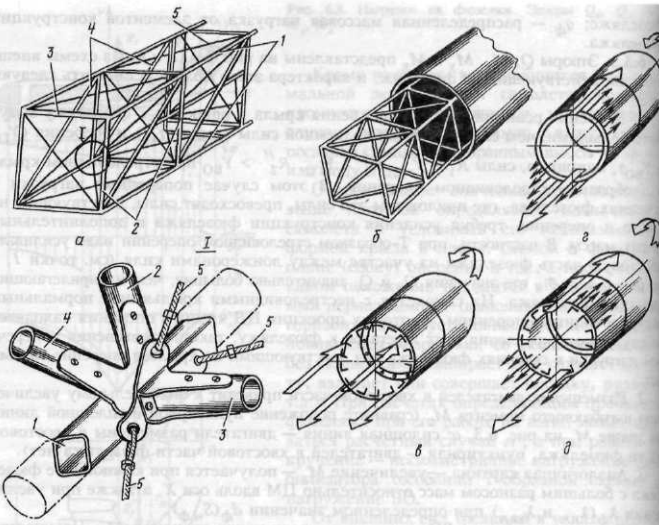


Рис. 6.4. КСС фюзеляжей

Однако раньше, чем появились и стали совершенствоваться балочные фюзеляжи, в конструкциях самолетов применялись ферменные фюзеляжи, способные, как и балочные фюзеляжи, воспринимать Q_a, Q_r, M_z, M_y и M_x и работать от этих нагрузок (см. рис. 6.4, *а*). Вот почему *фюзеляжи по своим КСС разделяются* (если подходить хронологически) *на фюзеляжи ферменной и балочной конструкций*.

6.4.1. Фюзеляжи ферменной конструкции представляют собой пространственные фермы, состоящие из двух вертикальных (боковых) и двух горизонтальных (верхней и нижней) ферм, элементы которых (стержни) работают на растяжение—сжатие, а обшивка — на местную воздушную нагрузку. В таком фюзеляже силовыми элементами являются лонжероны *1* (см. рис. 6.4, *а*, *б*) (пояса ферм), стойки *2* и раскосы *4* в вертикальной плоскости, распорки *3* и расчалки (гибкие стальные ленты) *5* в горизонтальной плоскости, расчалки *5* или раскосы между фермами и обшивка. На виде *I* показан типовой узел соединения этих элементов. Фермы обычно статически определимые (тогда они получаются легче). Определение усилий в стержнях фермы от действия внешних сил производится известными методами строительной механики и, в частности, методом вырезания узлов с дальнейшим разложением сил по направлениям стержней. Ферменные конструкции фюзеляжей широко применялись в годы первой мировой войны. Однако и во время Великой Отечественной войны еще использовались самолеты с фюзеляжами ферменной конструкции (например, конструкции самолетов Як-1, МиГ-3 и др.). Сейчас ферменные фюзеляжи можно встретить на небольших поршневых самолетах, летающих на малых дозвуковых скоростях, и на вертолетах. Возможно применение

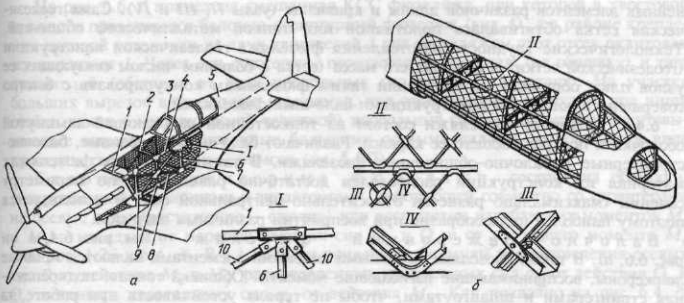


Рис. 6.5. Конструкция фюзеляжа:
а — лонжеронного; *б* — геодезического

ферменных фюзеляжей на космических летательных аппаратах, где они обеспечивают благодаря шарнирным связям в узлах ферм лучшие условия работы конструкции при нагреве. В самолетах при увеличении скоростей полета (увеличении $\rho V^2/2$) необходимы работающая обшивка, более обтекаемые формы фюзеляжа. Эти задачи стали решать включением в конструкцию фюзеляжа специальных надстроек-обтекателей (гаргротов). Однако масса фермы плюс масса связанных с ней надстроек с работающей обшивкой и узлов их крепления уже не могут конкурировать по затратам массы с балочными фюзеляжами. Кроме того, ферменные фюзеляжи обладают меньшими возможностями для использования внутренних объемов из-за их загромождения поперечными элементами ферм (расчалками и раскосами), что затрудняет компоновку фюзеляжа и всего самолета в целом. Ферменные фюзеляжи обладают значительно меньшей, чем у балочных фюзеляжей, боевой живучестью, что очень важно для боевых самолетов. Вот почему область применения ферменных фюзеляжей резко ограничилась.

На рис. 6.5, *а* показана конструкция и компоновка ферменного фюзеляжа, сваренного из стальных труб.

Здесь: *1* — моторама; *2* — поперечные распорки; *3* — каркас фонаря; *4* — верхние пояса фермы (лонжероны); *5* — гаргрот; *6* — стойки вертикальной фермы; *7* — нижние пояса фермы (лонжероны); *8* — ленточные расчалки; *9* — узлы крепления крыла; *10* — раскосы.

Верхний и нижний обтекатели (гаргроты) *5* в хвостовой части фюзеляжа представляют собой деревянные каркасы, обшитые фанерой. Обшивка в носовой части фюзеляжа — из листового дюраля.

6.4.2. В ферменном фюзеляже на осевые силы от изгиба (от действия M_z и M_y) работают в основном пояса лонжеронов. Поперечные силы $Q_в$ и $Q_г$ воспринимаются элементами вертикальных (боковых) и горизонтальных (верхней и нижней) ферм — стойками, распорками и раскосами; крутящий момент $M_к$ — пространственной фермой, состоящей из четырех ферм, соединенных в замкнутый контур.

6.4.3. Фюзеляж геодезической конструкции. Разновидностью ферменного фюзеляжа является фюзеляж геодезической конструкции. Особенность такой конструкции заключается в геодезической сетке, которая заменяет работающую обшивку. На рис. 6.5, *б* представлена часть фюзеляжа такой конструкции, состоящая из шпангоутов, лонжеронов и геодезической сетки, составленной из криволи-

нейных элементов различной длины и кривизны (узлы *II*, *III* и *IV*). Сама геодезическая сетка обтягивалась полотняной или тонкой металлической обшивкой. Технологические трудности изготовления фюзеляжа геодезической конструкции (геодезической сетки) и бо́льшая его масса (сетка с большим числом связующих ее узлов плюс обшивка) не позволили таким фюзеляжам конкурировать с быстро совершенствующимися конструкциями балочных фюзеляжей.

6.4.4. Балочные фюзеляжи состоят из тонкостенной работающей замкнутой оболочки и подкрепляющего ее каркаса. Различают балочно-лонжеронные, балочно-стрингерные и балочно-обшивочные фюзеляжи. В таких балочных фюзеляжах материал их конструкции распределен достаточно равномерно по периметру сечений (максимально разнесен относительно нейтральной оси) и используется поэтому наиболее целесообразно при восприятии различных нагрузок.

Балочно-лонжеронный фюзеляж (см. рис. 6.4, *в* и рис. 6.6, *а*). В таком фюзеляже основными силовыми элементами являются мощные лонжероны, воспринимающие изгибающие моменты. Обшивка тонкая, подкрепленная стрингерами и шпангоутами, чтобы не теряла устойчивость при работе на сжатие от M_z и M_y и на сдвиг от поперечных сил $Q_в$ и $Q_г$ и крутящего момента $M_к$. Лонжероны в таком фюзеляже отличаются от лонжеронов крыла тем, что не имеют стенки и представляют собой те же стрингеры, только значительно большего поперечного сечения, выполненные прессованием или прокаткой. Чаще они Т-образного сечения и работают только на осевые силы. Поэтому такие силовые элементы называют еще и усиленными стрингерами.

На первых балочных фюзеляжах лонжероны (усиленные стрингеры), как когда-то пояса ферм в ферменных фюзеляжах, размещались по всей длине фюзеляжа так, чтобы рациональнее можно было использовать его строительную высоту. На рис. 6.6, *а* показана конструкция такого фюзеляжа. Здесь *1* и *2* — лонжероны вдоль всего фюзеляжа. Однако как в крыле с увеличением нагрузок (возрастанием главным образом изгибающих моментов) становился целесообразным переход на кессонную (моноблочную) КСС, так и в фюзеляже при этих условиях стала целесообразнее балочно-стрингерная КСС. Появляются *смешанные КСС фюзеляжей*, когда лонжероны применяются только в той части фюзеляжа, где есть либо вырезы, которые надо компенсировать в силовом отношении (вырезы под фонарь герметической кабины, под отсеки оборудования, вырезы для ниши шасси, топливные баки, для отсека двигателя и т.д.), либо лонжероны (продольные балки) используют для восприятия сосредоточенных продольных сил (от тяги двигателей, от силы отдачи оружия и т.д.).

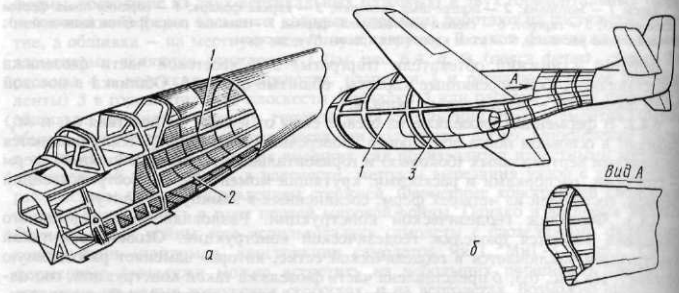


Рис. 6.6. Конструкция фюзеляжей балочно-лонжеронной КСС

На рис. 6.6, *б* приведена смешанная КСС фюзеляжа, при которой в хвостовой его части применяется балочно-стрингерный фюзеляж (вид *А*), а в районе крепления силовой установки из двух двигателей *3* под фюзеляжем этот отсек окантован лонжеронами *1*. Через эти лонжероны передается на фюзеляж (на обшивку) и тяга двигателей (обшивка от этих продольных сил работает на сдвиг). На участке больших вырезов в фюзеляже (например, под отсек целевой нагрузки, под нишу стойки шасси с многоколесной тележкой) продольные силовые элементы, окантовывающие вырезы и нагруженные большими осевыми силами, выполняют в виде пространственных балок — бимсов (см. § 6.7).

Балочно-стрингерные фюзеляжи состоят из обшивки, подкрепленной стрингерами и шпангоутами, работающей совместно со стрингерами на осевые силы (растяжение — сжатие) при восприятии изгибающих моментов M_z и M_y и на сдвиг от перерезывающих сил $Q_в$ и $Q_г$ и от крутящего момента $M_к$ (см. рис. 1.23 и 6.4, *д*). В § 1.13 были приведены формулы для вычисления осевых сил S от действия M_z и M_y, распределенных касательных сил q_Q от действия $Q_в$ и $Q_г$, погонных касательных сил $q_к$ от действия $M_к$. Как показано на рис. 6.4, *д*, значения осевых сил при изгибе фюзеляжа в вертикальной плоскости от момента M_z достигают максимума в обшивке и стрингерах, наиболее удаленных по вертикали от нейтральной оси, и уменьшаются до нуля на этой оси. Аналогична и картина восприятия момента M_y. Поэтому приближенно можно считать, что M_z и M_y воспринимаются в сечениях фюзеляжа парами сил соответственно в вертикальной и горизонтальной плоскостях $S_в$ и $S_г$ с плечами, равными 2/3 высоты H и ширины B фюзеляжа в рассматриваемом сечении. В балочно-стрингерных фюзеляжах шпангоуты ставятся чаще, чтобы повысить устойчивость работы стрингеров на сжатие и обшивки — на сдвиг и сжатие за счет уменьшения расстояний между их опорами. Шаг стрингеров в таких конструкциях, зависящий от толщины обшивки $\delta_{об}$, принимается в пределах 100...200 мм, а шаг шпангоутов — 200...500 мм в зависимости от значений $\delta_{об}$, конфигурации и размеров сечения стрингеров. При использовании для обшивки фюзеляжа монолитных панелей шаг между шпангоутами увеличивается.

Масса фюзеляжа $m_ф$, составляющая 8...15 % от взлетной массы самолета и до 40 % от массы планера, распределяется между элементами конструкции фюзеляжа следующим образом: на обшивку — 25...30 % от $m_ф$, на стрингеры — 12...20 %, на шпангоуты — 20...27 %, полы — 6...12 %, фонарь пилотов — для легких самолетов 10...12 %, для тяжелых — 2...3 %, двери, трапы, люки, перегородки и прочее — 13...17 и 12...15 % соответственно для легких и тяжелых самолетов [27].

Балочно-стрингерный фюзеляж пассажирского самолета показан на рис. 6.7, *а*. Технологическими разъемами фюзеляж этого самолета разделен на носовую, среднюю и хвостовую части.

В носовой части фюзеляжа *1* расположена кабина экипажа *2*, переднее багажное отделение, буфет и передняя стойка шасси.

В средней части фюзеляжа *8* находится передний вестибюль, кухня, пассажирская кабина, туалеты и заднее багажное отделение. Снизу, спереди, здесь встроен центроплан *10*, а в задней части — пилоны с узлами крепления гондол двигателей *7* и передние узлы крепления киля.

В хвостовой части фюзеляжа *6* размещаются контейнер тормозного парашюта, высотное, электро- и гидравлическое оборудование, проводка управления самолетом. Сверху установлены задние узлы крепления киля *5*. По правому борту спереди — служебная дверь *3* (см. рис. 6.7, *а*), по левому борту — дверь *11* для пассажиров. Для аварийного покидания есть четыре люка *9*, по два с каждой стороны, с выходом на крыло в случае посадки на воду или без шасси на грунт. Носовая и средняя части фюзеляжа выполнены герметическими и изнутри обшиты тепло-, звукоизоли-

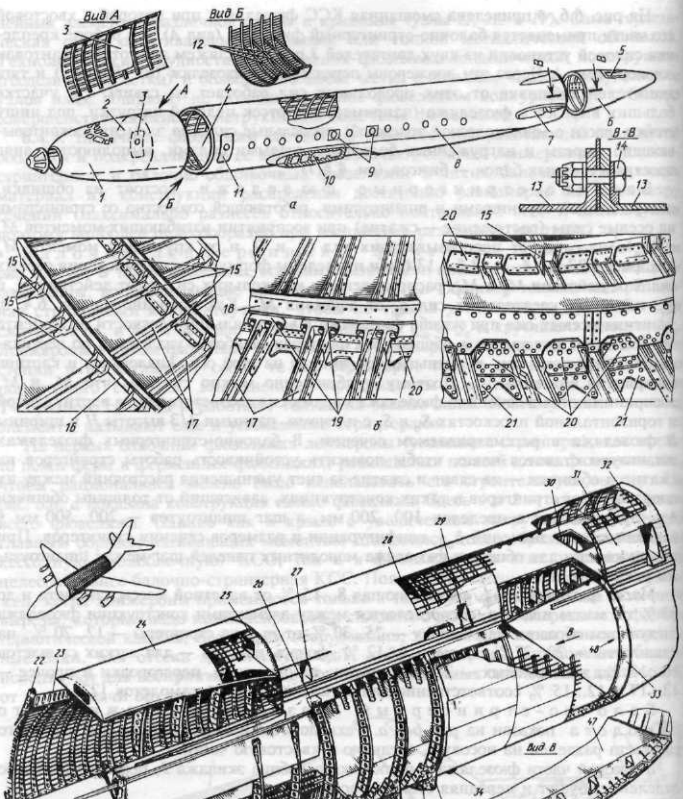


Рис. 6.7. Конструкции фюзеляжа пассажирского самолета, соединений обшивки, шпангоутов и стрингеров между собой

рующими материалами. Фюзеляж разделен плоскостью пола *4* на верхнюю и нижнюю части. В верхней части находится пассажирская кабина, под полом впереди — радиолокатор, передняя стойка шасси, в середине — тяги проводки управления, различное оборудование.

Каркас фюзеляжа состоит из стрингеров, лонжеронов (окантовывающих вырезы под фонарь и центроплан), нормальных *16* и усиленных *18* шпангоутов (см. рис. 6.7, *б*), воспринимающих сосредоточенные силы от агрегатов самолета, крепящихся к фюзеляжу, поперечных двутавровых балок *12* на каждом шпангоуте средней части фюзеляжа, составляющих каркас пола кабины (см. вид *Б* на рис. 6.7, *а*). Стрингеры *17* и обшивка в местах технологических разъемов фюзеляжа стыкуются по силовым шпангоутам разъема болтами *14*; обшивка — по контуру по стыковым угольникам *13* на носовой, средней и хвостовой частях фюзеляжа (см. сечение *В—В* на рис. 6.7, *а*), а стрингеры *17* перестыковываются с помощью фитингов *19* через стыковые шпангоуты посредством болтов (см. рис. 6.7, *б*). Обшивка из дюралевых листов толщиной до 1,5...1,8 мм соединяется со стрингерами непосредственно заклепками, а со шпангоутами — при помощи книц *20* и накладок *21*. Стрингеры со шпангоутами *16* соединяются при помощи уголков *15*.

На рис. 6.7, *в* приведена конструкция центральной части фюзеляжа тяжелого дальнего транспортного самолета Ан-124 балочно-стрингерной КСС. Внутри находится грузовой отсек размерами 36,5×4,4×6,4 м. Конструкция этого наиболее нагруженного отсека с проемом *48* для заднего грузового люка, грузовым полом *47*, усиленными шпангоутами, балками и стрингерами показана на этом же рисунке. Здесь шпангоуты *22*, *43* и *40* с узлами в верхней части служат для крепления стабилизатора (см. также рис. 2.64, *д*); шпангоуты *43*, *40*, *39*, *38*, *37* и *35* с мощными кронштейнами в нижней части служат для установки стоек основных опор самолета (по пяти с каждой стороны); шпангоут *33* ограничивает грузовой отсек — за ним задний грузовой люк (на виде *В* показаны узлы крепления люка и его герметизация).

На рис. 6.7, *в* кроме того приведены: *23* — подцентропланная балка; *24* — надстройка центроплана; *25* — гермошпангоут; *26* — ступенька; проемы эксплуатационных *27*, аварийных выходных *28*, *29*, *32* и входного *30* люков; *31* — лючок; *34* — кронштейн крепления раскоса стойки основной опоры; *36* — продольная балка; *41* — продольная балка каркаса грузового пола; *42* — подкос; *44* — балка отсека основной опоры шасси; *45* — надстройка заднего порога; *46* — заглушки для герметизации грузового отсека.

Хвостовая часть балочно-стрингерного фюзеляжа легкого маневренного самолета показана на рис. 6.8. Конструкция — замкнутая оболочка (обшивка), подкреплен-

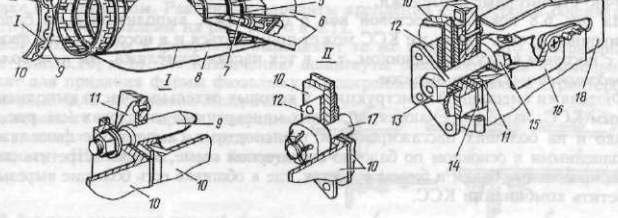


Рис. 6.8. Конструкция стыкового соединения хвостовой и носовой частей фюзеляжа

ная стрингерами и шпангоутами, некоторые из которых — *1*, *4*, *5*, воспринимающие нагрузки от ЦПГО и киля, — усилены и выполнены из стали 30ХГСА. На силовых шпангоутах *4* и *5* расположены узлы с подшипниками вала *7* ЦПГО, а на шпангоутах *1* и *5* — узлы крепления лонжеронов и вертикальной балки *2* киля. Шпангоуты *10* — усиленные стыковые, выполнены из прессованного профиля. Материал этих и остальных шпангоутов Д16. Сечение шпангоутов Z-образное. Стрингеры – уголкового сечения из того же материала. Внутри фюзеляжа установлен двигатель, а за ним к хвосту — форсажная камера. Под килем находится отсек тормозного парашюта *3*, снизу под хвостовой частью фюзеляжа — аэродинамический гребень *8*. Фюзеляж заканчивается хвостовым коком *6*.

Стык носовой и хвостовой частей фюзеляжа по шпангоутам *10* фланцевого типа показан на рис. 6.8. Стыковые узлы трех типов (виды *I*, *II*, *III*, рис. 6.8). На виде *I* показаны три направляющих штыря *9* в месте стыка для нивелировки хвостовой части фюзеляжа относительно носовой. Стыковочные стальные болты *17* (вид *II*) и *13* (вид *III*) из стали 30ХГСА соединяют по периметру стыковые шпангоуты *10*. Гайки болтов *15* контрятся скобами на крышках лючков *16*, закрывающих гнезда под болты.

На рис. 6.8: *11* — втулка; *12* — вкладыш; *14* — шайба; *18* — коробочки-гнезда стыковых узлов.

Балочно-обшивочные фюзеляжи состоят из обшивки, подкрепленной набором нормальных и усиленных шпангоутов. Обшивка воспринимает все виды нагрузок: $Q_в$, $Q_г$, M_z, M_y и $M_к$ и работает как на нормальные, так и на касательные напряжения. Чтобы обшивка не теряла устойчивости, увеличивают ее толщину, что приводит к увеличению массы обшивки и всего фюзеляжа. Снизить массу фюзеляжу и повысить одновременно его жесткость можно, применив многослойную обшивку с заполнителем. Балочно-обшивочные фюзеляжи с работающей на все виды нагрузок толстой обшивкой обладают высокой боевой живучестью. Такая КСС применялась в конструкции хвостовой части фюзеляжа штурмовика Ил-2, где обшивка выклеивалась из многих слоев тонкого фанерного шпона. Однако сейчас фюзеляжи такой КСС в чистом виде не встречаются. Они уступают балочно-стрингерным фюзеляжам в самом главном — по массе, так как большое число вырезов в фюзеляжах современных самолетов, необходимых для облегчения их технической эксплуатации и закрытых быстросъемными несиловыми лючками или силовыми люками (крышками), требует больших дополнительных затрат массы на подкрепление мест выреза. Эта задача решается при меньших дополнительных затратах массы в фюзеляжах, где в КСС уже входят продольные и поперечные силовые элементы: стрингеры (усиленные стрингеры) и шпангоуты (усиленные шпангоуты) и где эти же силовые элементы используются для передачи на обшивку фюзеляжа сосредоточенных поперечных и осевых сил от прикрепленных к фюзеляжу агрегатов. Наиболее рациональными в этом плане КСС фюзеляжей и являются балочно-стрингерные фюзеляжи.

На рис. 6.8 показан хвостовой кок *6* фюзеляжа, выполненный по балочно-обшивочной схеме. Такая же КСС может применяться и в носовой части фюзеляжей с носовым воздухозаборником, т.е. в тех частях фюзеляжа, *где нет больших сосредоточенных сил и вырезов*.

Фюзеляжи смешанной конструкции, у которых отдельные части выполнены по разным КСС, чаще встречаются на легких маневренных самолетах (см. рис. 6.8), однако и на больших пассажирских и транспортных самолетах с фюзеляжами, выполненными в основном по балочно-стрингерной схеме, можно встретить лонжероны, продольные балки и бимсы в местах, где в обшивке есть большие вырезы, т.е. встретить комбинации КСС.

§ 6.5. НАЗНАЧЕНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ ОСНОВНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ФЮЗЕЛЯЖА

Рассмотренные выше вопросы нагружения и работы под нагрузкой балочных фюзеляжей позволяют сделать вывод, что назначение основных элементов их силовой схемы подобно назначению соответствующих элементов крыльев, так как балочные фюзеляжи, как и крылья, от основных внешних нагрузок работают одинаково.

6.5.1. Обшивка в фюзеляже выполняет те же функции, что и в крыле. Она придает форму фюзеляжу, защищает экипаж, пассажиров, оборудование и грузы от набегающего потока воздуха. Обшивка работает совместно с подкрепляющими ее стрингерами на растяжение — сжатие (на нормальные напряжения) от действия изгибающих моментов и на сдвиг (на касательные напряжения) от действия поперечных сил и крутящего момента. Особенности в работе обшивки в фюзеляже обусловлены тем, что герметизированные его отсеки (кабины) нагружаются значительным избыточным давлением Δp.

Обшивку можно выполнять из листового материала, панелей с продольным набором, панелей с сотовым (или другим) заполнителем или монолитной. Особое внимание уделяется стыкам обшивки (рис. 6.9), где возможны противоречия требований аэродинамики (получение гладкой обшивки) требованиям обеспечения высокого ресурса, минимальной массы и т.д. Это может иметь место для большеразмерных самолетов с кабинами, нагруженными большим избыточным давлением. Как показали исследования [24], наиболее рациональным типом стыка как продольного, так и поперечного для фюзеляжей таких самолетов оказался стык внахлестку на элементах силового набора (см. рис. 6.9, *г*, *д*). Это объясняется тем, что соединение внахлестку, имеющее три или четыре ряда заклепок с центральным расположением стрингера и "мягким", свисающим со стрингера в обе стороны началом стыка в виде нахлеста из двух листов, выполняется без стыкующих накладок. Соединение технологично в изготовлении, доступно для контроля, более выносливо и обеспечивает высокий ресурс. Однако для легких самолетов рациональными могут оказаться стыки обшивки, показанные на рис. 6.9, *а* — встык на элементах силового набора, рис. 6.9, *б* — внахлестку с подсечкой и рис. 6.9, *в* — внахлестку без подсечки.

6.5.2. Стрингеры и лонжероны (усиленные стрингеры) изготавливаются из прессованных или гнутых профилей (см. рис. 2.38). Наиболее часто применяются стрингеры уголкового, Z-образного и Т-образного профилей. Для повышения сопротивления усталости в районах с большими знакопеременными нагрузками, например, в районе акустических нагрузок, ставят стрингеры П-образного профиля с двойными полками для повышения жесткости заделки и улучшения условий работы обшивки. На участках больших вырезов устанавливают усиленные стрингеры, воспринимающие большие осевые силы от изгиба фюзеляжа. Крепят стрингеры к обшивке и шпангоутам. Различные варианты креплений стрингеров к обшивке и шпангоутам представлены на рис. 6.7, *б* и 6.12.

6.5.3. Шпангоуты в фюзеляже выполняют те же функции, что и нервюры в крыле (рис. 6.10, *а*, *б*). По назначению шпангоуты разделяются на *нормальные* (служат для придания формы фюзеляжу и подкрепления обшивки и стрингеров) и *усиленные* (для восприятия поперечных сосредоточенных сил от крыла, оперения, шасси, двигателей и грузов и передачи их на обшивку). Шпангоуты, имея высокую

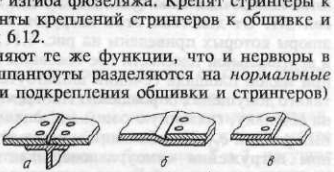


Рис. 6.9. Варианты соединений листовой обшивки

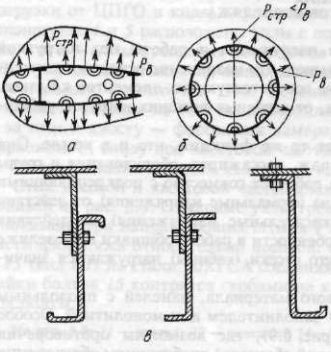


Рис. 6.10. Формы сечений и нагружение нервюры и шпангоутов

жесткость в своей плоскости, хорошо работают на поперечный изгиб в своей плоскости, опираясь на обшивку. Типичные сечения шпангоутов приведены на рис. 6.10, *в*. Наличие двух поясов и стенки в сечениях шпангоутов обеспечивает их работу на изгиб и сдвиг, а также повышает сопротивление усталости при акустических нагрузках. Для повышения живучести шпангоуты часто делают составными из нескольких частей.

Усиленные шпангоуты выполняют часто в виде рам (рис. 6.11, *а*, *в*, *ж*) или рам с глухой стенкой (рис. 6.11, *б*, *д*) – отсюда и название рамный или стеночный шпангоут. Они отличаются от нормальных шпангоутов мощностью поясов и толщиной стенок. Изготавливаются с помощью горячей штамповки (шпангоуты монолитной рамной конструкции) или из отдельных заготовок (шпангоуты сборно-клепаной рамной и стеночной конструкций).

На рис. 6.11, *б*, *д* показаны конструкция и схема работы стеночных шпангоутов. Они состоят из стенки *11*, подкрепленной уголками *8* для повышения ее критических напряжений при работе на сдвиг, и пояса по периметру, выполненного либо в виде отбортовки стенки, либо в виде специального профиля. Такие шпангоуты практически не работают на изгиб. От силы Q, приложенной к стойке (см. рис. 6.11, *д*) или к стойкам (уголкам) *10* (см. рис. 6.11, *б*), связанным заклепками или болтами со стенкой шпангоута, стенка работает на сдвиг, уравновешиваясь на обшивке потоками касательных усилий q_Q. Несмотря на простоту конструкции и меньшую массу, такие шпангоуты ставят обычно или в хвостовой части фюзеляжа для организации узлов *9* крепления лонжеронов киля (см. сечение *В–В* на рис. 6.11, *б*), или на границе больших вырезов (см. § 6.7). Это объясняется тем, что загромождение фюзеляжа глухими поперечными стенками затрудняет использование его внутренних объемов. Отсюда широкое использование рамных шпангоутов, хотя встречаются и компромиссные решения (см. рис. 6.11, *г*, *е*).

На рис. 6.11, *а* показан рамный силовой шпангоут с моментными узлами крепления лонжеронов крыла. По лонжеронам на проушины этих узлов *3* передаются поперечная сила Q и изгибающий момент M крыла, последний — в виде пары сил SH. От действия этих нагрузок в сечениях шпангоутов возникают Q и M, эпюры которых приведены на рис. 6.11, *а* (эпюры построены при допущении, что в вертикальной плоскости обе боковины шпангоута соединены шарнирными узлами; при малой площади сечений шпангоута в верхней и нижней его частях принятие такого допущения оправдано). Поперечная сила передается боковинами шпангоута на обшивку, связанную с ним заклепками, и уравновешивается потоком касательных усилий q_Q. Изгибающий момент от обеих консолей крыла при их симметричном нагружении самоуравновешивается на шпангоуте. При несимметричном нагружении консолей крыла шпангоут нагружается крутящим моментом, который так же, как и Q, через заклепки передается шпангоутом на обшивку, где и уравновешивается потоком касательных усилий $q_{M_к}$. Обшивка, нагруженная потоками q_Q

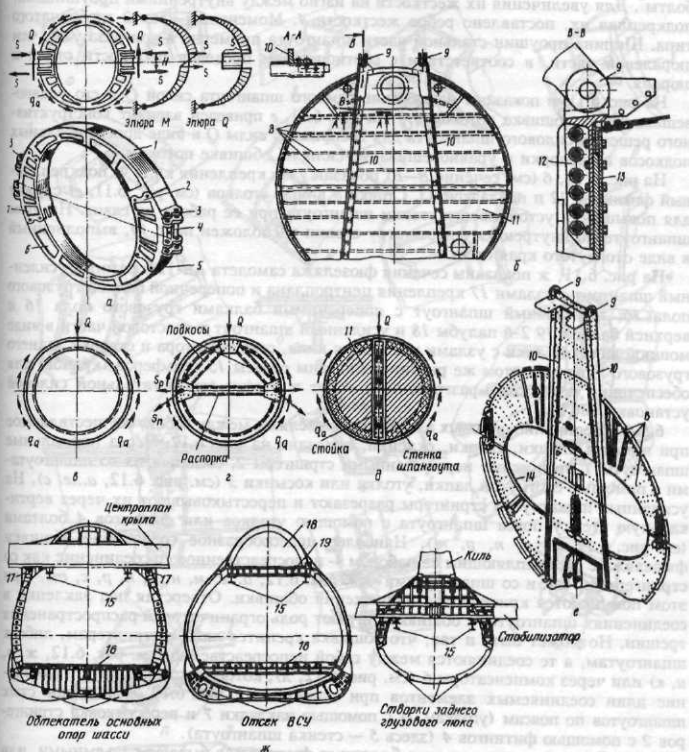


Рис. 6.11. Варианты конструкции усиленных шпангоутов (рамного и стеночного), их нагружение и уравновешивание

и $q_{M_к}$ от крыла, уравновешивается потоками касательных усилий от сил и моментов, передающихся на фюзеляж от других частей самолета и грузов.

Конструкция рамного шпангоута (см. рис. 6.11, *а*) состоит из четырех частей, соединенных между собой моментными узлами *2*. Верхняя *1* и нижняя *6* менее нагруженные части шпангоута выполнены из дюраля, а боковины *5* и *7*, несущие на себе моментные узлы *3* крепления крыла, — из стали. Здесь, как это видно из эпюр Q и M, находятся наиболее нагруженные части шпангоута. Проушины узла *3* двойные, расположены горизонтально с двумя отверстиями под вертикальные

болты*. Для увеличения их жесткости на изгиб между внутренними проушинами, подкрепляя их, поставлено ребро жесткости *4*. Моментный узел *2* гребенчатого типа. Ширина проушин стальной части шпангоута примерно в три раза у́же, чем дюралевой части, в соответствии с соотношением пределов прочности стали и дюраля.

На рис. 6.11, *в* показаны нагружение рамного шпангоута силой Q и его уравновешивание на обшивке потоком q_Q. На рис. 6.11, *г* приведен вариант конструктивного решения силового шпангоута для восприятия силы Q в виде дополнительных подкосов и распорки и уравновешивание силы на обшивке потоком q_Q**.

На рис. 6.11, *б* (см. сечение *В—В*) показан узел крепления киля *9*, подкрепленный фитингом *12* и накладкой *13*. Стойки *8* в виде уголков (см. рис. 6.11, *е*) служат для повышения устойчивости стенки шпангоута при ее работе на сдвиг. На этом шпангоуте по внутреннему периметру стенки расположен пояс *14*, выполненный в виде отогнутого края стенки.

На рис. 6.11, *ж* показаны сечения фюзеляжа самолета Ан-124: рамный усиленный шпангоут с узлами *17* крепления центроплана и поперечной балкой грузового пола *16*; нормальный шпангоут с поперечными балками грузового пола *16* и верхней балкой *19* 2-й палубы *18* и усиленный шпангоут в хвостовой части в виде мощной жесткой арки с узлами крепления киля, стабилизатора и створки заднего грузового люка. На этом же рисунке показаны рельсы *15* тельферов (кранов) для обеспечения погрузочно-разгрузочных работ и отсеки вспомогательной силовой установки (ВСУ).

6.5.4. Соединение силовых элементов фюзеляжа между собой, осуществляемое при помощи клепки, сварки, склейки, показано на рис. 6.12. Через нормальные шпангоуты *1* пропускают неразрезанными стрингеры *2*, соединяя их со шпангоутами с помощью отогнутой лапки, уголка или косынки *3* (см. рис. 6.12, *а...е*, *с*). На усиленных шпангоутах стрингеры разрезают и перестыковывают их через вертикальную стенку пояса шпангоута с помощью уголков или фитингов *4* болтами (см. рис. 6.12, *м*, *н*, *п*, *р*, *т*). Наиболее целесообразное соединение обшивки фюзеляжа с подкрепляющим ее набором — непосредственное ее соединение как со стрингерами, так и со шпангоутами (см. рис. 6.12, *а...е*, *м*, *н*, *о*, *п*, *р*, *с*, *т*). При этом повышаются критические напряжения обшивки. Отверстия под заклепки в соединениях шпангоутов с обшивкой играют роль ограничителей распространения трещин. Но может быть и так, что обшивка крепится либо к стрингерам, либо к шпангоутам, а те соединяются между собой непосредственно (см. рис. 6.12, *ж*, *з*, *и*, *к*) или через компенсаторы *6* (см. рис. 6.12, *л*), которые компенсируют изменение длин соединяемых элементов при нагреве. На рис. 6.12, *т* показан стык шпангоутов по поясам (уголкам *1*) с помощью накладки *7* и перестыковка стрингеров *2* с помощью фитингов *4* (здесь *5* — стенка шпангоута).

6.5.5. Стыковые соединения в балочных фюзеляжах бывают разъемными, или эксплуатационными (см. рис. 6.8), и неразъемными, или технологическими (см. рис. 6.7, *а*). Первые применяются, например, для обеспечения монтажа и демонтажа двигателей, если они размещаются в фюзеляже, и радиолокационной станции, вторые — для повышения технологичности производства. В балочно-лонжеронных конструкциях фюзеляжа разъемные соединения осуществляются при помощи шарнирных узлов, установленных на лонжеронах. Узлы могут быть типа

---

*См. также рис. 2.62.

**Читателю предлагается самостоятельно разобраться в этом примере.

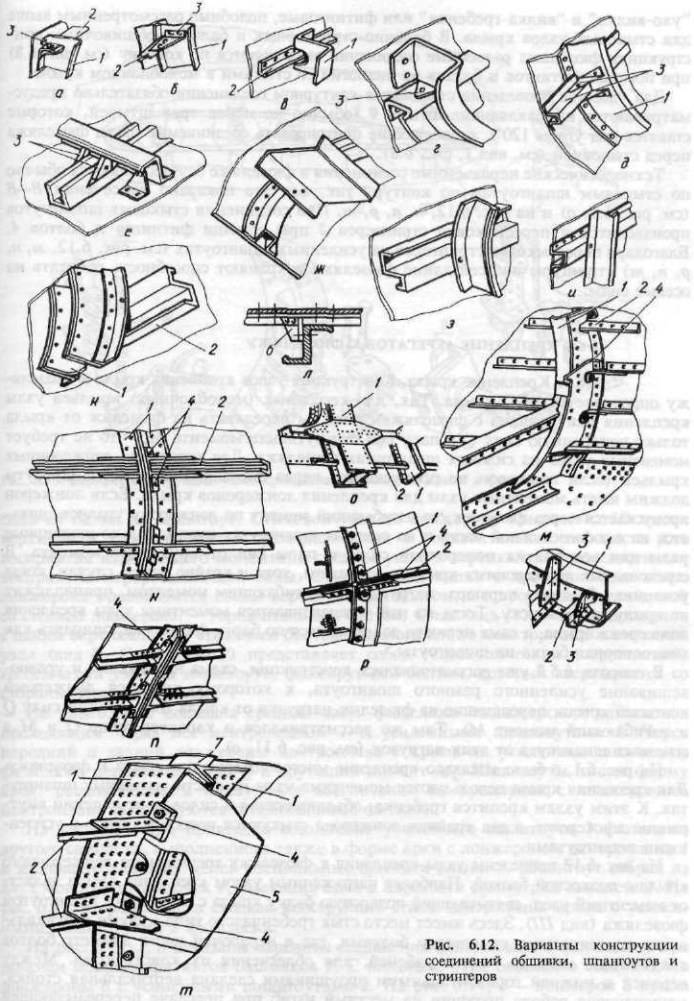


Рис. 6.12. Варианты конструкции соединений обшивки, шпангоутов и стрингеров

"ухо-вилка" и "вилка-гребенка" или фитинговые, подобные рассмотренным выше для стыковых узлов крыла. В балочно-стрингерных и балочно-обшивочных конструкциях фюзеляжа разъемные соединения выполняются по контуру (см. рис. 6.8) при помощи фитингов и болтов по аналогии со стыками в моноблочном крыле.

Для удобства проведения стыковки в контурном соединении обязательно предусматриваются направляющие штыри *9* (обычно не менее трех штырей, которые ставятся под углом 120°), позволяющие центрировать соединяемые части фюзеляжа перед стыковкой (см. вид *I*, рис. 6.8).

Технологические неразъемные соединения в фюзеляже осуществляются обычно по стыковым шпангоутам по контуру так, как это показано на сечении *В—В* (см. рис. 6.7, *а*) и на рис. 6.12, *н*, *п*, *р*, *т*. При соединении стыковых шпангоутов производится и перестыковка стрингеров *2* при помощи фитингов и болтов *4*. Благодаря перестыковке стрингеров на усиленных шпангоутах (см. рис. 6.12, *м*, *н*, *р*, *п*, *т*) стрингеры по всей длине фюзеляжа сохраняют способность работать на осевые силы.

§ 6.6. КРЕПЛЕНИЕ АГРЕГАТОВ К ФЮЗЕЛЯЖУ

6.6.1. Крепление крыла. Конструкция узлов крепления крыла к фюзеляжу определяется КСС крыла. Так, для кессонных (моноблочных) крыльев узлы крепления центроплана с фюзеляжем должны передавать на фюзеляж от крыла только поперечную силу Q и пару сил от крутящего момента $M_к$, что не требует моментных узлов на силовых шпангоутах фюзеляжа. Для крепления лонжеронных крыльев (если лонжерон не пропускается через фюзеляж) силовые шпангоуты должны иметь моментные узлы для крепления лонжеронов крыла. Если лонжерон пропускается через фюзеляж, то изгибающий момент по лонжерону уравновешивается на его фюзеляжной части и на силовых шпангоутах нужны только шарнирные узлы для восприятия поперечной силы и пары сил от крутящего момента. В стреловидных лонжеронных крыльях возможны, хотя и крайне редко, случаи, когда усиленная бортовая нервюра, нагруженная изгибающим моментом, принадлежит не крылу, а фюзеляжу. Тогда на ней устанавливаются моментные узлы крепления лонжерона крыла, а сама нервюра закрепляется по борту фюзеляжа, опираясь как многоопорная балка на шпангоуты.

В подразд. 6.5.3 уже рассматривались конструкции, схема нагружения и уравновешивание усиленного рамного шпангоута, к которому крепятся лонжероны консолей крыла, передающие на фюзеляж нагрузки от крыла (поперечную силу Q и изгибающий момент M). Там же рассматривался и характер эпюр Q и M в сечениях шпангоута от этих нагрузок (см. рис. 6.11, *а*).

На рис. 6.1, *б* было показано крепление многолонжеронного крыла к фюзеляжу. Для крепления крыла используются моментные узлы на шести усиленных шпангоутах. К этим узлам крепится гребенка, объединяющая в силовом отношении внутренние лонжероны, а два крайних лонжерона стыкуются непосредственно с усиленными шпангоутами.

На рис. 6.13 приведены узлы крепления к фюзеляжу треугольного лонжеронного крыла с подкосной балкой. Наиболее нагруженным узлом крепления крыла является моментный узел, связывающий подкосную балку крыла с усиленным шпангоутом фюзеляжа (вид *III*). Здесь имеет место стык гребенчатого типа с двумя вертикальными ступенчатыми стыковыми болтами, где в нерабочей части диаметр болтов значительно меньше, чем в рабочей, для облегчения их конструкции. Между верхней и нижней горизонтальными проушинами сделана вертикальная стойка, улучшающая работу проушин на местный изгиб при передаче перерезывающей

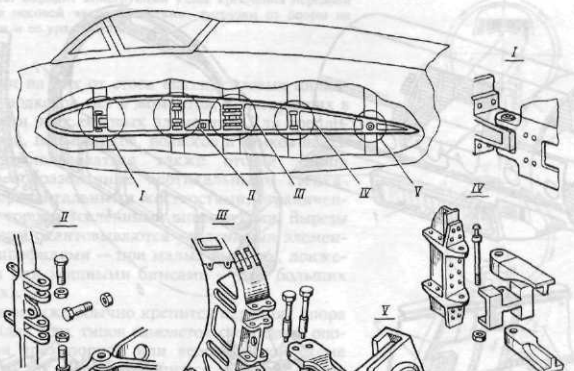


Рис. 6.13. Вариант конструкции узлов крепления треугольного крыла к фюзеляжу

силы от балки на шпангоут. Стыковой узел по лонжерону крыла (вид *II*) имеет верхнюю и нижнюю вилки, расположенные в горизонтальной плоскости для восприятия изгибающего момента, и среднее ушко в вертикальной плоскости для восприятия перерезывающей силы. Стык каждой вилки с проушиной на поясе лонжерона производится своим вертикальным болтом, а с проушиной, связанной со стенкой лонжерона, — горизонтальным болтом. Стык (вид *IV*) — вильчатого типа с одним вертикальным стыковым болтом. Аналогичен по конструкции и стыковой узел (вид *I*). Стык (вид *V*) представляет собой телескопический (переставной) гребенчатый узел на шпангоуте, фиксируемый болтом, который ввертывается со стороны нервюры крыла.

На рис. 6.14, *а* показана средняя часть фюзеляжа пассажирского самолета с проходящим через нее центропланом *1* и усиленными шпангоутами *2*. Через передний и задний лонжероны центроплана с крыла на усиленные шпангоуты фюзеляжа передаются сила Q и крутящий момент $M_к$. Шпангоуты имеют форму арок, расширяющихся книзу. Для обеспечения их крепления с лонжеронами центроплана используются штампованные фитинги.

На рис. 6.14, *б*, *в* приведено соединение усиленного шпангоута *2* фюзеляжа другого самолета, выполненного также в форме арки с лонжероном центроплана *1* и имеющего для этих целей специальные фитинги-клыки *5*. Шпангоут собран из двух мощных штамповок *4*, имеющих стык в плоскости симметрии самолета *3*. На рис. 6.14, *е* представлена сходная конструкция стыка центроплана крыла с усиленными шпангоутами *2* фюзеляжа.

На рис. 6.14, *г*, *д* показаны варианты соединения центроплана с фюзеляжем при помощи мощных фитингов-башмаков *7*. С помощью этих башмаков соединяются лонжероны *6* с усиленными шпангоутами *2*. На рис. 6.14, *д* — лонжерон *6* крыла ферменной конструкции.

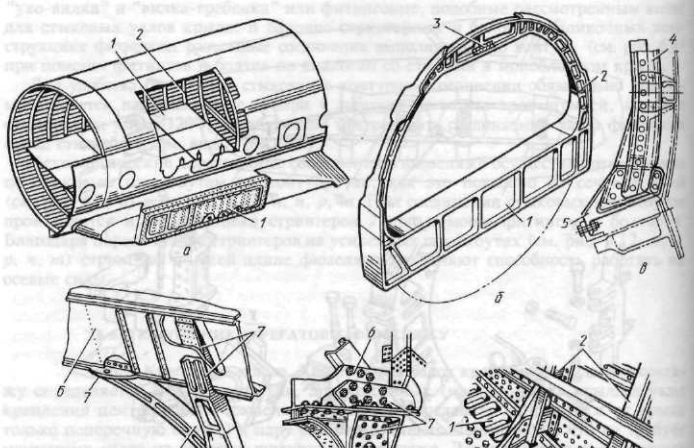


Рис. 6.14. Варианты конструкции стыковых соединений центроплана с фюзеляжем

6.6.2. Крепление двигателей к фюзеляжу может производится как внутри фюзеляжа, так и снаружи в носовой части и на пилонах над фюзеляжем и в хвостовой части фюзеляжа. Крепление двигателей внутри фюзеляжа производится непосредственно к элементам его силового набора. Чаще всего крепление двигателей осуществляется с помощью регулируемых по длине тяг (стержней) и штыревых узлов, передающих нагрузки от двигателей (силу тяги и вес, боковые силы, гироскопические моменты) на усиленные шпангоуты и продольные силовые балки фюзеляжа и далее через них — на обшивку фюзеляжа, где и происходит уравновешивание нагрузок от двигателей. Для монтажа двигателей могут использоваться также различные кронштейны, рельсы с роликами и др.

Конструкция узлов крепления двигателей и их работа от создаваемых двигателями нагрузок подробно будет рассмотрена в подразд. 9.5.3.

6.6.3. Крепление оперения к фюзеляжу не имеет принципиальных отличий от крепления крыла, так как силовые элементы фюзеляжа в узлах крепления должны воспринимать от оперения те же силовые факторы Q, M и $M_к$, что и от крыла, и затем уравновешивать их. Как и в узлах крепления крыла, конструкция узлов крепления оперения во многом определяется типом и расположением оперения, его КСС, компоновкой и силовой схемой фюзеляжа.

Выше, в гл. 5, были рассмотрены различные конструктивные решения узлов крепления оперения (см. рис. 5.6...5.10).

6.6.4. Крепление шасси в фюзеляже осуществляется, как правило, к усиленным шпангоутам и (или) к продольным вертикальным балкам (усиленным стенкам) для

Рис. 6.15. Вариант конструкции узлов крепления передней опоры в носовой части фюзеляжа, нагрузки от опоры на фюзеляж и ее уравновешивание

передачи на них от стоек шасси, силовых цилиндров и подкосов сил и моментов, действующих в плоскости этих силовых элементов. Для крепления стоек, подъемников, подкосов и замков шасси могут использоваться также отсеки (ниши шасси), образованные вертикальными стенками и горизонтальными жесткостями, ограниченные по торцам усиленными шпангоутами. Вырезы под опоры окантовываются усиленными элементами (профилями — при малых вырезах, лонжеронами или мощными бимсами — при больших вырезах).

В фюзеляже обычно крепится передняя опора шасси (для всех типов самолетов с передней опорой при трехопорной или велосипедной схеме шасси), а также могут крепиться и стойки основных опор шасси (чаще у самолетов с высоким расположением крыла).

На рис. 6.15, *а* показана ниша передней опоры шасси, ограниченная двумя продольными (вертикальными) балками *1*, связанными по торцам с усиленными шпангоутами и сверху с горизонтальной жесткостью *2*. Ниша предназначена для уборки в нее передней стойки шасси в полете. Продольные вертикальные балки *1* (см. рис. 6.15, *г*) состоят из верхнего и нижнего прессованных поясов *3*, стенки *4*, вертикальных стоек *9*, диагональных *6* и вертикальных *5* профилей. Последними балка крепится к шпангоутам. На продольных балках размещены узлы крепления стойки *8* и подкоса *7* передней стойки шасси. Узлы состоят из отштампованного корпуса с запрессованным в него подшипником. На рис. 6.15, *а*, *б* и *в* показано нагружение передней стойки шасси силами P_x, P_y, P_z и их уравновешивание в узлах крепления стойки и подкоса и далее на силовых элементах ниши (на вертикальных стенках и горизонтальной жесткости), на силовых шпангоутах и окончательно на обшивке фюзеляжа потоками касательных и осевых сил q_y, q_z, q_x, $q_{M_к}$.

На рис. 6.16 показаны расположение четырехопорного шасси на самолете (*а*), отсеки стоек шасси и узлы их крепления (*б*, *в*). На рис. 6.16, *б* показано очертание отсека (ниши) передней стойки шасси, по торцам опирающегося на усиленные шпангоуты *1* и имеющего две боковые (вертикальные) стенки-балки, усиленные плитами в задней части, и верхнюю балку, опирающуюся на эти стенки. В поперечных плоскостях отсек подкреплен арочными рамами. Отсек герметизирован со стороны кабины экипажа и представляет собой жесткую конструкцию. На плитах боковых стенок имеются мощные вертикальные ребра с гнездами цапф *2* крепления траверсы передней стойки. В плоскости цапф образована мощная рама с включени-

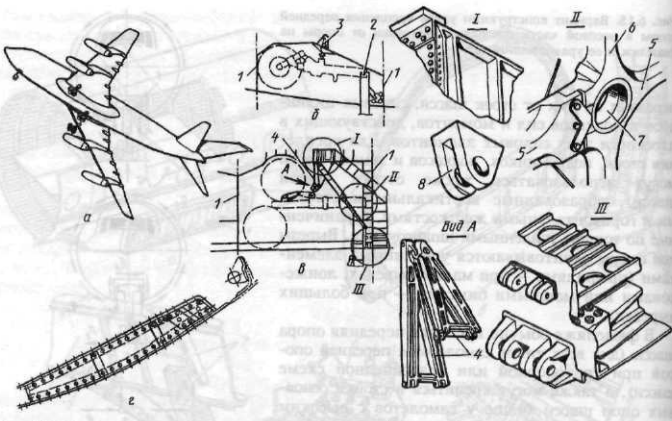


Рис. 6.16. Вариант конструкции узлов крепления основной опоры в фюзеляже

ем верхней горизонтальной штампованной балки. Эта рама и воспринимает нагрузку от передней стойки, передавая ее на стенки и балки отсека, на усиленные торцевые шпангоуты и, в конечном счете, на обшивку. В убранном положении передняя стойка удерживается замком *3* на верхней балке отсека, на которую и передается нагрузка от стойки, в выпущенном положении — замком на стенке заднего усиленного шпангоута *1*, ограничивающего нишу стойки сзади. (Конструкцию стойки см. на рис. 7.10, а ее описание — в подразд. 7.5.3.) Снизу отсек передней стойки ограничен створками шасси.

На рис. 6.16, *в* показаны очертания отсека средней опоры шасси и узлы крепления стойки этой опоры. Отсек образован двумя боковыми продольными балками и верхним гермоднищем, подкрепленным со стороны кабины поперечными балками пола. В месте стыка продольных балок с усиленным шпангоутом *1* в задней части отсека установлены вертикальные монолитные балки *6* с гнездами *7* крепления цапф траверсы стойки (вид *II*). Эти гнезда подкреплены горизонтальными жесткостями *5*. На верхнем гермоднище отсека размещена балка с проушинами *8* (вид *I*), к которым крепится цилиндр подъема стойки шасси, и ферма крепления замка убранного положения стойки *4*. На задней стенке отсека — кронштейны, к которым крепится замок выпущенного положения стойки (вид *III*). Окантовкой выреза для ниши средней опоры служат мощные пояса продольных балок (бимсы), а по торцам — усиленные шпангоуты *1*. Вырез под стойку шасси закрывается створками (см. рис. 6.16, *г*).

§ 6.7. КОНСТРУКТИВНОЕ ОФОРМЛЕНИЕ ВЫРЕЗОВ В ФЮЗЕЛЯЖЕ

Удовлетворение требований эксплуатационной технологичности самолета (с учетом ремонтопригодности) приводит к тому, что в фюзеляже делается большое число различных вырезов, обеспечивающих доступ к агрегатам самолета и двигателя, расположенным в фюзеляже, для контроля их состояния, технического обслуживания и ремонта, а также для подхода к заправочным горловинам. Вырезы в

фюзеляже делают также для размещения стоек шасси, грузовых отсеков, фонаря экипажа, входных дверей и люков, остекления кабин и т.д.

Конструктивное оформление таких вырезов зависит от КСС фюзеляжа, размеров вырезов, от того, перерезаются или нет при этом силовые элементы фюзеляжа и можно ли по условиям эксплуатации закрывать вырезы силовыми крышками.

Так, например, в ферменных фюзеляжах вырезы, не нарушающие целостности фермы, не требуют силового подкрепления, а при нарушении целостности силовых элементов фермы (кроме поясов фермы) ослабление конструкции компенсируется установкой дополнительных элементов, обеспечивающих ее прочность и жесткость в районе выреза. Разрезать пояса фермы недопустимо.

В балочных фюзеляжах в зависимости от указанных выше факторов вырезы конструктивно оформляются следующим образом:

малые вырезы под небольшие смотровые лючки, заправочные горловины и т.п., если при этом не нарушается целостность элементов силового набора, окантовываются (так же, как и в крыле) дополнительными жесткостями в виде рам. Закрываются такие вырезы легкосъемными крышками на замках типа задвижек;

небольшие вырезы под люки для технического обслуживания агрегатов, расположенных в фюзеляже, нарушающие целостность его силовых элементов, закрываются силовыми крышками, включаемыми в общую силовую схему фюзеляжа. Крепление таких крышек винтами по всему контуру к элементам силового набора фюзеляжа обеспечивает их совместную с обшивкой работу на сдвиг при восприятии крутящего момента и на растяжение (сжатие) при восприятии изгибающего момента;

большие вырезы, например под фонарь экипажа, входные двери, отсеки под стойки шасси, грузовые отсеки и т.п., которые по условиям эксплуатации не могут закрываться силовыми крышками, работающими в общей КСС фюзеляжа, ограничиваются по торцам силовыми стеночными шпангоутами *1* (рис. 6.17, *а*), а по краям — лонжеронами (усиленными стрингерами) или бимсами *2*.

На рис. 6.17, *а* приведена схема конструктивного оформления большого выреза под

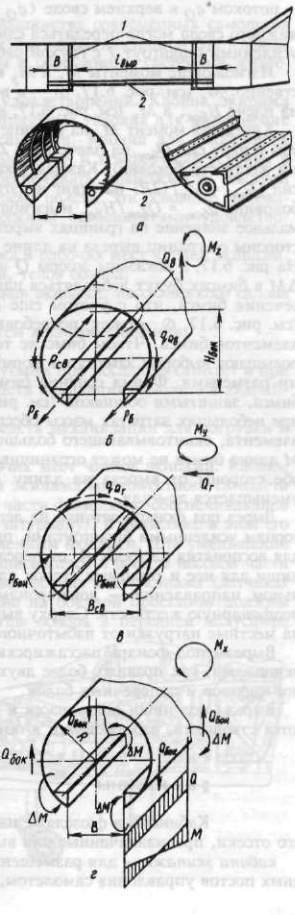


Рис. 6.17. Конструктивное оформление большого выреза в фюзеляже. Схема работы фюзеляжа в районе большого выреза при передаче сил $Q_в$, $Q_г$ и моментов M_z, M_y и M_x

грузовой отсек. Со стороны хвостовой части фюзеляжа к месту выреза в общем случае подходят перерезывающие силы $Q_в$ и $Q_г$, изгибающие моменты M_z и M_y и крутящий момент $M_к$. Можно принять, в первом приближении, что силы $Q_в$ и $Q_г$ воспринимаются и уравновешиваются соответственно: $Q_в$ (см. рис. 6.17, *б*) — потоками касательных усилий в боковинах $q_{Q_в} = Q_в/2(H_{бок})$, а $Q_г$ (см. рис. 6.17, *в*) — потоком* q_Q в верхнем своде ($q_{Q_г} \approx Q_г/B_{св}$). Чтобы на границе выреза $1/2\ Q_г$ с нижнего свода могла передаться сдвигом на целый верхний свод, как раз и нужен усиленный шпангоут *1* с глухой работающей на сдвиг стенкой.

Изгибающие моменты M_z и M_y воспринимаются и уравновешиваются соответственно: M_z (см. рис. 6.17, *б*) — в верхнем своде и на бимсах парой сил $P_{св}$ и $2P_б$ на плече $H_{бок}$, а M_y (см. рис. 6.17, *в*) — на боковинах парой сил $P_{бок}$ на плече $B_{св}$.

Крутящий момент $M_к$ на границе выреза трансформируется усиленным шпангоутом в пару сил $Q_{бок}$ на плече $B_1 \approx 2R$ (более точно B_1 — расстояние между центрами жесткости боковин). Каждая боковина как двухпоясная балка будет работать от сил $Q_{бок} \approx M_к/(2R)$ на сдвиг и изгиб. При этом от сил $Q_{бок}$ будут действовать в боковине $q_{бок} \approx Q_{бок}/H_{бок}$ и изгибающий момент ΔM [17, 21], имеющий максимальное значение на границах выреза $\Delta M_{max} = 1/2\ (Q_{бок}l_{выр})$ и затухающий в обе стороны от границ выреза на длине B (см. рис. 6.17, *а*), равной ширине выреза B. На рис. 6.17, *г* показаны эпюры Q и M. От дополнительного изгибающего момента ΔM в бимсах будут добавляться напряжения $\sigma_б = \Delta M/(H_{бок}f_б)$, где $f_б$ — площадь сечения бимса, что с учетом еще и напряжений от сил $P_б$ при восприятии M_z (см. рис. 6.17, *б*) может потребовать большой площади поперечного сечения элементов бимса. Чтобы бимс не терял устойчивости при сжатии, его жесткость повышают выбором замкнутой формы поперечного сечения с большими поперечными размерами. Форма сечения бимса, образованная тремя профилями по углам бимса, зашитыми обшивкой (см. рис. 6.17, *а*), является достаточно типовой. Она при небольших затратах массы обеспечивает необходимую жесткость этого важного элемента, окантовывающего большой вырез. В соответствии с характером эпюры M длина бимса не может ограничиваться размерами выреза, бимс продолжается в обе стороны от выреза на длину B (см. рис. 6.17, *а*), на котором значение M уменьшается до нуля.

Вырез под фонарь летчика на легких маневренных самолетах ограничивается по торцам усиленными шпангоутами, причем оба они (или один из них) используются для восприятия нагрузок R_y от передней стойки и для образования торцевых стенок ниши для нее и торцевых стенок для образования самой гермокабины, а в продольном направлении — лонжеронами (усиленными стрингерами), образующими подфонарную жесткость. Сверху вырез закрывается фонарем, работающим только на местные нагрузки от избыточного давления Δp и от аэродинамических сил.

Вырезы под фонарь пассажирских, транспортных и других типов самолетов с экипажами, как правило, более двух человек окантовываются жесткими рамами из лонжеронов и поперечных балок.

Вырезы под ниши стоек шасси и грузовые люки, рассмотренные выше, закрываются створками, работающими в основном на местные аэродинамические нагрузки.

§ 6.8. КАБИНЫ

Кабинами в фюзеляже называются отдельные специально оборудованные его отсеки, предназначенные для выполнения определенных функций:

кабина экипажа — для размещения членов экипажа (их рабочих мест), командных постов управления самолетом, рычагов управления двигателями, рукояток и

кранов управления различными агрегатами и системами самолета, а также средств контроля за их работой;

пассажирская кабина — для размещения пассажиров (пассажирских кресел) и необходимых бытовых помещений (буфетов, гардеробов, туалетов), а также помещений для багажа;

грузовая кабина — для размещения перевозимых грузов, средств их погрузки и выгрузки, швартовки и т.д.

Отсеки фюзеляжа для таких кабин для большинства современных самолетов герметизированы и нагружены дополнительно избыточным давлением Δp. Кабины экипажа и пассажирские теплозвукоизолированы и оборудованы системами жизнеобеспечения.

6.8.1. Требования к кабинам и пути их удовлетворения. Кабина экипажа должна обеспечивать экипажу наиболее благоприятные условия для выполнения задач полета в соответствии с назначением самолета. Кабина для пассажиров должна обеспечивать пассажирам удобное размещение и комфортные условия в течение полета. Грузовая кабина должна обеспечивать возможность быстрой погрузки и выгрузки грузов и их фиксацию во время полета. Эти основные требования к кабинам в соответствии с их специфическими особенностями удовлетворяются:

выбором места расположения кабины экипажа и рабочих мест членов экипажа, размеров кабин и форм их поперечных сечений, углов обзора;

рациональной компоновкой рабочих мест членов экипажа, пассажирского салона и грузового отсека;

использованием герметических кабин и систем жизнеобеспечения;

использованием теплозвукоизоляции кабин;

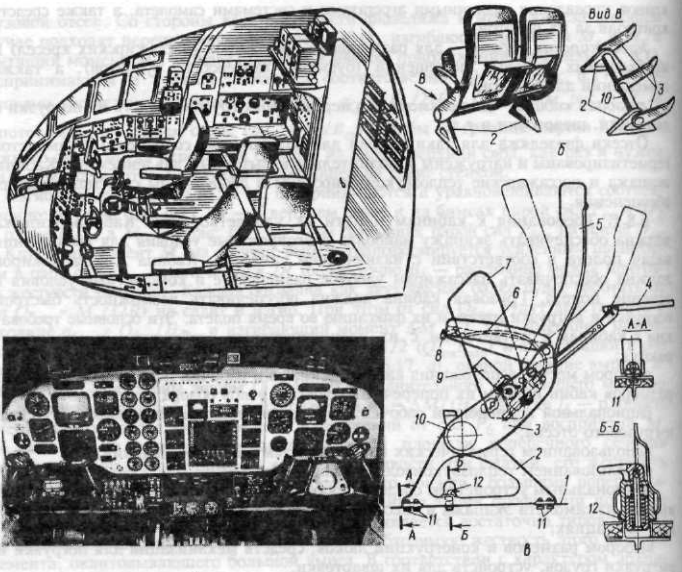
рациональным устройством средств, используемых при посадке в самолет и при выходе из самолета экипажа и пассажиров, средств покидания самолета в аварийных ситуациях;

выбором размеров и конструкции люков, средств механизации для погрузки и выгрузки грузов, устройств для их швартовки.

6.8.2. Расположение кабины экипажа и рабочих мест членов экипажа. Кабины летчика одноместного самолета (рис. 6.18, *а*) и экипажа многоместного самолета (рис. 6.18, *б*) располагаются в носовой верхней части фюзеляжа, обеспечивающей наилучшие условия обзора летчику (летчикам и штурману). В фюзеляже в этой его части делается надстройка, закрываемая остекленным фонарем. Для уменьшения лобового сопротивления эта надстройка плавно вписывается в обводы носовой части фюзеляжа. Формы остекления фонаря, положение рабочих мест экипажа (летчика) и очертания носовой части фюзеляжа (особенно на боковой проекции) должны обеспечивать экипажу как можно большие углы обзора в передней полусфере



Рис. 6.18. Конструкция носовой части фюзеляжа



а

Рис. 6.19. Интерьер кабины экипажа и конструкция сидений

(см. рис. 6.18, *а*). Для посадки в кабину может использоваться скоба *1* или приставная лестница.

6.8.3. Размеры кабин и формы их поперечных сечений. На основе практики проектирования самолетов различного назначения в зависимости от числа членов экипажа и их функциональных обязанностей, оборудования в кабине и т.д. выработаны рекомендации по рациональным для каждого типа самолетов размерам кабин, размещению в них членов экипажа и оборудования [27]. На рис. 6.18, *в* показано размещение в кабине рабочего места летчика, а на рис. 6.19 — размещение экипажа в кабинах современных пассажирских самолетов. В работе [27] приводятся рекомендации и по размерам пассажирских салонов. Габаритные размеры фюзеляжа пассажирского самолета должны удовлетворять требованию иметь объем на каждого пассажира в салоне не менее 0,9...1,2 м^3, а для пассажирских салонов с уровнем комфортности первого класса — 1,8...2,0 м^3. Должны учитываться также размеры бытовых помещений для буфетов, туалетов и гардероба.

Имеется ряд зависимостей, которые позволяют определять рациональные (с точки зрения стоимости пассажиро-километра) размера фюзеляжа в зависимости от числа пассажиров $n_{пас}$ и расчетной дальности полета $L_р$. Например, расчеты показывают, что для $n_{пас}$ = 300 при $L_р$ = 2000...4000 км оказываются выгодными однопалубные фюзеляжи круглого сечения, имеющие 7...8 мест в ряду с двумя

проходами ($d_ф$ = 5,0...5,5 м), а при $L_р$ = 8000 км выгодным становится размещение шести мест в ряду с одним проходом [27]. При полетах на бо́льшую дальность на критерии стоимости пассажиро-километра начинают сильнее сказываться аэродинамические характеристики, чем весовые. Этим и объясняются полученные выше результаты.

Однопалубные фюзеляжи имеют меньшее аэродинамическое сопротивление, но они длиннее и тяжелее двухпалубных фюзеляжей равной вместимости. Последние могут иметь круглое сечение или сечение, близкое к кругу, сечение напоминающее восьмерку.

Формы поперечных сечений кабины экипажа определяются компоновкой и размерами носовой части фюзеляжа. Так, на рис. 6.22 показана конфигурация кабины летчика, когда сложная форма ее сечений определяется размещением кабины между каналами воздухозаборников двигателя. Однако кабины экипажа герметические и нагружены избыточным давлением. Поэтому с точки зрения восприятия нагрузок от избыточного давления и технологии изготовления лучше, когда обводы кабины имеют круглое сечение и совпадают с обводами фюзеляжа, имеющими также круглое или близкое к кругу сечение.

6.8.4. Компоновка рабочих мест членов экипажа. О рациональности компоновки рабочих мест в кабине экипажа можно судить по нагрузке на членов экипажа при выполнении задач полета. Нагрузки физическая и, что не менее важно при управлении полетом, эмоциональная во многом зависят от условий работы, начиная от наличия удобного для работы (и отдыха) кресла и кончая удобством использования (расположения) всего того оборудования в кабине, которое необходимо на каждом из этапов полета.

На одноместном самолете, подобном приведенному на рис. 6.18, *в*, летчик достаточно удобно размещается на парашюте, уложенном на регулируемую по высоте чашку катапультируемого кресла*. При этом у летчика хороший обзор передней полусферы, и он может, используя необходимое оборудование в кабине, выполнять задачи, определяемые назначением самолета. Система фиксации в кресле летчика позволяет ему наклоняться вперед и со своего сиденья доставать свободно все рычаги, краны и другие средства управления самолетом и двигателями, которые размещены в кабине наиболее удобным для их использования образом (по группам, с учетом частоты использования, с различиями по внешней форме, цвету и т.д.). Со своего рабочего места летчик хорошо видит приборы и различные средства сигнализации, необходимые для контроля работы двигателя и систем самолета. Приборы по назначению также распределены на группы и устанавливаются на приборной доске и на правом и левом пультах определенным образом (в центре — пилотажно-навигационные приборы, правее — приборы контроля работы двигателей, снизу — приборы энергосистем и т.д.).

На многоместных самолетах с экипажем два человека и более при компоновке их рабочих мест и оборудования в кабине также выдерживаются описанные выше принципы. На рис. 6.19 показаны удобные для работы и отдыха мягкие кресла членов экипажа. Кресла регулируются по высоте, могут перемещаться по направляющим рельсам вдоль кабины, спинка — отклоняемая от вертикали. Кресла штурмана и бортинженера могут вращаться относительно вертикальной оси и при необходимости складываться. На таких самолетах, как правило, два летчика. Поэтому у каждого из них свои посты управления самолетом (штурвал и педали), между ними — колонка с рычагами управления двигателями, на приборной доске и пультах

*Парашют на некоторых типах самолетов может размещаться и за спиной у летчика.

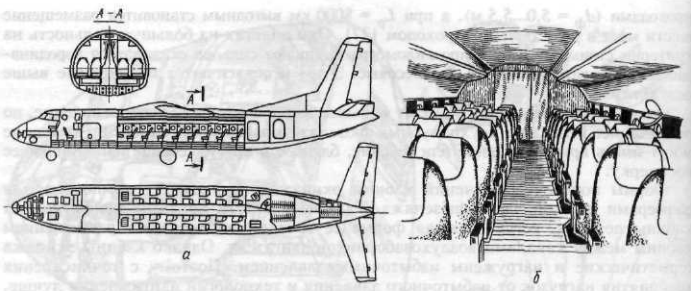


Рис. 6.20. Компоновка фюзеляжа пассажирского самолета и интерьер пассажирского салона

перед ними многочисленные приборы, средства управления и сигнализации. В соответствии со спецификой работы штурмана и бортинженера — перед каждым из них свои средства управления и контроля.

Однако число средств управления и контроля в кабине к настоящему времени возросло настолько (это, кстати, хорошо видно и из рис. 6.19, *а*), что внимания, особенно у летчика одноместного самолета, уже не хватает на одновременное выполнение задач, связанных с назначением самолета, управлением самолетом и контролем за работой его систем и двигателей. Выход из сложившейся ситуации заключается в повышении степени автоматизации управления и в замене многочисленных приборов на ограниченное число дисплеев, световых табло, на которые выводилась бы только та информация, которая бы своевременно предупреждала летчика о возможном выходе за допустимые пределы любого из контролируемых рабочих параметров двигателя и систем самолета. Сейчас вопросами, какую и в каком виде информацию о положении самолета, работе двигателей и систем самолета, о работе оборудования, о противнике и т.д. надо выдавать экипажу (летчику), чтобы облегчить ему управление самолетом и выполнение основных задач в соответствии с назначением самолета, занимается наука эргономика.

6.8.5. Компоновка пассажирского салона на 32 пассажира показана на рис. 6.20, *а*. Здесь же приведена и компоновка кабины экипажа, отделенной от салона перегородкой с дверью. Удобства пассажиров во время полета в таком и подобном ему салонах (см. рис. 6.20, *б*) достигается использованием удобных кресел, их рациональным размещением в салонах, наличием бытовых помещений (*гардеробов, буфетов, туалетов*) и *полок или специальных камер для хранения* ручной клади пассажиров, использованием системы кондиционирования, индивидуальной вентиляции и дополнительного освещения, выбором цвета и качества декоративной внутренней обшивки салона, завершающей общее впечатление от всего интерьера салона в целом. Кроме того, в общий интерьер пассажирской кабины входят двери и окна, а также двери и люки для выхода из самолета при аварии.

К р е с л а. Утомляемость пассажира, сидящего длительное время в кресле, зависит от размеров и упругости подушки *7* (см. рис. 6.19, *в*) сиденья, формы и упругости подушки спинки. Утомляемость уменьшается, если угол наклона спинки *5* кресел можно изменять в полете, если есть удобно расположенные подлокотники *6*, и т.д. Размеры кресел, их конструкция и размещение в салоне зависят от класса

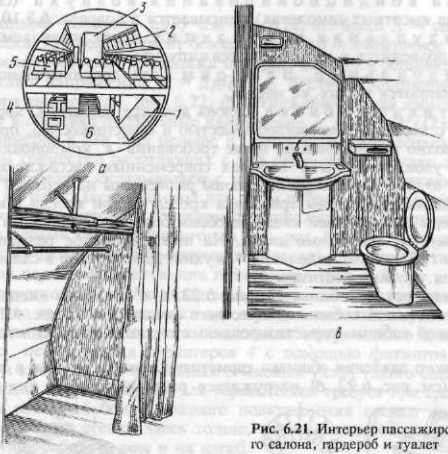


Рис. 6.21. Интерьер пассажирского салона, гардероб и туалет

салона. В пассажирской кабине могут быть салоны разного класса. Так, размеры между подлокотниками кресел изменяются от 400 до 500 мм, а шаг между креслами от 750 до 1500 мм.

Кресла могут быть одиночными, но чаще в виде блоков из двух или трех кресел (см. рис. 6.19, *б*). База крепления кресел к полу, расстояние между направляющими рельсами *3* (см. сечение *Б—Б* на рис. 6.36, *б*) для любого класса салонов стандартные, а сама конструкция креплений кресел к направляющим рельсам *3* позволяет быстро производить смену кресел. На рис. 6.19, *в* показаны основные части достаточно распространенной конструкции блока кресел.

Здесь: *1* — направляющие рельсы; *2* — кронштейны (силовой каркас, на котором устанавливается труба *10*); *3*— узлы крепления кресел к трубе; *4* — откидной столик; *5* — откидная спинка с углами отклонения до 30°; *6* — подлокотники; *7* — мягкая в основном из полиуретанового поропласта подушка сиденья; *8* — кнопка управления механизмом, отклоняющим спинку; *9* — привязные ремни; *10* — основной силовой элемент блока кресел — труба; *11* — болты; *12* — фиксатор положения кресла на направляющей.

Фиксатор *12* вместе с болтами *11* позволяют устанавливать кресла с любым интервалом на рельсах *1*. На спинке кресла, его обивке сделан карман для пакетов и откидного столика *4*. На креслах закреплены привязные ремни *9* для фиксации пассажиров в кресле во время взлета, посадки и в аварийных ситуациях. Каждое кресло снабжено индивидуальным вентилятором, аварийным кислородным блоком, а в кармане под сиденьем находится индивидуальный спасательный жилет.

Бытовые помещения. На рис. 6.21, *а* и 6.27, *б* показан интерьер широкофюзеляжного двухпалубного самолета. В интерьер пассажирских салонов входят буфеты, гардеробы и туалеты. Размеры гардеробов (см. рис. 6.21, *б*), число туалетов (см. рис. 6.21, *в*) и буфетов, размеры полок над креслами пассажиров или специальных камер для ручной клади определяются исходя из числа пассажиров и дальности полета.

Система кондиционирования воздуха (система жизнеобеспечения на высотных самолетах) описывается в подразд. 6.8.10.

Индивидуальная вентиляция через управляемые насадки *17* над креслами подводится к каждому пассажиру (см. рис. 6.33).

Индивидуальные плафоны для дополнительного освещения обычно располагаются в этих же местах.

Декоративная обивка салона делается из легких, хорошо моющихся материалов с хорошей звукопоглощаемостью и огнестойкостью, приятного цвета.

Наиболее полно перечисленные выше требования к компоновкам пассажирских салонов удовлетворены в кабинах современных пассажирских самолетов (см. рис. 6.21, *а*), где пассажирские салоны размещены на верхней палубе. Здесь с двумя проходами размещены три блока кресел по три кресла в каждом блоке, буфеты *3*, камеры *2* для ручной клади по обоим бортам над креслами *5* пассажиров, гардеробы, туалеты, аварийные двери. На нижней палубе размещены входные двери — трапы *1*, багажные отделения *4*, кухни. Для прохода в салоны на верхней палубе имеются удобные лестницы *6*.

6.8.6. Герметические кабины. На рис. 6.22, *а*, *б* показаны внешние очертания и сечение герметической кабины одноместного самолета, а на рис. 6.22, *г* — очертания герметической кабины (герметизированных отсеков) современного пассажирского самолета.

От избыточного давления обшивка герметизированных отсеков в зависимости от их кривизны (см. рис. 6.22, *б*) нагружается растягивающими или сжимающими

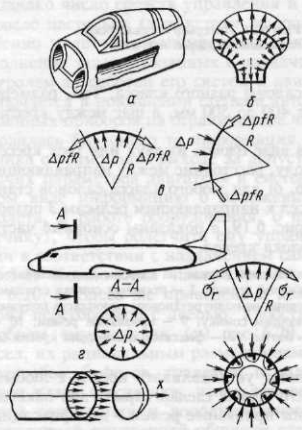


Рис. 6.22. Герметические кабины самолетов. Схема нагружения элементов герметической кабины избыточным давлением

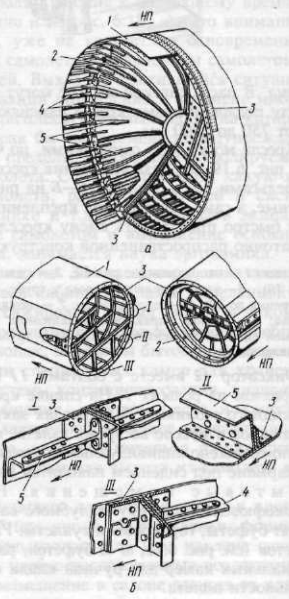


Рис. 6.23. Конструкция сферического гермодница герметической кабины

распределенными усилиями ΔpRf (см. рис. 6.22, *в*). Здесь R — радиус герметизированного отсека; f — коэффициент безопасности; Δp — избыточное давление в отсеке.

В поперечном сечении фюзеляжа (см. рис. 6.22, *г*) в обшивке от действия этих сил возникают напряжения $\sigma_r = \Delta pfR/\delta_{об}$. В случае цилиндрического отсека со сферическим днищем (см. рис. 6.22, *д*) нагружение днища избыточным давлением Δp вызовет в обшивке продольные напряжения $\sigma_x = \Delta pf\pi R^2/(2\pi R\delta) = \Delta pRf/(2\delta)$, которые примерно в два раза меньше σ_r. Здесь δ — эквивалентная толщина обшивки с учетом совместно работающих с ней стрингеров. Однако эти напряжения в верхнем своде могут складываться с напряжениями, возникающими при работе фюзеляжа на изгиб (верхний свод при этом работает чаще всего на растяжение). От избыточного давления (в основном от напряжений σ_r) дополнительно нагружаются радиальными силами шпангоуты (см. рис. 6.22, *е*). Эти силы в случае цилиндрического фюзеляжа (герметического отсека) для шпангоута самоуравновешены. В местах перелома образующих гермоотсека (рис. 6.23, *а*), например в стыках ее цилиндрической части *1* с днищем *2*, нагрузки могут оказаться весьма существенными, что требует постановки здесь усиленных шпангоутов *3*. На рис. 6.23, *б* показана конструкция стыкового соединения сферического днища с цилиндром гермоотсека, перестыковка стрингеров *4* с помощью фитингов *5* на усиленном шпангоуте и конструкция отдельных стыковых узлов такого соединения.

Конструкция плоского днища для гермоотсеков требует при сравнительно тех же условиях и размерах более мощного подкрепления стенки днища (усиленного шпангоута), и сама стенка здесь толще, так как плоское днище от избыточного давления будет работать еще и на изгиб.

Герметизации в гермокабинах подлежат заклепочные и болтовые соединения элементов каркаса с обшивкой, листы обшивки и панели между собой, выводы из кабины тяг и тросов проводки управления самолетом и двигателями, трубопроводы энергетических систем самолета (гидравлической и пневматической) и системы кондиционирования, жгуты электропроводки. Герметизируются также фонари, входные и аварийные двери и люки, окна. В качестве герметиков для внутришовной и поверхностной герметизации кабин применяют жидкие герметики, герметизирующие ленты, замазки. Заклепочные швы, как правило, не менее чем двухрядные.

На рис. 6.24, *а* показан фюзеляж с поперечными сечениями герметизированных отсеков пассажирского самолета. Здесь герметизация фюзеляжа (обшивки и гермоднищ) осуществляется за счет того, что на герметизируемых участках фюзеляжа болты и заклепки устанавливаются с натягом (применяются заклепки повышенного натяга (см. рис. 6.24, *в*) или заклепки с компенсаторами). Места возможной утечки воздуха через продольные и поперечные стыки по болтовым соединениям на внешних и внутренних поверхностях фюзеляжа покрывают специальными жидкими герметиками. Герметизирующая лента используется при этом как средство от проникновения влаги во внутренние объемы негерметичных частей фюзеляжа. Для обеспечения герметичности продольных и поперечных швов крепления обшивки *1* фрезерованных панелей *6* к продольным *3* и поперечным *4* силовым элементам фюзеляжа применяются соединения, показанные на рис. 6.24, *б*. На этом рисунке: *2* — герметик; *5* — уплотнительная лента.

Для уплотнения открываемых крышек люков и дверей применяют резиновые профили (с их помощью осуществляется герметизация и звукоизоляция кабин), а для фонарей — резиновые надувные шланги, укладываемые в специальные коробы по обводам под фонарь кабины, в том числе и на подфонарной жесткости (см. рис. 6.26, сечение *А—А*). В шланги *6* подается воздух с давлением 0,15... 0,20 МПа, шланги расширяются и уплотняют стыки между фонарем и подфонарной жесткостью.

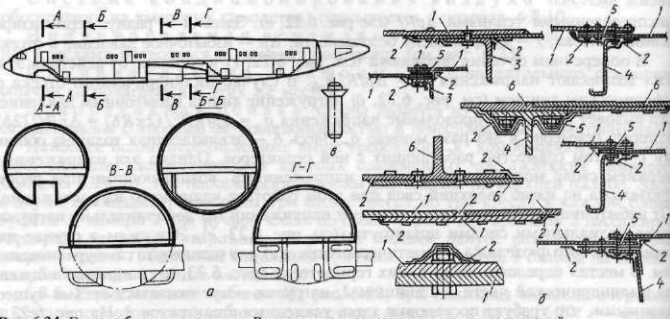


Рис. 6.24. Гермокабина с сечениями. Варианты герметизации стыковых соединений

Наибольшие трудности представляет герметизация выводов из кабины тяг и тросов проводки управления самолетом (рис. 6.25). Здесь для тяг с возвратно-поступательным движением используются гофрированные (см. рис. 6.25, *а*) резиновые шланги *3*, крепящиеся одним концом через фланец *2* к стенке кабины *1*, а с другой стороны — к тяге *4*. Такое уплотнение тяг обеспечивает достаточно надежную герметизацию кабины в месте вывода тяг, но на тягу, а стало быть, и на командные рычаги управления прибавляется усилие Δpf, где f — площадь поперечного сечения гофрированного шланга, на которую действует избыточное давление в кабине Δp. Снаружи шланга — стальные кольца, препятствующие его сдавливанию. Необходимое перемещение тяг управления не должно ограничиваться возможными деформациями гофрированного шланга. При большом перемещении тяг или тросов управления применяют выводы тяг или тросов через резиновые пробки, зажатые в корпусе, по типу гермовывода, показанного на рис. 6.25, *б*. На этом рисунке тяга управления *4* проходит через зажатую накидной гайкой *5* графитово-асбестовую набивку *6*. Фланцем *2* такой гермовывод закреплен на стенке *1* кабины. При такой конструкции гермовыводов повышается трение в системе управления, причем силы трения и качество герметизации определяются во многом состоянием набивки *6* и степенью ее затяжки гайкой *5*. Поэтому, учитывая недостатки гермовыводов для тяг с возвратно-поступательным движением, стали использовать в местах гермовыводов тяги с вращательным движением (см. рис. 6.25, *д*). На этом рисунке: *16* — качалки РН и РВ в герметичной зоне; *17* — корпус гермовывода; *18* — качалки РН и РВ вне герметичной зоны; *19* — уплотнительные прокладки. Последние могут быть в виде сальников или специальных уплотнительных манжет.

На рис. 6.25, *в* показан гермовывод нижнего конца ручки управления. Здесь используется "чулок" из непроницаемой для воздуха ткани *9*, закрепленный фланцами *7* и *8* на ручке и на полу кабины. Выводы трубопроводов различных систем герметизируют специальными переходниками так, как это показано на рис. 6.25, *г*. Здесь: *7* — трубопроводы; *10* — ниппели, уплотняющие при затяжке гаек *11* трубы *7* в переходнике *14*, закрепленном фланцем *15* и гайкой *12* на стенке гермокабины *1*. Между стенкой и фланцем, стенкой и гайкой устанавливаются уплотнительные эластичные шайбы *13*.

Электропроводка в виде сформированных по функциональному назначению жгутов выводится за пределы герметических кабин с помощью специальных

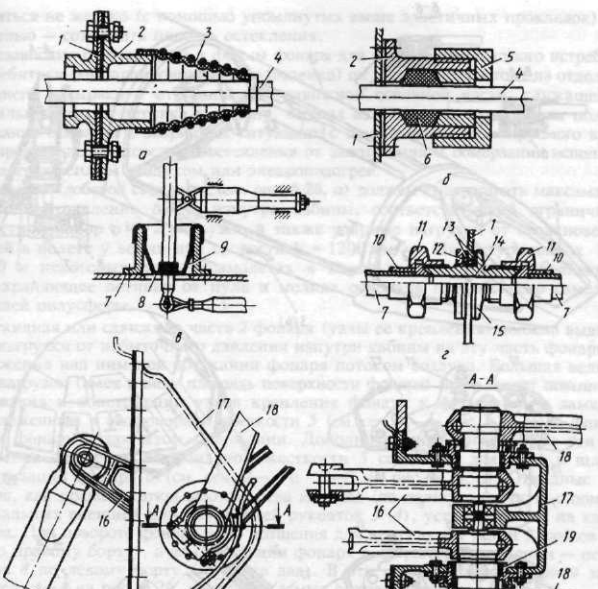


Рис. 6.25. Варианты гермовыводов элементов проводки управления

штепсельных разъемов (ШР) с кодированным для удобства эксплуатации шифром. Эти разъемы устанавливаются на стенках кабин.

Качество герметизации кабин оценивается по утечке воздуха при расчетном для кабины перепаде давлений. Утечка воздуха не должна превышать 2...10 кг/ч на 1 м^3 объема кабины [17]. Причем большие значения относятся к самолетам с меньшим объемом кабин, а меньшие значения — к большим пассажирским и транспортным самолетам.

6.8.7. Конструкция фонарей. Конструкции фонарей кабины летчика на истребителях показаны на рис. 6.18, *в* и 6.26, *а*. Конструкции этих фонарей отличаются в основном конструкцией и формой переднего неподвижного козырька. На фонаре (см. рис. 6.18, *в*) на переднем козырьке нет металлических переплетов для лобового остекления, и обводы самого козырька более плавно сочетаются с обводами носовой

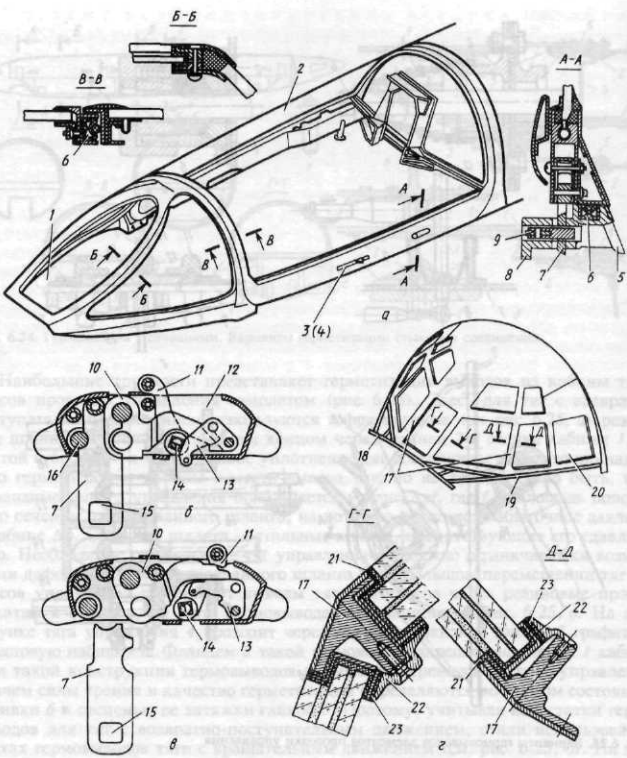


Рис. 6.26. Конструкция фонарей, замков их крепления и узлов закрепления стекол

части фюзеляжа, что снижает аэродинамическое сопротивление всего фонаря. Стремление освободить фонарь в передней его части от металлических переплетов для остекления, мешающих обзору передней полусферы, привело к появлению так называемых каплевидных фонарей, у которых передний козырек и основная часть откидного или сдвижного фонаря выполнены как одно целое.

Фонарь состоит из металлического каркаса, в который вмонтировано органическое или силикатное стекло. Герметизация остекления, как это видно из сечений на рис. 6.26, осуществляется с помощью эластичных резиновых прокладок, жгутов и герметика. Металлический каркас фонарей обладает высокой жесткостью, чтобы стекло при его деформациях не потрескалось. Само стекло в каркасе должно

крепиться не жестко (с помощью упомянутых выше эластичных прокладок) с той же целью — сохранить целость остекления.

Независимо от очертаний и формы фонаря для кабины одноместного истребителя (истребителя-бомбардировщика, штурмовика) он чаще всего состоит из отдельного переднего козырька и откидной или сдвижной основной части, служащей для нормального входа летчика в кабину, выхода из нее после завершения полета и покидания самолета в аварийных ситуациях с помощью катапультируемого кресла. Для предохранения переднего остекления от запотевания и обмерзания используется подогрев теплым воздухом или элекроподогрев.

Козырек (лобовое стекло) *1* (см. рис. 6.26, *а*) должен выдерживать максимальное избыточное давление Δp_{max} изнутри кабины, соответствующий ограничениям скоростной напор $\rho V^2/2$ снаружи, а также ударные нагрузки от столкновения с птицей в полете у земли при скорости $V = 1200$ км/ч. На штурмовиках Ил-2, Ил-10 и некоторых других самолетах в козырьке закреплялось бронестекло, предохраняющее летчика от пуль и мелких осколков при обстреле самолета с передней полусферы.

Откидная или сдвижная часть *2* фонаря (узлы ее крепления) должна выдерживать нагрузки от избыточного давления изнутри кабины на эту часть фонаря и от разрежения над ним при обтекании фонаря потоком воздуха. Большая величина этих нагрузок (имея в виду площадь поверхности фонаря) предъявляет повышенные требования к конструкции узлов крепления фонаря к фюзеляжу — замкам *8*, расположенным в подфонарной жесткости *5* (см. сеч. *А—А*, рис. 6.26, *а*) и фиксирующим фонарь в закрытом положении. Дополнительные нагрузки на эти узлы крепления фонаря к подфонарной жесткости *5* создает и давление в шлангах герметизации фонаря *6* (см. сеч. *А—А* и *В—В* на рис. 6.26, *а*). Откидные части фонаря, как правило, открываются слева направо (по полету), вручную с помощью специальных внешней или внутренней рукояток *3* (*4*), установленных на каркасе фонаря. При повороте фонаря осью вращения для него служат петли *7* замков *8* (их два по правому борту), а для фиксации фонаря в закрытом положении — петли *7* замков *8* по левому борту (их тоже два). В эти петли входят штыри *9* замков (см. сеч. *А—А* на рис. 6.26, *а*), управляемые рукоятками *3* и *4*.

При *аварийном сбросе фонаря* петли *7* замков *8*, соединяющие фонарь с фюзеляжем по обоим бортам, освобождаются от креплений с фонарем и остаются в гнездах подфонарной жесткости. Сам же фонарь выталкивается вверх над кабиной системой подброса фонаря и набегающим потоком воздуха относится в сторону, не мешая катапультированию летчика. Сбросу фонаря помогают и силы разрежения, действующие на него.

Конструкция замков *8* приведена на рис. 6.26, *б* — в положении "замок закрыт", а на рис. 6.26, *в* — в положении "замок открыт" от аварийной системы сброса фонаря. В корпусе замка *12* на фонаре петля *7* своими фигурными вырезами в верхней части удерживается рычагом *10* и валиком *16*. Нижняя же часть петли *7* при закрытом фонаре служит для его фиксации в закрытом положении. На сечении *А—А* (см. рис. 6.26, *а* и рис. 6.26, *б*) показано положение, когда штырь *9*, управляемый от системы открытия — закрытия фонаря (в том числе и от ручек *3* или *4*), входит в отверстие *15* в петле *7*.

Хвостовик рычага *10* удерживается качалкой *13*, и она не может повернуться до тех пор, пока ее запирает ось качалки *11*. При аварийном сбросе фонаря система тяг от пиромеханизмов поворачивает качалки *11* и оси *14* всех замков по обоим бортам кабины в положение, когда прорези на осях *14* освобождают (пропускают через прорезь) качалки *13*, запирающие рычаги *10* и, тем самым, петли *7* в корпусе замков *1* на фонаре. Петли *7*, удерживающие фонарь на фюзеляже, так как в отверстия *15* этих петель входят штыри *9*, остаются в гнездах замков на фюзеляже, а сам фонарь отделяется от него.

На сечениях *А—А*, *Б—Б*, *В—В* и *Г—Г* (см. рис. 6.26, *а*, *г*) показано закрепление стекол на каркасе фонаря, шланги герметизации *6*, штырь *9* замка *8* закрытия фонаря.

На рис. 6.26, *г* приведена достаточно распространенная конструкция фонаря пилотов пассажирского (транспортного) самолета. Каркас фонаря выполнен из отдельных рам *17*, соединенных между собой болтами по вертикальным стержням. Нижние стержни пояса каркаса опираются на подфонарный лонжерон *19* и обод шпангоута *18* и крепятся к ним через фитинги. Верхние стержни рам образуют верхний пояс каркаса фонаря, к которому фитингами и болтами крепятся элементы каркаса "крыши" фонаря. Остекление фонаря состоит из трех лобовых силикатных стекол с обогревающими элементами (эти стекла (см. сечение *Г—Г* на рис. 6.26, *г*) способны выдержать удар от столкновения с птицей), двух боковых органических стекол, четырех верхних одинарных стекол и двух сдвижных форточек *20*. Все стекла вставляются изнутри кабины и крепятся болтами через прижимные элементы *22* к каркасу фонаря с использованием герметиков *21* и резиновых прокладок *23* (см. сечения *Г—Г* и *Д—Д* на рис. 6.26, *г*). В этом случае избыточное давление Δp способствует повышению герметичности остекления.

6.8.8 Конструкция дверей и люков должна обеспечивать быструю и удобную для пассажиров посадку в самолет, выход из самолета после окончания полета и быстрое покидание самолета в аварийных ситуациях (эвакуация пассажиров и экипажа из самолета в таких случаях должна происходить не более чем за 1,5 мин).

Для обеспечения этих требований должно быть достаточное число дверей и люков, в том числе и аварийных; размеры дверей и люков должны быть достаточными для прохода пассажиров; кинематика движения дверей должна обеспечивать при небольших усилиях быстрое освобождение проемов дверей и их закрытие. При этом не должны загромождаться внутренние объемы фюзеляжа, необходимые для размещения гардеробов или кресел, и должны обеспечиваться надежная герметизация и звукоизоляция кабин, надежная фиксация дверей в закрытом положении. Аварийные двери и люки должны обеспечивать эвакуацию пассажиров при посадке самолета на воду или на фюзеляж без шасси.

Выходные двери для пассажиров обычно располагаются по левому борту фюзеляжа, а люки (реже двери) для погрузки багажа — по правому борту. Если пассажирская кабина разделена на салоны, то на каждый салон предусматривается одна дверь. На рис. 6.24, *а* показано расположение трех (по числу салонов) дверей на аэробусе Ил-86. Так как размеры дверей в среднем составляют 1700×800 мм, такие большие вырезы для проемов ослабляют конструкцию и требуют больших дополнительных затрат массы на усиление проемов (усиленные шпангоуты по бокам проема и продольные балки сверху и снизу проема). Этим и объясняется ограниченное число дверей. Это же положение полностью относится и к дверям для аварийного покидания самолета (их на аэробусе Ил-86 четыре), и к люкам, размеры которых обычно находятся в пределах 1100×500 мм. Двери на аэробусе располагаются на верхней палубе по обоим бортам самолета, а люки — на нижней палубе.

Быстрая и удобная для пассажиров посадка в самолет и выход из него достигаются применением дверей над откидными трапами, закрепленными на самолете, или конструктивно связанных откидных дверей-трапов. Это упрощает аэродромную эксплуатацию самолетов — не нужны передвижные самоходные трапы, делает самолет более автономным, резко сокращает время ожидания, особенно при нехватке передвижных трапов на аэродромах для посадки и высадки пассажиров.

На рис. 6.27, *а* приведен один из вариантов размещения откидного трапа-двери на самолете. Узлы крепления такого трапа расположены непосредственно у нижнего проема входной двери и обеспечивают его поворот — выпуск в рабочее положение.



Рис. 6.27. Конструкция двери со встроенным трапом, расположенной:
а — в хвостовой части фюзеляжа; *б* — в нижней части борта фюзеляжа

Трап убирается в фюзеляж, закрывая в нерабочем положении проем в хвостовой негерметичной части фюзеляжа. Фактически для реализации описанного технического решения используется небольшой отсек снизу хвостовой части фюзеляжа. Однако небольшая пропускная способность ограничивает применение таких дверей для самолетов большой пассажировместимости.

На рис. 6.27, *б* показано решение, при котором конструкция трапа совмещается с входной дверью. Здесь дверь открывается наружу сверху вниз и при этом происходит раскладывание трапа вместе с поручнями, а при закрытии двери — их складывание. Дверь состоит из крышки *1* с прикрепленным к ней складным трапом *4*, механизмов открытия и запирания двери, механизмов раскладывания трапа и поручней *3*, замков, фиксирующих части двери-трапа в выпущенном положении. Крышка двери имеет клепаную конструкцию, состоящую из рамы, поперечных балок, наружной и внутренней обшивок. Трап состоит из подвижных и неподвижных лестниц и поручня. Неподвижная лестница жестко крепится к крышке двери, а подвижная лестница — шарнирно в точке *2* к неподвижной. При открытии двери подвижная лестница раскладывается (поворачивается на шарнирах) в одну линию с неподвижной, образуя единый трап. Одновременно раскладываются и поручни. Рабочее положение двери-трапа (при открытой двери) показано на рис. 6.27, *б*. Управление дверью-трапом электрогидравлическое с помощью гидроцилиндра.

Двери, открывающиеся внутрь фюзеляжа (рис. 6.28, 6.29), при закрытии прижимаются избыточным давлением к уплотнительным профилям, чем и достигается хорошая герметизация дверных проемов и звукоизоляция пассажирской кабины. Однако при этом из-за больших размеров двери происходит загромождение внутренних объемов фюзеляжа, особенно если дверь при открытии просто поворачивается вокруг петель ее подвески. Меньшее загромождение происходит при перемещениях двери по рельсам *1* вдоль борта (см. рис. 6.28, 6.29). И тем не менее, чтобы избежать загромождения фюзеляжа, на современных самолетах чаще делают так, чтобы двери открывались наружу и сдвигались вдоль борта. На рис. 6.30 показана конструкция такой двери, состоящей из фрезерованной обшивки *7*, подкрепленной по периметру штампованной чашей *6*, вертикальными и горизонтальными балками *11*. Дверь подвешена на кривошипе *2*, расположенном в нижней

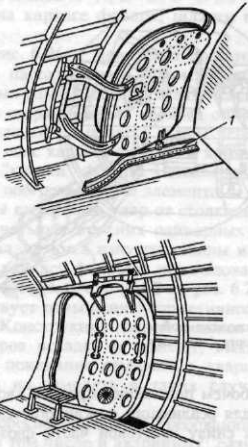


Рис. 6.28. Варианты дверей, открывающихся внутрь фюзеляжа

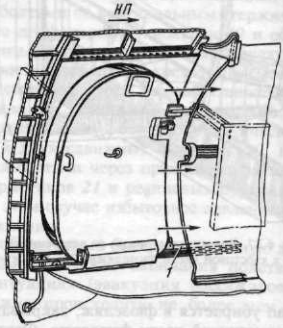


Рис. 6.29. Силовая окантовка проема двери

части двери и закрепленном одним концом на кронштейнах *10* на двери, а другим концом — на кронштейнах *1* на окантовке выреза в фюзеляже под дверь. Верхняя часть двери поддерживается двумя тягами *8*, обеспечивающими при открытии двери ее параллельное и плавное перемещение. На окантовке двери имеются два резиновых профиля *4* и *5* для герметизации двери и звукоизоляции кабины. На двери смонтированы ручка и механизм для ее отпирания и запирания. В закрытом положении дверь удерживается двенадцатью штыревыми замками *3*. Штыри этих замков при запирании двери (при входе в гнезда в окантовке двери) притягивают ее к резиновым профилям окантовки, обеспечивая лучшие условия для герметизации и звукоизоляции кабин.

На рис. 6.30: *9* — окно.

Конструкция аварийных люков состоит из отштампованной чаши и подкрепляющих ее балочек и мембран. Штыревой механизм запирания люка может быть открыт как изнутри кабины, так и снаружи, что очень важно при вынужденной посадке самолета. Такие люки расположены обычно по обоим бортам фюзеляжа, а иногда и в его верхней части (важно для самолетов при их вынужденной посадке на воду).

На рис. 6.31 показан один из вариантов *багажного люка* небольшого пассажирского самолета. Конструкция люка состоит из отштампованной чаши с балочками жесткости в средней части. Люк имеет штыревые замки и тягу, удерживающую его в открытом положении.

Для одноместного самолета для входа в кабину применяется откидная (сдвижная) часть фонаря. Однако, учитывая высоту от земли до фонаря, для посадки в самолет летчик использует чаще всего приставную лестницу. Для повышения автономности самолета в этом плане лучше иметь ступеньки, закрепленные в носовой части самолета (см. рис. 6.18, *в* поз. *1*). Эти ступеньки могут быть как убирающимися, так и жестко закрепленными.

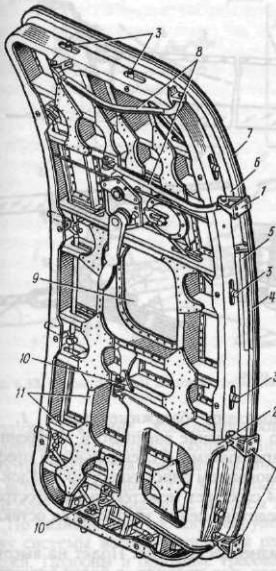


Рис. 6.30. Конструкция двери с кривошипным механизмом, обеспечивающим смещение двери при ее открытии вдоль борта фюзеляжа с внешней его стороны

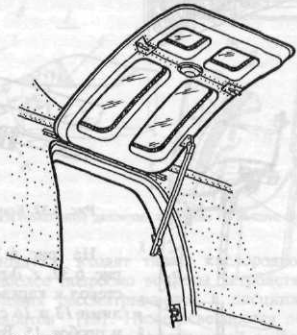


Рис. 6.31. Вариант конструкции люка

6.8.9. Конструкция окон. Остекление пассажирских салонов создает нормальные условия для пребывания пассажиров в самолете, обеспечивая обзор и доступ света в кабину в дневное время. Остекление кабины состоит из ряда окон (рис. 6.32, *а*) и осуществляется при помощи двойных (а иногда и тройных) стекол с воздушной прослойкой между ними. Стеклоблок (пакет из двух стекол) состоит из наружного более толстого органического стекла *5* с кольцевой выборкой под штампованную окантовку окна *7* и внутреннего тонкого органического стекла *6*. На рис. 6.32, *б*, *г*, *д* показаны достаточно типовые продольные, а на рис. 6.32, *в* — вертикальные сечения по стеклоблоку. В стеклоблок может входить и третье стекло, предохраняющее стеклоблок от случайных повреждений изнутри кабины. Стеклоблоки устанавливаются со стороны кабины и работают как заглушки при создании в кабине избыточного давления.

Вырез под окно производится между двумя шпангоутами. Сверху и снизу вырез ограничивается балочками и усиливается штампованной окантовкой *7* (см. рис. 6.32, *б*, *в*). На ободах шпангоутов, продольных балочках и окантовке устанавливается на заклепках чаша *2*, в которой и закрепляется стеклоблок прижимным кольцом *3*. Стекла соединяются в единый блок с использованием герметика *10* через промежуточное кольцо *4* и ограничительный резиновый профиль *9*. Воздушная прослойка между стеклами *8* предназначена для предотвращения запотевания стекол, а также для улучшения тепловой и звуковой изоляции. Для удаления влаги между стеклами вмонтирован штуцер влагопоглотителя *11*.

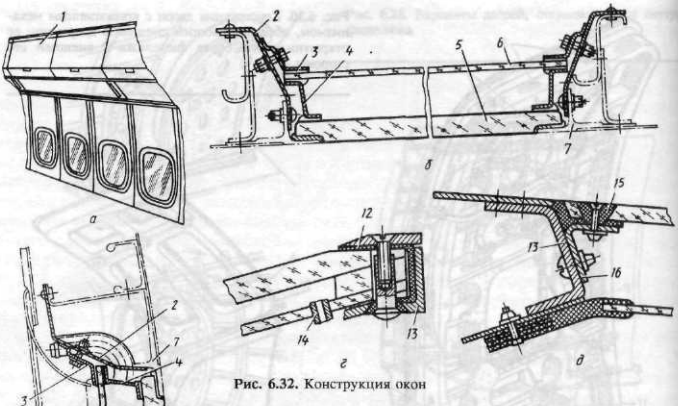


Рис. 6.32. Конструкция окон

На рис. 6.32, *а* показаны багажные полки *1*. На рис. 6.32, *г*, *д* показано крепление внешнего и внутреннего стекол к каркасу фонаря болтами и специальными профилями *13* и *16* с использованием эластичных прокладок *12* и пробок *15*. Втулка *14* сообщает межстекольное пространство с кабиной для предотвращения запотевания остекления.

6.8.10. Система жизнеобеспечения. Полет на высотах 10 км и более протекает, как правило, в более благоприятных (стабильных) метеорологических условиях, практически при отсутствии опасности обледенения и более целесообразен экономически из-за меньших удельных расходов топлива. Однако с поднятием на высоту уменьшается атмосферное давление воздуха (кривая МСА на рис. 6.33, *а*, *б*), вследствие чего падает парциальное давление кислорода — на высоте более *2* км начинается кислородное голодание; уменьшается температура воздуха; растет перепад давлений между организмом человека и внешней средой, вызывая болезненные ощущения, потерю трудоспособности. Не менее опасными могут оказаться вредные примеси (окись углерода, окислы азота, пары топлива и др.), которые накапливаются в гермокабине при длительном полете.

Для поддержания нормальных жизненных условий, необходимых для работы экипажа и жизнедеятельности пассажиров при полете на больших высотах, кабины экипажа и пассажирские кабины герметизируются, и в них искусственно поддерживаются необходимые давление, температура и влажность воздуха, а также производится очистка (вентиляция) воздуха от вредных примесей. Отдельная кислородная система используется для питания кислородом. Система, обеспечивающая нормальные жизненные условия экипажа и пассажиров в полете, особенно на больших высотах, называется системой жизнеобеспечения. В эту систему, кроме герметической кабины, оборудования, обеспечивающего наддув и регулировку давления

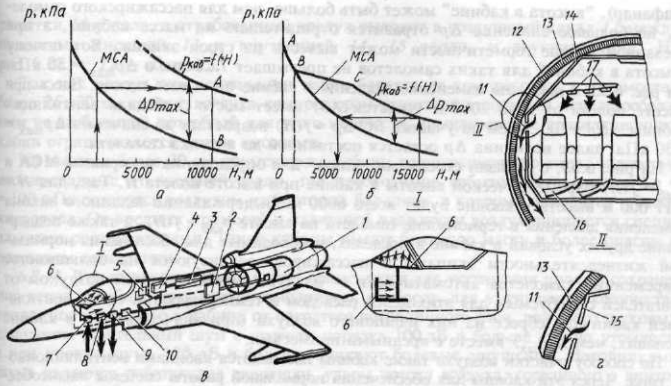


Рис. 6.33. Схема системы жизнеобеспечения и графики изменения давления в кабине по высоте полета

воздуха в кабине, кондиционирование воздуха, входят также кислородное и аварийно-спасательное оборудование. Наиболее подробно вопросы устройства и работы элементов системы жизнеобеспечения рассматриваются в дисциплине "Системы оборудования летательных аппаратов" [28]. Ниже освещаются лишь наиболее принципиальные вопросы этой темы, связанные с конструкцией самолета.

По назначению, составу оборудования, выполняемым ими функциям и устройству системы жизнеобеспечения различных по назначению самолетов во многом схожи. Подобны и основные требования к этим системам. Однако на пассажирских самолетах в нормальном полете пассажиры и экипаж не пользуются кислородным оборудованием (пользуются только в случае разгерметизации кабин на больших высотах). Поэтому давление воздуха в гермокабине, чтобы не ощущалось кислородное голодание, должно соответствовать барометрической высоте в ней не более 2400 м [14, 28] во всем возможном диапазоне высот полета (см. рис. 6.33, *а*). Исходя из этого условия выбирают величину максимального избыточного давления Δp_{max} в гермокабине и сам закон изменения Δp по высоте полета или $p_{каб} = f(H)$. Так, если по мере выгорания топлива, чтобы избежать потери топливной эффективности, высоту полета пассажирского самолета целесообразно увеличивать до 11 000 м, то максимальная величина необходимого избыточного давления в кабине Δp_{max} определится отрезком *AB*, полученным на пересечении горизонтали, проведенной от точки на МСА, соответствующей значению $H = 2400$ м, с вертикалью из точки $H = 11\,000$ м (см. рис. 6.33, *а*). Величина Δp_{max} в этом случае будет порядка 55 кПа. Увеличение Δp_{max} при тех же значениях H_{max} будет приводить к снижению барометрической высоты в кабине, лучшему самочувствию пассажиров и экипажа, но на обеспечение прочности кабины в этом случае потребуется бо́льшая масса. *Потребуются и бо́льшие расходы воздуха через кабину для поддержания большего* значения Δp_{max}.

Для высотных маневренных самолетов, где экипаж пользуется кислородным оборудованием и защитным снаряжением (в зависимости от длительности и высоты полета — гермошлем и высотно-компенсирующий костюм или жилет, высотный

скафандр), "высота в кабине" может быть больше, чем для пассажирского самолета, но большое значение Δp отразится отрицательно на массе кабины, а при внезапной потере герметичности может вывести из строя экипаж. Вот почему "высота в кабине" для таких самолетов не превышает 7...8 км, а Δp_{max} = 30 кПа. На рис. 6.33, *б* показано изменение давления в кабине по высоте полета. Здесь при высоте полета от 0 до 2000 м (участок *AB*) имеет место свободная вентиляция кабины ($\Delta p = 0$). Затем на участке *BC* $\Delta p = f(H)$ возрастает до значения Δp_{max} = = 30 кПа, далее величина Δp остается постоянной до потолка самолета.

На рис. 6.33, *б* показан стрелками "ключ" для определения по кривым МСА и $p_{каб} = f(H)$ барометрической высоты в кабине при высоте полета *H*. Так, для *H* = = 17 000 м высота в кабине будет всего 6000 м. Выдерживание заданного закона изменения давления в гермокабине самолета по высоте $p_{каб} = f(H)$, а также поддержание других условий в кабине в пределах, необходимых для обеспечения нормальной жизнедеятельности экипажа и пассажиров, реализуются на большинстве современных самолетов автоматически — наддувом кабин сжатым воздухом от двигателей с требуемым для этих целей расходом и температурой, а также вентиляцией кабин при сбросе из них излишнего воздуха (при значениях Δp в кабине больших, чем Δp_{max}) вместе с вредными примесями.

По способу очистки воздуха такие кабины называются кабинами вентиляционного типа. Через эти кабины для обеспечения нормальной работы системы жизнеобеспечения надо пропускать не менее 30...40 кг/ч воздуха из расчета на одного пассажира (не менее 12 кг/ч в аварийных ситуациях), а для высотных маневренных самолетов — 100...200 кг/ч воздуха.

Принципиальная схема системы приведена на рис. 6.33, *в*. Воздух для наддува кабины с повышенным давлением и температурой забирается от одной из ступеней компрессора двигателя *1* (для гермокабин пассажирских самолетов с целью повышения надежности работы таких систем забор воздуха производится не менее чем от двух двигателей). Воздух проходит через распределительный кран *2*, механизм которого управляется термостатом *5* из кабины. В зависимости от температуры воздуха в кабине (за нормальное принимается значение t = 20 °С) кран *2* направляет бо́льшую или меньшую часть воздуха от двигателя через воздухо-воздушный радиатор *3* и турбохолодильник *4* для охлаждения и последующего смешения с горячим воздухом от двигателя перед краном *10*. Изменение пропорций горячего и холодного воздуха через кран *2* по команде термостата *5* позволяет поддерживать в кабине заданную температуру. За величиной избыточного давления Δp в кабине следит регулятор давления *9*. Он выполняет заданную программу регулирования $p_{каб} = f(H)$ (см. рис. 6.33, *а*, *б*), сбрасывая воздух при излишнем давлении за пределы гермокабины. Предохранительный клапан *8* и вакуумный клапан *7* соединяют кабину с атмосферой, когда давление p в кабине значительно отличается в ту или другую сторону от расчетного (например, при отказе регулятора давления *9* или при резком снижении самолета), чтобы кабина из-за образовывающегося вакуума не испытывала больших сжимающих нагрузок. При стравливании излишка воздуха через регулятор давления в атмосферу происходит очистка воздуха в кабине от вредных примесей — вентиляция кабины.

Для борьбы с обледенением остекления фонаря горячий воздух, подаваемый в кабину, выходит через специальные насадки *6* (трубопровод с отверстиями) на остекление. Часть горячего воздуха выходит в кабину в районе педалей для обогрева ног. Перекрывной кран *10* служит для перекрытия воздуха в случае его загрязнения (например, парами керосина, масла, продуктами сгорания при пожаре и др.).

В кабинах пассажирских самолетов используется система индивидуальной вентиляции с подводом воздуха к каждому пассажирскому месту через насадки *17* над сиденьями (см. рис. 6.33, *г*). В салон воздух поступает через специальные

решетки *16* у пола, а отработанный воздух выходит в воздушный канал *11* между полостями внешней *13* и внутренней *14*, *15* тепло- и звукоизоляции. На рис. 6.33, *г*: *12* — обшивка.

Так как воздух для вентиляции кабин берется от компрессора, а на высотах более 25...30 км сжатие воздуха компрессором двигателя становится нецелесообразным из-за большой потребной для этого мощности, то применение вентиляционных кабин ограничивается этими высотами.

На высотах более 30 км применяются кабины регенерационного типа, полностью изолированные от внешней среды, где необходимое избыточное давление Δp = = 100 кПа создается воздухом из бортовых баллонов, в которых находится и запас кислорода. От вредных примесей и излишней влажности воздух очищается специальными регенераторами. Такие кабины имеют большую массу и более опасны в пожарном отношении.

6.8.11. Теплозвукоизоляция кабин применяется для устранения шума и сохранения тепла в кабине дозвуковых самолетов и, наоборот, для уменьшения количества тепла, поступающего в кабину от нагретого пограничного слоя, для сверхзвуковых самолетов. Длительный шум с уровнем порядка 100 дБ и больше сильно утомляет, а при уровне шума 120 дБ и более возникают болевые ощущения. Источниками шума являются работающие двигатели, удары потока воздуха, сорванного с винтов и других частей самолета, по сзади расположенным частям, а также по фюзеляжу, вибрирующие части конструкции самолета и его оборудования из-за неуравновешенности двигателей, винтов и др. Шум передается в кабину через элементы конструкции и проникает через щели.

Для уменьшения шума внутри кабин необходимо применять эластичные элементы в узлах крепления двигателей, звукоизоляцию и устранять щели. Для звукоизоляции применяются те же материалы, что и для теплоизоляции, — капроновая вата *6* (рис. 6.34) с удельным весом γ = 500 Н/м^3, распушенный асбест, минеральная вата *4*, стекловата *5*, имеющие γ = 1000...1500 Н/м^3. Пакеты с таким теплозвукоизолирующим материалом укладываются в ячейки между продольным *1* и поперечным *2* наборами, внутренней декоративной *3* и внешней работающей *7* обшивками фюзеляжа. Здесь же для герметизации кабины между силовым набором и обшивкой проложены уплотнительные клейкие ленты, частично фиксирующие, и пакеты с теплозвукоизоляцией. На рис. 6.34 показан один из вариантов конструктивной схемы теплозвукоизоляции кабины. В этих же целях окна кабин делают с двойным остеклением, разнесенным на возможно большее расстояние.

6.8.12. Аварийно-спасательное оборудование устанавливают на самолетах в комплектации, отвечающей назначению самолета. На пассажирских самолетах оно должно обеспечивать сведение к минимуму возможности травмирования пассажиров и членов экипажа и их эвакуацию в случае аварийной посадки самолета. С этой целью кресла в кабинах имеют привязные ремни для фиксации в них пассажиров и членов экипажа. В кабинах в районе сидений не должно быть элементов конструкции и оборудования, которые могли бы травмировать людей, зафиксированных в креслах, при аварийной посадке самолета. На случай внезапной разгерметизации самолета на большой

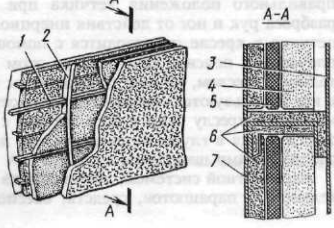


Рис. 6.34. Конструктивная схема теплозвукоизоляции кабины

высоте предусмотрено бортовое кислородное оборудование с индивидуальными масками. В кабине экипажа самолета, как правило, имеются легкодоступные аварийные выходы по бортам фюзеляжа или верхние люки. Число, расположение и тип аварийных выходов определяются числом пассажиров и компоновкой самолета [14]. Проемы для аварийных выходов располагаются между усиленными шпангоутами и усиливаются продольными силовыми элементами (балками), чтобы предотвратить заклинивание аварийных выходов в результате деформации фюзеляжа при аварийной посадке самолета. Часть аварийных выходов на самолете находится выше ватерлинии, что важно при посадке на воду. На борту самолета на этот случай должны быть надувные индивидуальные и групповые плавсредства. Аварийные надувные трапы, закрепленные одним концом у аварийного выхода, а другим опирающиеся на землю, позволяют быстро эвакуировать людей из самолета. Надувные трапы больших самолетов можно использовать как плоты.

На маневренных скоростных самолетах аварийная ситуация в воздухе может потребовать покидания самолета экипажем во всем возможном для данного типа самолетов диапазоне высот и скоростей полета, включая разбег и пробег самолета на земле. Для обеспечения экипажу возможности покидания самолета в аварийных ситуациях при больших скоростных напорах, на малых высотах в сложных положениях самолета и повышения при этом безопасности экипажа используются катапультные установки. По данным работы [31], до 75...80 % случаев покидания самолета с помощью таких установок заканчиваются сейчас благополучно.

6.8.13. Катапультная установка. Современная катапультная установка состоит из катапультируемого кресла, оборудованного средствами фиксации в нем летчика, и соединенного с ним комбинированного стреляющего механизма, обеспечивающего необходимой энергией процесс катапультирования.

На рис. 6.35 приведены принципиальная схема такой катапультной установки на одноместном самолете и последовательность операций при катапультировании. Катапультируемое кресло состоит из спинки *1* (см. рис. 6.35, *а*) и чаши *5* сиденья, соединенных между собой таким образом, что положение чаши сиденья можно регулировать по высоте (по росту летчика), а при иных конструктивных решениях кресла можно изменять и угол наклона положения летчика в кабине перед катапультированием. Последнее позволяет облегчить переносимость летчиком высоких вертикальных перегрузок n_y и большой скорости их нарастания в процессе катапультирования. Сиденье с закрепленными на его спинке роликами *4* устанавливается на направляющих рельсах *2* на усиленном шпангоуте *3* фюзеляжа, ограничивающем гермокабину с заднего торца.

Сиденье снабжено:

системой ручного или автоматического (от датчиков критических режимов полета самолета) включения привода катапультирования;

системой фиксации в катапультируемом кресле летчика для защиты его от ударов о предметы в кабине при вынужденной посадке самолета, для обеспечения правильного положения летчика при катапультировании и предохранения от разброса рук и ног от действия инерционных сил и скоростного напора. Фиксация летчика в кресле производится с помощью привязной системы, обеспечивающей плечевой и поясной притяг. При этом привязная система связывает летчика не только с креслом, но и со спасательным парашютом. Для ограничения разброса рук и ног используются ограничительные сетки или рычаги, захватывающие и прижимающие к креслу руки и ноги летчика с началом движения кресла. Голова летчика фиксируется в глубоком заголовнике, лицо защищается либо гермошлемом, либо специальными шторками;

парашютной системой, состоящей из вытяжного, стабилизирующего *7* и спасательного *8* парашютов, средств, обеспечивающих их принудительный выпуск в

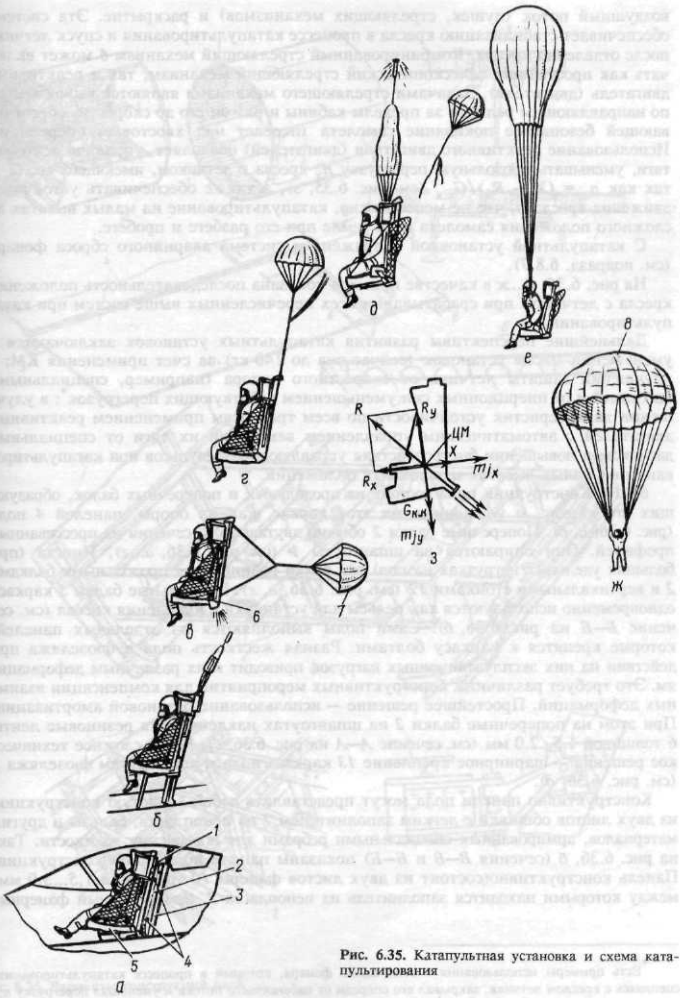


Рис. 6.35. Катапультная установка и схема катапультирования

воздушный поток (пушек, стреляющих механизмов) и раскрытие. Эта система обеспечивает стабилизацию кресла в процессе катапультирования и спуск летчика после отделения кресла. Комбинированный стреляющий механизм *б* может включать как простейший телескопический стреляющий механизм, так и реактивный двигатель (двигатели). Задачами стреляющего механизма являются вывод кресла по направляющим рельсам за пределы кабины и разгон его до скорости, обеспечивающей безопасное покидание самолета (перелет над хвостовым оперением). Использование реактивного двигателя (двигателей) позволяет, управляя вектором тяги, уменьшать продольную перегрузку n_x кресла с летчиком, имеющего вес $G_{к.к}$, так как $n_x = (X - R_x)/G_{к.к}$ (см. рис. 6.35, *з*), а также обеспечивать устойчивое движение кресла и, что не менее важно, катапультирование на малых высотах из сложного положения самолета и на земле при его разбеге и пробеге.

С катапультной установкой сопряжена и система аварийного сброса фонаря (см. подразд. 6.8.7).

На рис. 6.35, *б*...*ж* в качестве примера показана последовательность положений кресла с летчиком при срабатывании всех перечисленных выше систем при катапультировании.

Дальнейшие перспективы развития катапультных установок заключаются в уменьшении массы установок (сейчас она до 140 кг) за счет применения КМ; в улучшении защиты летчика от скоростного напора (например, специальными щитками) и от инерционных сил уменьшением действующих перегрузок*; в улучшении характеристик устойчивости по всем трем осям применением реактивных двигателей с автоматическим управлением векторами их тяги от специальных датчиков; в повышении быстродействия управляющих импульсов при катапультировании на малых высотах из сложных положений.

6.8.14. Конструкция пола состоит из продольных и поперечных балок, образующих его каркас, и уложенных на этот каркас, как на опоры, панелей *4* пола (рис. 6.36, *а*, *б*). Поперечные балки *2* обычно двутаврового сечения из прессованных профилей. Они опираются на шпангоуты *1* (см. рис. 6.36, *а*...*г*). Иногда (при больших удельных нагрузках на пол) эти балки подпираются продольными балками *2* и вертикальными стойками *12* (см. рис. 6.36, *в*, *г*). Продольные балки *3* каркаса одновременно используются как рельсы для установки и крепления кресел (см. сечение *Б—Б* на рис. 6.36, *б*). Сами полы выполняются из отдельных панелей, которые крепятся к каркасу болтами. Разная жесткость пола и фюзеляжа при действии на них эксплуатационных нагрузок приводит к их различным деформациям. Это требует различных конструктивных мероприятий для компенсации взаимных деформаций. Простейшее решение — использование резиновой амортизации. При этом на поперечные балки *2* на шпангоутах наклеиваются резиновые ленты *6* толщиной 1,5...2,0 мм (см. сечение *А—А* на рис. 6.36, *б*). Более сложное техническое решение — шарнирное крепление *13* каркаса пола к шпангоутам фюзеляжа *1* (см. рис. 6.36, *д*).

Конструктивно панели пола могут представлять собой слоистую конструкцию из двух листов обшивки с легким заполнителем *7* из пенопласта, бальзы и других материалов, армированных специальными ребрами для повышения жесткости. Так, на рис. 6.36, *б* (сечения *В—В* и *Б—Б*) показаны панели пола такой конструкции. Панель конструктивно состоит из двух листов фанеры *10* толщиной 1,5...3,0 мм, между которыми находится заполнитель из пенопласта *7*, армированный фанерны-

*Есть примеры использования в этих целях фонаря, который в процессе катапультирования, сцепляясь с креслом летчика, закрывал его спереди от набегающего потока и уменьшал перегрузку n_x, так как к весу кресла $G_{к.к}$ прибавлялся при этом и вес фонаря $G_ф$, т.е. $n_x = X/(G_{к.к} + G_ф)$.

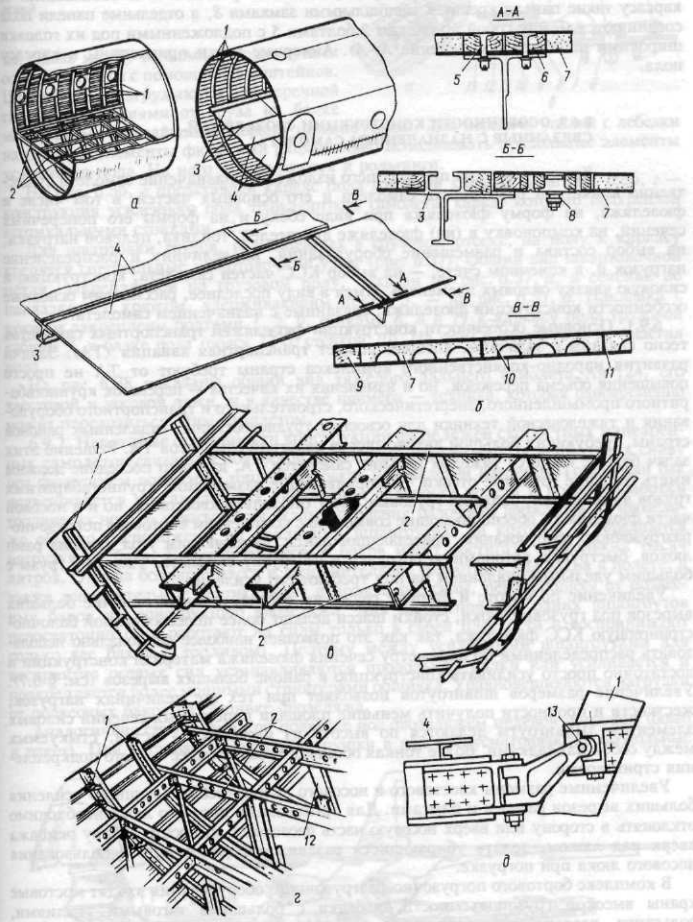


Рис. 6.36. Варианты конструкций пола

ми ребрами *11*. Панель окантована деревянными рейками *9* и бобышками. К каркасу такие панели крепятся специальными замками *8*, а отдельные панели пола соединяются между собой по балкам *2* болтами *5* с подложенными под их головки широкими шайбами (см. сечение *А—А*). Анкерные гайки приклепаны к каркасу пола.

§ 6.9. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ, СВЯЗАННЫЕ С НАЗНАЧЕНИЕМ САМОЛЕТА

Как уже ясно из предыдущего изложения, назначение самолета существенно влияет на размерность самолета и его основных частей, в том числе и фюзеляжа, на форму фюзеляжа при виде сбоку и на формы его поперечных сечений, на компоновку в (на) фюзеляже двигателей, топлива, целевой нагрузки, на выбор состава и размещение оборудования, на величину и распределение нагрузок и, в конечном счете, — на выбор КСС частей самолета, конструкцию и силовую увязку силовых элементов. Имея в виду последнее, рассмотрим основные особенности конструкции фюзеляжа, связанные с назначением самолета.

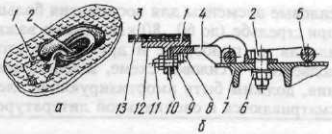
6.9.1. Основные особенности конструкции фюзеляжей транспортных самолетов тесно связаны с задачами, которые решает транспортная авиация (ТА). Задачи развития народно-хозяйственного комплекса страны требуют от ТА не просто повышения объема перевозок, но и изменения их качества — перевозок крупногабаритного промышленного, энергетического, строительного и транспортного оборудования и тяжеловесной техники для освоения труднодоступных отдаленных районов страны, требующих большой автономности действий самолетов ТА. Решение этих задач больше касается тяжелых дальних самолетов ТА, для чего последние должны иметь большие грузовые отсеки, обеспечивающие размещение крупногабаритных грузов в фюзеляже, большие грузовые люки (не только хвостовые, но и в носовой части фюзеляжа), обеспечивающие совместно с комплексом бортового погрузочно-разгрузочного оборудования, приседающим шасси, изменяющим угол наклона рамп люков, быструю и автономную погрузку и разгрузку самолета. Тяжелые грузы с большим удельным давлением на пол требуют его усиления.

Увеличение по высоте и ширине грузового отсека, а также наличие больших вырезов под грузовые люки, стойки шасси делают более целесообразной балочно-стрингерную КСС фюзеляжа, так как это позволяет наиболее рационально использовать распределенный по периметру сечения фюзеляжа материал конструкции и достаточно просто усиливать конструкцию в районе больших вырезов (см. § 6.7). Увеличение размеров шпангоутов позволяет при тех же величинах нагрузок, жесткости и прочности получить меньшие площади поперечных сечений силовых элементов. Шпангоуты делаются по высоте из нескольких частей, стыкуемых между собой накладками. Более тонкая обшивка требует более частого подкрепления стрингерами.

Увеличенные размеры хвостового и носового люков требуют мощного усиления больших вырезов рамами и бимсами. Для организации носового люка необходимо отклонять в сторону или вверх носовую часть фюзеляжа, выносить кабину экипажа вверх над люком, делать убирающиеся раздвижные рампы для использования носового люка при погрузке.

В комплекс бортового погрузочно-разгрузочного оборудования входят мостовые краны высокой грузоподъемности, лебедки с большими тяговыми усилиями, рольганги, раздвижные погрузочные рампы, швартовочное оборудование. Для установки кранов используются мощные продольные двутавровые балки *15* (см. рис. 6.11, *ж*) в верхней части фюзеляжа, опирающиеся на усиленные шпангоу-

Рис. 6.37. Конструкция швартовочных приспособлений



ты. Связь между балками и шпангоутами осуществляется с помощью кронштейнов. Шпангоуты нагружаются поперечной силой — реакциями от груза на балке между двумя ближайшими опорами (шпангоутами). Для передачи усилий с лебедки на силовые элементы фюзеляжа рационально использовать продольные элементы усиленного пола. На него укладываются и рольганги.

На рис. 6.36, *в* представлен каркас пола грузовой кабины, а на рис. 6.36, *г* — конструкция усиленного пола транспортного самолета, каркас которого подкреплен вертикальными стойками *12*.

Для швартовки грузов, размещенных в грузовом отсеке, на полу к каркасу крепятся специальные швартовочные узлы (рис. 6.37). Общий вид швартовочной петли, закрепленной на грузовом полу, показан на рис. 6.37, *а*, а сечение по накладке *4* с крюком, удерживающим петлю *5*, — на рис. 6.37, *б*. Накладка с крюком закреплены болтами *1*, *2*, *9*, гайками *6*, *8* и *11* к каркасу пола грузовой кабины *7*, к балке пола (поясу *12* со стенкой *10*). На этом рисунке *13* и *3* — настил пола.

На рис. 6.38 показаны общий вид тяжелого дальнего самолета Ан-124, его хвостовой и носовой люки, и в качестве примера — техника, которая одновременно может перевозиться этим самолетом.

6.9.2. Некоторые особенности конструкции фюзеляжей скоростных маневренных самолетов связаны с подвеской на специальных балочных держателях снизу под фюзеляжем подвесных топливных баков или целевой нагрузки. Топливный бак подвешивается на самолет для увеличения дальности полета и после выработки топлива из него — сбрасывается. Узлы крепления балочного держателя на фюзеляже обычно расположены на усиленных шпангоутах, на которые и передаются нагрузки от бака. Емкости подвесных баков могут достигать нескольких тысяч литров. Отсюда большие масса и дополнительное сопротивление баков в полете, а также дополнительные вертикальные и продольные силы, передающиеся от подвесных баков на конструкцию фюзеляжа. Для их восприятия одних шпангоутов недостаточно (они работают на силы только в своей плоскости и воспринимают только вес баков с топливом). Поэтому между усиленными шпангоутами для восприятия осевых сил устанавливаются продольные балки или усиливается и подкрепляется более мощными стрингерами обшивка. Уравновешиваются нагрузки от подвесных баков на обшивке фюзеляжа.

Аналогичная ситуация и при подвеске под фюзеляжем целевой нагрузки (бомб и ракет). При установке в фюзеляже пушки в нем предусматриваются продольные



Рис. 6.38. Самолет Ан-124 с отклоняющейся носовой частью, носовым и хвостовым люками

силовые элементы для восприятия большой динамической нагрузки — сил отдачи при стрельбе (до 60...80 кН). Очень важно, чтобы эта нагрузка как можно меньше влияла на приборное и другое оборудование. Для этого в конструкциях узлов подвески и в силовой схеме, задействованной для восприятия нагрузок от вооружения, должны быть амортизирующие элементы. Более подробно эти вопросы рассматриваются в специальной литературе.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Расскажите о назначении фюзеляжа и требованиях к нему. Как реализуются эти требования в конструкциях фюзеляжей, представленных на рис. 6.1, *а* и *б*?

2. Как в силовом отношении увязаны между собой основные силовые элементы конструкции агрегатов самолета, представленного на рис. 6.1?

3. Охарактеризуйте КСС фюзеляжа, дайте их характеристику и определите области их применения. Назовите нагрузки, действующие на фюзеляж балочно-стрингерной КСС, и опишите работу фюзеляжа под нагрузкой. Сделайте эскиз такого фюзеляжа, покажите нагрузки, действующие на него, и уравновесьте эти нагрузки в произвольно выбранных сечениях.

4. Определите назначение и опишите конструкцию силовых элементов фюзеляжа. Сделайте эскизы сечений этих элементов и их соединений между собой и с обшивкой. Сравните различные варианты соединений (см. рис. 6.12).

5. На сделанном эскизе фюзеляжа проставьте размеры и вычислите значения параметров фюзеляжа. Проанализируйте полученные значения (для какого типа самолета они могут оказаться пригодными или совсем непригодными). Измените размеры и сделайте эскиз заново. Ориентировочно наметьте на эскизе положения усиленных шпангоутов для крепления крыла и оперения в соответствии с выбранными для них КСС. Определите приближенно потребную толщину обшивки фюзеляжа в районе усиленного шпангоута для восприятия силы $Q = 100\,000$ даН, приходящейся на узел крепления крыла к этому шпангоуту. Материал обшивки Д16, размеры возьмите из чертежа.

6. Опишите назначение герметических кабин, их конструкцию, способы герметизации. Сделайте эскизы системы жизнеобеспечения для экипажей и пассажиров. Опишите средства для аварийного покидания самолета.

7. Опишите конструкцию фонарей кабины, остекления, дверей и люков, пола в грузовых кабинах и кабинах пассажиров, кресел и узлов их установки.

ГЛАВА 7

ШАССИ

§ 7.1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

7.1.1. Назначение шасси. Шасси представляет собой систему опор (рис. 7.1), необходимых для взлета, посадки, передвижения и стоянки самолета на земле, палубе корабля или воде.

Конструкция опоры состоит из опорных элементов — колес, лыж или других устройств, посредством которых самолет соприкасается с поверхностью места базирования (аэродромом), и силовых элементов — стоек, траверс, подкосов и других, соединяющих опорные элементы с конструкцией фюзеляжа или крыла. В конструкцию опор входит амортизационная система и тормозные устройства, которые позволяют:

воспринимать с помощью шасси возникающие при соприкосновении самолета с аэродромом статические и динамические нагрузки, предохраняя тем самым конструкцию агрегатов самолета от разрушения;

рассеивать поглощаемую энергию ударов самолета при посадке и рулении по неровной поверхности, чтобы предотвратить колебания самолета;

поглощать и рассеивать значительную часть кинетической энергии поступательного движения самолета после его приземления для сокращения длины пробега.

В решении этих задач и состоит основное назначение шасси.

На рис. 7.1, *а* показан современный истребитель с трехопорным шасси с передней опорой, а на рис. 7.1, *б* — пассажирский самолет с многоопорным шасси.

Относительная (по отношению к массе самолета) масса шасси $\bar{m}_{ш} = 0{,}04...0{,}06$.

7.1.2. Основные требования к шасси, кроме общих ко всем агрегатам требований (например, возможно меньшая масса при достаточных прочности и долговечности), включают и ряд специфических требований. Шасси самолета должно обеспечивать в ожидаемых условиях эксплуатации (имеются в виду класс аэродрома, размеры и состояние ВПП, погодные условия и т.д.):

устойчивость и управляемость самолета при разбеге, пробеге, рулении, маневр-

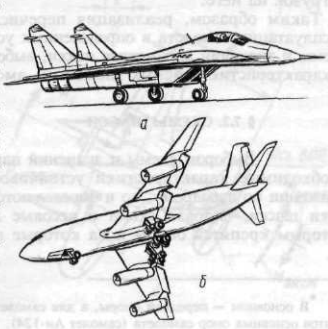


Рис. 7.1. Общий вид шасси самолета

рировании и буксировке. Необходимые значения характеристик устойчивости и управляемости самолета при его движении по аэродрому достигаются во многом выбором схемы и параметров шасси, характеристик амортизационной и тормозной систем;

амортизацию динамических нагрузок, возникающих при посадке и рулении. Амортизационная система — пневматики колес (если опорные элементы — колеса) и амортизаторы должны быть рассчитаны на поглощение всей нормируемой энергии удара при посадке, чтобы усилия в элементах конструкции самолета не превысили расчетных. Эта энергия должна быть рассеяна амортизацией;

возможность разворотов самолета на 180° на ВПП аэродромов заданного класса (определенной ширины)*. Это достигается прежде всего использованием управляемых опорных элементов, эффективностью тормозных устройств, достаточной для энергичного разворота самолета, и использованием тяги двигателей, а также выбором параметров шасси, типа, числа и расположения опорных элементов;

соответствие опорных элементов назначению, условиям эксплуатации и весовым характеристикам самолета. Это достигается выбором типа и значений параметров опорных элементов. С их помощью должна обеспечиваться возможность изменения в широком диапазоне коэффициента сопротивления движению для осуществления стрягивания самолета с места на тяге собственных двигателей, разбега с ускорением при взлете и пробега с замедлением при посадке. Все это в пределах определенной длины ВПП, допустимой нагрузки на ее поверхность и глубины колеи. Значения параметров опорных элементов должны определяться с учетом обеспечения взлета самолета с максимальной для него массой и посадки с максимальной разрешенной массой;

надежную фиксацию опор и створок шасси в выпущенном и убранном положениях. Должна быть исключена возможность самопроизвольного выпадания шасси в полете и складывания его на земле. Для этого краны уборки и выпуска шасси должны иметь блокировку. Выпуск и уборка шасси должны производиться за возможно меньшее время (не более 10...12 с).

Шасси самолета должно: иметь возможно меньшие габариты (меньшее лобовое сопротивление), особенно в убранном положении; обеспечивать самолету необходимый посадочный (а для некоторых схем шасси и взлетный) угол; облегчать погрузку и разгрузку грузовых самолетов изменением высоты опор; иметь высокую долговечность (20 000...30 000 посадок) и хорошие подходы для осмотра и ремонта.

При выборе значений параметров шасси и КСС опор необходимо стремиться к получению минимальной массы шасси при восприятии возможных в эксплуатации нагрузок на него.

Таким образом, реализация перечисленных выше требований к шасси при эксплуатации самолета в определенных условиях достигается прежде всего выбором схемы и значений параметров шасси, выбором КСС опор, подбором (расчетом) типа и характеристик опорных элементов, амортизации и тормозных устройств.

§ 7.2. СХЕМЫ ШАССИ

Выбором схемы и значений параметров шасси обеспечиваются не только необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета при его движении по аэродрому, но и определяются нагружение опор и весовые характеристики шасси, силовая схема и весовые характеристики тех частей самолета, к которым крепятся опоры и на которые передаются от них нагрузки. Некоторые

*В основном — передней опоры, а для самолетов большой размерности — и части опорных элементов основных опор самолета (самолет Ан-124).

схемы шасси требуют повышенной эффективности РВ (ЦПГО) для обеспечения взлета самолета и специальной конструкции самих опор.

7.2.1. Схемы шасси. Различные варианты размещения опор на самолете (см. рис. 1.4) сводятся к следующим схемам шасси: четырехопорной схеме; трехопорной схеме с хвостовой опорой; трехопорной схеме с передней опорой; двухопорной (велосипедной) схеме со вспомогательными подкрыльными опорами; многоопорной (более трех опор) схеме.

Из этих схем наибольшее распространение сейчас получила почти на всех типах самолетов схема шасси с передней опорой, однако в последнее время стало больше появляться самолетов с числом опор больше трех, особенно на тяжелых транспортных и пассажирских самолетах. Трехоопорная схема шасси с хвостовой опорой, широко применявшаяся вплоть до конца 1940-х гг., встречается сейчас только на некоторых типах спортивных и сельскохозяйственных самолетов. Ограничено и применение двухопорной (велосипедной) схемы шасси, в основном она применяется на самолетах вертикального взлета и посадки с единой силовой установкой и на самолетах с большим вырезом в фюзеляже под грузовой отсек. Четырехопорная схема шасси, показанная на рис. 1.4, применялась на самолете А.Ф. Можайского и встречалась в проектах других самолетов в конце прошлого столетия.

7.2.2. Трехопорная схема шасси с хвостовой опорой показана на рис. 1.4 и 7.2. Как видно из рис. 7.2, две основные опоры самолета находятся впереди ЦМ и близко к нему. Поэтому на основные опоры на стоянке приходится до 90 % веса самолета. Третья хвостовая опора вынесена далеко назад от ЦМ под хвостовое оперение (см. рис. 7.2, *а*). На эту опору приходится до 10 % стояночной нагрузки. По своим геометрическим размерам она гораздо меньше основных опор. Все это позволяет получить более короткую, легкую и удобную для уборки хвостовую опору.

Однако трехопорная схема шасси с хвостовой опорой имеет ряд недостатков:

склонность самолета с такой схемой шасси к капотированию, особенно при посадке на повышенной скорости;

сложность самого процесса посадки, так как при превышении посадочной скорости трудно избежать взмывания самолета при касании поверхности аэродрома сначала только опорными элементами обеих основных опор, а посадка на все три опоры ("на три точки") одновременно требует хорошей летной подготовки. Затрудняет посадку и плохой обзор вперед при посадочном положении самолета;

плохая путевая устойчивость;

разрушение ВПП струями выхлопных газов при установке на самолет вместо поршневых двигателей (ПД) реактивных двигателей (РД).

При интенсивном торможении колес, наезде на препятствие или при зарывании колес в мягкий грунт возможно капотирование самолета. Условия капотирования

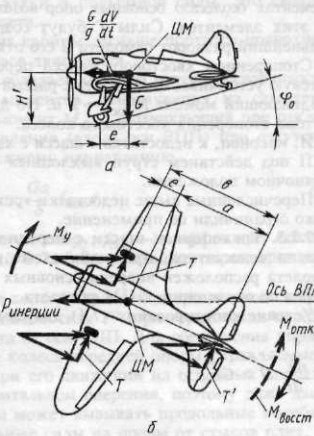


Рис. 7.2. Трехопорная схема шасси с хвостовой опорой, параметры шасси, путевая устойчивость

возникают, когда опрокидывающий момент $M_{опр}$ относительно оси, проходящей через центры контактных площадок колес основных опор, становится больше восстанавливающего момента $M_{восст}$ относительно той же оси.

Выражая значения $M_{опр}$ как произведение силы инерции (массы самолета G/g на его ускорение (в данном случае — замедление) dV/dt) на плечо H' ($H' = H$ — высота шасси при опирании самолета на все три опоры), а значение $M_{восст}$ — как произведение веса самолета G на плечо e (см. рис. 7.2, *а*), получим условие капотирования самолета в виде неравенства

$$\frac{G}{g}\frac{dV}{dt}H' > Ge. \qquad (7.1)$$

Превышение скорости на посадке при попытке придать самолету трехточечное (посадочное) положение приводит к взмыванию самолета, так как при этом увеличивается угол атаки самолета и возрастает подъемная сила. Самолет отходит от земли, но газ убран до "малого", в результате чего происходит быстрая потеря скорости (подъемной силы) и опускание самолета с большой вертикальной скоростью на землю. Так как основные опоры находятся ближе к ЦМ самолета, то самолет приземляется на эти опоры. Происходит удар. Амортизация не успевает рассеять поглощаемую энергию удара за один ход, и самолет вновь отделяется от земли, так как в процессе обратного хода (распрямления) амортизации происходит вновь увеличение угла атаки самолета и т.д. Амплитуда (высота) таких скачков самолета может возрастать. Само это явление получило название "козления". При малой эффективности рулей на малой скорости летчику трудно справиться с посадкой самолета при "козлении", и это может привести к поломке шасси или капотированию самолета.

В плохой путевой устойчивости самолета с хвостовой опорой при пробеге можно убедиться, рассматривая действующие на самолет от опорных элементов шасси силы и моменты. Так, при случайном отклонении самолета от оси ВПП (например, при ветровой нагрузке — действии момента $M_{откл}$, см. рис. 7.2, *б*) на опорных элементах (колесах) основных опор возникнут силы T, перпендикулярные плоскости этих элементов. Силы T будут создавать момент $M_y = 2Te$, усугубляющий дальнейший разворот самолета и его отклонение от оси ВПП.

Стопорением хвостового колеса перед взлетом и посадкой можно улучшить путевую устойчивость самолета с рассматриваемой схемой шасси, создавая восстанавливающий момент $M_{вост} = T'a$. Но для этого на самолете нужна специальная система стопорения хвостового колеса.

И, наконец, к недостаткам шасси с хвостовой опорой надо отнести разрушение ВПП под действием струи выхлопных газов РД из-за наклона оси самолета в стояночном положении.

Перечисленные выше недостатки трехопорной схемы шасси с хвостовой опорой резко ограничили ее применение.

7.2.3. Трехопорное шасси с передней опорой, показанное на рис. 1.4 и 7.3, лишено недостатков, присущих схеме шасси с хвостовой опорой, так как ЦМ самолета расположен впереди основных опор, а передняя опора вынесена далеко вперед по отношению к ЦМ самолета.

Условие капотирования (7.1) для самолета с такой схемой шасси будет иметь вид

$$\frac{G}{g}\frac{dV}{dt}H > Ga, \qquad (7.2)$$

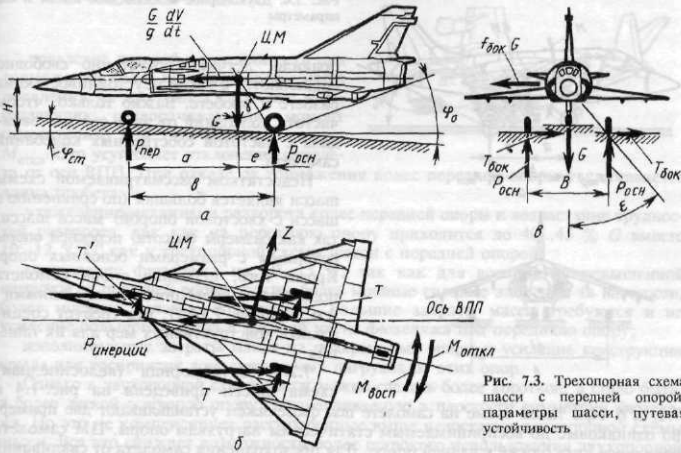


Рис. 7.3. Трехопорная схема шасси с передней опорой, параметры шасси, путевая устойчивость

что при значении a, гораздо большем, чем значение e, сводит к минимуму вероятность капотирования даже при интенсивном торможении колес на основных опорах.

При посадке на основные опоры даже на повышенной скорости самолет с передней опорой имеет тенденцию к опусканию носа (ЦМ находится впереди основных опор) и к уменьшению угла атаки и подъемной силы. Это сводит к минимуму возможность взмывания самолета.

При такой схеме шасси лучше обзор из кабины, меньше портится поверхность ВПП под действием струи выхлопных газов двигателей.

Трехопорное шасси с передней опорой обладает хорошей путевой устойчивостью. На рис. 7.3, *б* приведена схема сил и моментов, действующих на самолет от опорных элементов. Восстанавливающий момент $M_{восст}$, возникающий при отклонении самолета от первоначального направления (вдоль оси ВПП) при отсутствии силы T', способен вернуть самолет к прежнему направлению

$$M_{восст} = 2Te = 2P_{осн}f_{бок}e = 2\,\frac{Ga}{2b}\,f_{бок}e = \frac{Ga}{b}\,f_{бок}e\,. \qquad (7.3)$$

Здесь $Ga/(2b) = P_{осн}$ — нагрузка на основную опору; $f_{бок}$ — коэффициент скольжения вдоль оси Z, достигающий значений 0,7...0,8; остальные параметры шасси показаны на рис. 7.3, *а, в*.

Для улучшения путевой устойчивости колеса передней опоры делают свободно ориентирующимися, чтобы на них не возникала сила T' (при торможении передних колес), усугубляющая отклонение самолета от оси ВПП. Для обеспечения управляемости при движении самолета по земле колеса передней опоры управляемые.

Продольная устойчивость самолета при его движении на основных опорах не может быть обеспечена силами на горизонтальном оперении, поэтому даже движение по ВПП с искусственным покрытием может вызывать продольные колебания самолета. Причины этого — дополнительные силы на опоры от стыков плит. Как

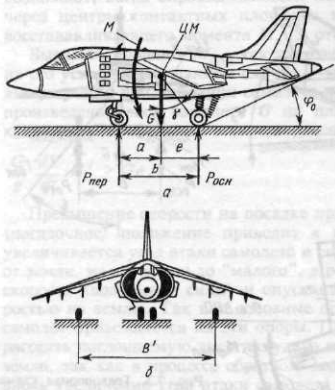


Рис. 7.4. Двухопорное велосипедное шасси и его параметры

правило, летчики достаточно свободно справляются с такой неустойчивостью на разбеге и пробеге. Важно только, чтобы частота колебаний от этих сил не совпадала с частотой собственных колебаний самолета.

Недостатком рассматриваемой схемы шасси является большая (по сравнению с шасси с хвостовой опорой) масса шасси, так как размеры (высота) передней опоры сравнимы с размерами основных опор. Кроме того, передняя опора самолета подвержена колебаниям типа "шимми" (см. подразд. 7.14.1), что требует специальных конструктивных мер для их гашения.

7.2.4. Двухопорная (велосипедная) схема шасси приведена на рис. 1.4 и 7.4, *а*, *б*. При такой схеме на самолете под фюзеляжем устанавливают две примерно одинаковые по воспринимаемым статическим нагрузкам опоры. ЦМ самолета находится чуть ближе к задней опоре. Для предохранения самолета от сваливания на крыло на нем устанавливают две подкрыльные опоры. Эти дополнительные опоры в случае касания поверхности аэродрома могут воспринимать до 5 % стояночной нагрузки, имеют мягкую амортизацию и обеспечивают самолету достаточную поперечную устойчивость. Передняя опора управляемая, что обеспечивает управляемость самолета при его движении по аэродрому. Для увеличения угла атаки на взлете при малоэффективных на малой скорости РВ (ЦПГО) передняя опора может удлиняться ("вздыбливаться") или основная опора — укорачиваться ("приседать"). Это улучшает взлетные характеристики самолета.

Двухопорная схема шасси известна с 1950-х гг. Ее применяли на военных самолетах В-47, В-52, самолетах КБ Яковлева, Мясищева и др. Появление этой схемы было вызвано необходимостью увязать в компоновочной схеме самолета грузоотсек (бомбоотсек), положение которого связано с ЦМ самолета, высокорасположенное крыло и шасси. В такой схеме длина стоек шасси при их уборке в крыло может доходить до 3 м и более, а в фюзеляж их убрать некуда, так как центральная часть фюзеляжа занята грузоотсеком. Такая же проблема возникла при компоновке самолетов вертикального взлета и посадки с единой силовой установкой, положение которой также связано с положением ЦМ самолета. В этом смысле двухопорная схема шасси представляет собой *вынужденное решение*, и при ее реализации на самолете обычного взлета и посадки появляются трудности в технике пилотирования, связанные с необходимостью приземления точно на обе опоры одновременно. Приземление сначала на заднюю опору вызывает:

возникновение значительного момента M относительно задней опоры, равного Ge (см. рис. 7.4, *а*), и больших динамических нагрузок на переднюю опору и узлы ее крепления;

усложнение конструкции передней опоры за счет механизма "вздыбливания", необходимого для увеличения угла атаки самолета при взлете. Это увеличивает массу передней опоры и усложняет ее конструкцию;

Рис. 7.5. Многоопорное шасси



появление путевой неустойчивости при торможении колес передней опоры из-за появления на них сил T' (см. рис. 7.3), создающих разворачивающий момент относительно ЦМ того же знака, что и $M_{откл}$. Это усугубляет отклонение самолета от оси ВПП. При отказе от торможения колес передней опоры увеличивается длина пробега;

утяжеление механизма разворота колес передней опоры и возрастание трудностей разворота, так как на переднюю опору приходится до 40...45 % G вместо 10...12 % G, как у трехопорной схемы шасси с передней опорой;

утяжеление фюзеляжа на 10...15 %, так как для восприятия повышенной нагрузки от передней опоры нужны более мощные силовые элементы (в частности, более мощные силовые шпангоуты). Большие затраты массы требуются и на усиление большого выреза в носовой части фюзеляжа под переднюю опору;

дополнительные затраты массы на подкрыльные опоры и усиление конструкции крыла для восприятия дополнительных нагрузок от этих опор.

Однако в двухопорной схеме шасси можно сделать более короткой, а стало быть, и более легкой основную опору, устанавливаемую в плоскости симметрии фюзеляжа. Но это не компенсирует рассмотренные выше недостатки двухопорной схемы шасси. Все это снижает возможности более широкого использования двухопорной схемы шасси на самолетах обычного взлета и посадки.

На СВВП недостатки двухопорной схемы шасси, связанные со взлетом и посадкой самолета обычной схемы, рассмотренные выше, сказываются гораздо меньше. При такой схеме шасси опорные элементы (колеса) лучше, чем при других схемах шасси, защищены от воздействия горячих газов от двигателей. Эти обстоятельства, плюс некоторый выигрыш в массе за счет более короткой основной опоры сделали целесообразным применение двухопорной (велосипедной) схемы шасси на СВВП (например, на самолете "Харриер" и его модификациях).

7.2.5. Многоопорные схемы шасси (см. рис. 1.4 и 7.1, *б*) начали появляться на тяжелых транспортных и пассажирских самолетах (массой 200 т и более) как логический результат дальнейшего развития многостоечных шасси с большим числом колес, когда в состав основных опор стало входить больше одной стойки, соединяющей опорные элементы с силовыми элементами фюзеляжа или крыла (рис. 7.5). Задние стойки с колесами на самолетах с такими многостоечными опорами начали смещать к плоскости симметрии фюзеляжа для повышения проходимости самолета (снижения и более равномерного распределения нагрузок на поверхность ВПП) и во многих случаях для облегчения компоновки шасси в убранном положении*. На самолете Ил-86 вместо двух смещенных к оси самолета задних стоек основных опор, как это сделано на самолете "Боинг-747", используется центрально расположенная третья основная или главная опора (см. рис. 7.1, *б*). На самолете С-5 (США) используются многостоечные основные опоры (см. рис. 7.5), четвертая опора вынесена по оси самолета назад и используется как хвостовая предохранительная опора. На самолетах с многостоечными опорами или с многоопорной схемой шасси ЦМ самолета может находиться между

*Не путать понятие "многостоечная опора", где в состав одной основной опоры входят несколько (больше одной) стоек с колесами, с понятием "многоопорная схема", где число самих опор более трех.

передней и задними стойками основных опор, что снижает нагрузки на переднюю опору и уменьшает массу носовой части фюзеляжа вместе с передней опорой. Для улучшения управляемости самолетов с многостоечными опорами при их движении по земле кроме передних управляемых колес делают управляемыми колеса на всех или только на передней и задней стойках основных опор.

Уборка шасси в фюзеляж и крепление стоек шасси к силовым элементам фюзеляжа позволяют в ряде случаев уменьшить габариты и массу опор (особенно при высокорасположенном крыле), упростить конструкцию опор, проще решать задачи восприятия приходящих на опоры нагрузок и размещения шасси в убранном положении. Однако в этом случае трудно обеспечить необходимую ширину колеи B шасси (см. рис. 7.3), влияющую на характеристики устойчивости и управляемости самолета, кроме того, увеличиваются площадь миделевого сечения фюзеляжа и площадь омываемой поверхности.

§ 7.3. ПАРАМЕТРЫ ШАССИ

7.3.1. Основные геометрические параметры шасси приведены на рис. 7.2...7.4. Это продольная база шасси b — расстояние между передней (хвостовой) и основными опорами шасси, ширина колеи шасси B — расстояние между основными опорами. Эти расстояния замеряются между центрами контактных площадок с поверхностью аэродрома колес передней (хвостовой) и основных опор — точками приложения равнодействующих нагрузок на эти опоры: $P_{осн}$ и $P_{пер}$ ($P_{хв}$) (см. рис. 7.3, 7.4). К геометрическим параметрам относятся также высота шасси H — расстояние от ЦМ самолета до поверхности аэродрома, вынос основных опор e и передней (хвостовой) опоры a относительно ЦМ самолета — расстояния от проекции ЦМ до равнодействующих нагрузок на основные и переднюю (см. рис. 7.3, 7.4), хвостовую (см. рис. 7.2) опоры. Кроме того, это посадочный угол — угол между продольной осью фюзеляжа при стоянке самолета и касательной к основным опорам (в точке касания колес) и к предохранительной опоре на фюзеляже. Как видно из рис. 7.3 и 7.4, этот угол обозначен через φ_0. Этот угол называется еще углом опрокидывания, так как он связан с условиями опрокидывания самолета на "хвост". И, наконец, стояночный угол $\varphi_{ст}$ (угол между осью фюзеляжа при стоянке самолета и поверхностью аэродрома), угол выноса относительно ЦМ самолета основных опор в продольном γ (см. рис. 7.3, *а*) и в поперечном ε направлениях (см. рис. 7.3, *в*).

Значения параметров шасси во многом определяют характеристики устойчивости и управляемости самолета, его взлетно-посадочные и весовые характеристики, т.е. не только весовые характеристики самого шасси, но и массу тех агрегатов, к которым крепится шасси.

7.3.2. Анализ влияния значений параметров шасси на характеристики самолета.

Влияние параметров шасси на условия капотирования самолета. Выше в подразд. 7.2.2. и 7.2.3 уже рассматривались условия, при которых возможно капотирование самолетов с трехопорной схемой шасси.

Для самолетов с хвостовой опорой это $dV/dt > eg/H'$ [см. выражение (7.1) и рис. 7.2, *а*, *б*]. При $e/H = \text{tg}\,\gamma$, $\gamma \approx 14...16°$ и $\text{tg}\,\gamma \approx 0{,}3$ капотирование самолета может наступить при

$$dV/dt > 0{,}3g, \qquad (7.4)$$

что уже возможно при эффективном использовании тормозов колес. Отсюда — ограничения в применении тормозов на самолетах с такой схемой шасси. Как видно из выражения (7.1), увеличение H' снижает критические значения dV/dt и делает капотирование более вероятным, а увеличение e — наоборот.

Для самолетов с передней опорой $dV/dt > (a/H)g$ [см. выражение (7.2) и рис. 7.3]. При существующих на современных самолетах соотношениях $a \approx 9e$ (на переднюю опору приходится до 10 % от массы самолета), $a/H = 9e/H$, $e/H = \text{tg}\,\gamma$ и $\gamma = 14...16°$ капотирование самолета могло бы наступить при

$$dV/dt > 2{,}7g, \tag{7.5}$$

что практически исключается даже при интенсивном торможении колес на основных опорах. Отсюда очень важное преимущество самолетов с передней опорой — возможность интенсивного применения тормозов при пробеге.

Влияние параметров шасси на путевую устойчивость самолетов с передней опорой можно проследить, используя выражение (7.3) и сложившиеся соотношения значений параметров шасси $a \approx 9e \approx 0{,}9b$. Тогда значение $M_{восст}$, возникающего при случайном отклонении самолета, будет определяться в основном значением выноса основных опор e, т.е.

$$M_{восст} = \frac{Ga}{b} f_{бок} e \approx 0{,}9 G f_{бок} e, \tag{7.6}$$

и чем больше значение e, тем выше путевая устойчивость самолета. Для самолета с многоопорной схемой шасси (см. рис. 7.1, *б*) и многостоечными опорами (см. рис. 7.5) путевая устойчивость из-за большого, как правило, выноса главной опоры или центра контакта с ВПП основных опор выше, чем у самолетов с обычной трехопорной схемой шасси.

Влияние на характеристики самолета:

высоты шасси самолета H. С увеличением H увеличивается вероятность капотирования самолета с трехопорной схемой шасси с хвостовой опорой, увеличивается догружение передней опоры при других схемах шасси моментом от инерционных сил (это приводит к увеличению массы носовой части фюзеляжа), возрастают масса опор и нагрузки на узлы их крепления в фюзеляже (отсюда растет и масса фюзеляжа), возрастает опрокидывающий момент на крыло от инерционной силы $Gf_{бок}H$ (см. рис. 7.3, *в*), возрастают также трудности и в уборке шасси. Однако уменьшению H часто препятствует необходимость обеспечения достаточного посадочного угла атаки $\alpha_{пос}$ (посадочного угла φ_0, связанного с $\alpha_{пос}$ соотношением $\varphi \geq \alpha_{пос} - \alpha_{уст}$, где $\alpha_{уст}$ — установочный угол крыла) и требование, чтобы отдельные части самолета при движении по аэродрому не касались его поверхности. Для самолетов с ПД или ТВД расстояние от концов лопастей до грунта при обжатой амортизации должно быть не менее 160 мм;

выноса e основных опор относительно ЦМ. С увеличением e возрастает путевая устойчивость самолетов с передней опорой, но возрастают также продольная неустойчивость и недостатки, связанные с увеличением пикирующего момента Ge (может не хватить рулей высоты на взлете для отрыва передней опоры, возрастает нагрузка на переднюю опору и на узлы ее крепления; обычно $e = 0{,}1b$);

угла выноса γ. Параметры e, H и γ связаны между собой: $e/H = \text{tg}\,\gamma$. Угол γ из условия неопрокидывания самолета на хвостовую опору должен быть больше угла φ_0 хотя бы на 1...2°. С другой стороны, при больших значениях угла γ так же, как и при увеличении значения e, затрудняется взлет самолета (возрастают нагрузки на переднюю опору и может не хватить РВ);

посадочного угла φ_0. Значения этого угла в пределах 8...14° должны обеспечивать при посадке самолета значения c_{ya}, близкие к $c_{ya\,max}$, так, чтобы самолет при этом не касался поверхности аэродрома хвостовой частью фюзеляжа. Для этого $\varphi_0 \geq \alpha_{пос} - \alpha_{уст}$. Большие значения φ_0 относятся к треугольным крыльям, так как у них $c_{ya\,max}$ достигается на бо́льших углах атаки;

стояночного угла $\varphi_{ст}$. Выбор значений $\varphi_{ст}$ и H определяет положение оси самолета относительно поверхности аэродрома. Для самолетов с большой тяговооруженностью, обеспечивающей взлет с заданной $L_{ВПП}$, для сокращения длины пробега делают $\varphi_{ст} < 0$, чтобы уменьшить угол атаки и подъемную силу самолета на пробеге. Это позволяет эффективнее использовать тормоза (сила торможения колес $T_т = f_т\,(G - Y)$ взрастает с уменьшением Y) и тем самым уменьшить длину пробега (самолеты Су-7, "Буран"). Обычно $\varphi_{ст} \approx 0$;

колеи B (см. рис. 7.3, *в*). Расстояние между основными опорами определяет характеристики поперечной и путевой устойчивости и влияет на управляемость самолета при его движении по аэродрому. Условие неопрокидывания самолета на крыло от боковой силы $Gf_{бок}$ (см. рис. 7.3, *в*) может быть записано в виде

$$Gf_{бок}H < 0{,}5GB;\quad f_{бок} < B/(2H) = \operatorname{tg}\varepsilon\,. \tag{7.7}$$

При значении $f_{бок} = 0{,}7...0{,}8$ угол ε должен быть не меньше 35...40°, $B = 2H\operatorname{tg}\varepsilon$. Увеличение колеи B делает самолет более чувствительным к действию тормозов колес, но одновременно повышается чувствительность самолета к наездам колесами на неровности. Расстояние между основными опорами определяется как результат увязки в компоновочной схеме самолета узлов крепления опор к фюзеляжу или к крылу с силовыми элементами этих агрегатов, способными воспринять нагрузки от опор, и обеспечения при этом необходимых значений угла φ_0, выноса опор e и угла выноса γ и, конечно, обеспечения необходимых объемов для уборки основных опор.

§ 7.4. НАГРУЗКИ НА ШАССИ И РАБОТА ШАССИ ПОД НАГРУЗКОЙ*

Внешние нагрузки на шасси в виде реакций поверхности аэродрома на основные $P_{осн}$ и на переднюю $P_{пер}$ опоры (см. рис. 7.3, *а*) лобовых P_x и боковых P_z сил (рис. 7.6, 7.7) возникают в момент приземления самолета, в процессе его движения по аэродрому и при стоянке. Поэтому эти нагрузки могут быть как динамическими, так и статическими. Однако, конечно, основными (расчетными) нагрузками, с учетом которых определяется прочность не только самих элементов конструкции шасси, но и тех элементов, к которым шасси крепятся, являются динамические нагрузки. Их величина и направление определяются в основном условиями и характером посадки (имеется в виду грубая посадка одновременно на три опоры — вертикальный удар или на две основные опоры, посадка со сносом или без сноса, состояние поверхности аэродрома, наезд на неровности и лобовой удар из-за этого и др.), а также ВПХ самолета, КСС опор и типом опорных элементов, характеристиками амортизационной системы и т.д. Для таких элементов конструкции шасси, как, например, механизмы уборки и выпуска с замками убранного и выпущенного положений для створок и щитков, закрывающих ниши шасси, расчетными могут оказаться аэродинамические и массовые (инерционные) силы,

*Рассматриваемые ниже вопросы относятся к трехопорной с носовой опорой схеме шасси с колесными опорными элементами, получившими наибольшее распространение. Особенности других схем только отмечаются.



Рис. 7.6. Силы, действующие на опору

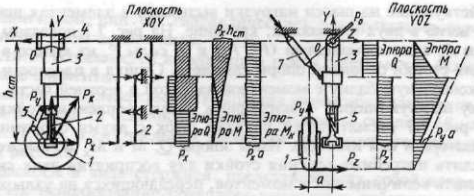


Рис. 7.7. Нагрузки, действующие на опору, и эпюры Q и M по высоте стойки

действующие в полете на эти элементы при эволюциях самолета, а также при выпуске и уборке шасси.

Нагрузки на шасси, приложенные к опорным его элементам (колесу, лыже и др.), можно в общем случае представить в виде составляющих сил P_X, P_y и P_z по осям X, Y и Z (см. рис. 7.6). Наиболее характерные для эксплуатации случаи нагружения нормированы. Нормами прочности задаются эксплуатационные значения нагрузок — сил P_x, P_y, P_z, действующих на опорные элементы со стороны аэродрома в направлении осей X, Y, Z, моментов M_y относительно оси Y и относительно оси колеса $M_т$ (момента торможения).

Максимальная вертикальная нагрузка на колеса получается при посадке на все опоры одновременно — случай "грубой" посадки $E_ш$. Расчетная величина нагрузки на основную опору в этом случае $P_{осн\,E} = Z_к P^{пос}_{к.ст} n^э_E f$, где $Z_к$ — число колес на опоре; $P^{пос}_{к.ст}$ — стояночная нагрузка на колесо при посадочной массе самолета; $n^э_E$ — эксплуатационная перегрузка в случае $E_ш$; f — коэффициент безопасности для случая $E_ш$, задаваемый Нормами прочности. Величина $n^э_E$ определяется при расчете амортизации из условия поглощения нормируемой эксплуатационной работы (см. подразд. 7.12.1). По Нормам прочности значение $n^э_E$ находится в пределах 2,5...3,5 (меньшее значение в основном для самолетов неманевренных и ограниченно маневренных с небольшим значением $n^э_{max}$). В случае $E_ш$ нагрузками по осям X и Z пренебрегают.

Наибольшие лобовые нагрузки действуют на шасси при посадке самолета с нераскрученными или заторможенными колесами и наезде на неровности — случай переднего (лобового) удара $G_ш$. Расчетная величина нагрузки на основной опоре $P_{осн\,G} = Z_к P^{взл}_{к.ст} n^э_G f$, нагрузка проходит через ось колеса и направлена под углом $\alpha \approx 45°$ к горизонту. Здесь $P^{взл}_{к.ст}$ — стояночная нагрузка на колеса при максимальной взлетной массе самолета, $n^э_G$=1,5— эксплуатационная перегрузка в случае $G_ш$.

Наибольшие боковые нагрузки на шасси возникают при посадке со сносом и при разворотах самолета — случай $R_ш$. В этих случаях на колеса действует помимо вертикальной нагрузки еще и боковая сила. Для основной опоры по оси Y расчетная нагрузка $P_{y\,осн\,R} = P^{пос}_{к.ст} n^э_R f$ и по оси Z расчетная нагрузка $P_{z\,осн\,R} = f_{бок} P_{y\,осн\,R}$, где $n^э_R \approx 0{,}7 n^э_E$, а $f_{бок}$ — коэффициент трения при боковом скольжении.

Действующие на шасси нагрузки вызывают в элементах шасси осевые усилия, срез и изгиб в двух плоскостях, кручение. На рис. 7.7 показаны эпюры Q, M и $M_к$ от силы $P_к$ с составляющими (P_y, P_x) и от силы P_z на колесо в плоскостях XOY и YOZ для стойки основной опоры самолета. Стойка в плоскости XOY представляет собой консольную балку с моментной заделкой в верхней части, а в плоскости YOZ — балку на двух опорах — шарнирных узлах крепления стойки и подкоса к ней.

На рис. 7.7 схематически показан шток с двумя опорами внутри цилиндра амортизатора и сам цилиндр. Имея эпюры Q, M и $M_к$ по высоте стойки $h_{ст}$, можно определить потребные сечения стойки для восприятия этих силовых факторов и определить величины сил и моментов, передающихся на узлы крепления стойки к силовым элементам крыла. В § 6.6 в качестве примера уже рассматривалось нагружение стойки передней опоры пассажирского самолета силами P_x, P_y, P_z (см. рис. 6.15) и передача этих сил на узлы крепления стойки и конструкцию носовой части фюзеляжа вплоть до уравновешивания нагрузок на обшивке фюзеляжа. В принципе аналогична передача нагрузок и их уравновешивание и от стоек основных опор, крепящихся в фюзеляже (см. рис. 6.16).

При креплении стоек опор к усиленным нервюрам в крыле, непосредственно к лонжеронам крыла и к подкосным балкам нагрузки от опор (от узлов их крепления) в виде дополнительных поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов будут передаваться на узлы крепления крыла и там уравновешиваться.

По характеру эпюр и величинам сил и моментов в элементах опор и, главное, в сечениях стойки можно судить о целесообразности КСС опоры*. Так, даже из эпюр на рис. 7.7 видно, что включение подкоса в КСС опоры в плоскости YOZ позволяет существенно снизить значение изгибающего момента в сечениях стойки выше узла крепления подкоса и свести его до нуля в узле крепления стойки.

§ 7.5. ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ОПОР САМОЛЕТА И ИХ НАЗНАЧЕНИЕ

7.5.1. Основными элементами конструкции опор самолета (см. рис. 7.7 и далее рис. 7.8...7.12) являются:

опорные элементы *1*, обеспечивающие соприкосновение самолета с поверхностью аэродрома — колесо, лыжа (грунтовая, снежная), поплавки, лодки, гусеницы, воздушная подушка;

стойка *3*, обеспечивающая передачу нагрузок с опорных элементов на конструкцию самолета через узлы подвески *4*. Если внутренняя полость стойки используется для размещения амортизатора, то такая стойка называется амортизационной;

узлы подвески *4*, связывающие стойку шасси с силовыми элементами конструкции фюзеляжа или крыла;

двухзвенник (шлиц-шарнир) *5*, состоящий из двух шарнирно соединенных звеньев, связывающих шток амортизационной стойки с цилиндром, чем и обеспечивается передача $M_к$ от штока на цилиндр амортизатора и фиксация штока с колесами от проворота;

амортизатор, состоящий из штока с поршнем и цилиндра (см. рис. 7.42 и 7.43), служит для поглощения и рассеивания кинетической энергии самолета при посадке и движении самолета по неровному грунту;

цилиндр-подъемник *7* для уборки и выпуска стойки шасси;

---

*КСС опор будут рассмотрены в § 7.8.

замки (механические или (и) гидравлические) для фиксации стоек шасси в убранном и выпущенном положениях.

В зависимости от особенностей конструкции шасси опора может включать в себя еще и следующие элементы:

гасители колебаний (демпферы) для гашения самовозбуждающихся колебаний как всей опоры в целом (в основном передней опоры) — см. поз. *18* на рис. 7.10, поз. *6* на рис. 7.11, так и ее отдельных элементов (например, тележки с колесами) — см. поз. *5* на рис. 7.8;

подкосы и раскосы в виде стержней, представляющих собой дополнительные опоры стойки. Их использование позволяет уменьшить действующие на стойку изгибающие моменты и увеличить ее жесткость. С помощью подкоса стойка шасси удерживается в выпущенном положении и фиксируется в этом положении замками подкоса. Подкос может быть использован для уборки стойки, если к нему присоединяется цилиндр-подъемник (см. поз. *1*, рис. 7.11). В качестве подкоса может использоваться и сам цилиндр-подъемник (см. поз. *7* на рис. 7.7 и поз. *7* на рис. 7.9);

тележки (см. рис. 7.8, 7.22, 7.23) и балки (см. рис. 7.24 поз. *7*) для крепления к одной амортизационной стойке четырех и более колес;

траверсы (см. поз. *1* на рис. 7.8 и поз. *2* на рис. 7.10) для крепления стоек к узлам подвески на самолете, а также другие элементы, определяющие конструкцию, работу, уборку и выпуск более сложных опор самолета.

На рис. 7.8, 7.9 представлены достаточно типичные конструкции основных опор пассажирского (транспортного) и легкого маневренного самолетов, а на рис. 7.10, 7.11 и 7.12 — конструкции передних опор такого типа самолетов.

7.5.2. Конструкция основных опор. Основная опора (рис. 7.8) состоит из амортизатора (амортизационной стойки), тележки с колесами, траверсы, переднего раскоса и бокового складывающегося подкоса.

Амортизационная стойка *3* проушинами *20* в верхней своей части болтом *22* крепится к траверсе *1*, устанавливаемой с помощью оси внутри нее в переднем узле крепления стойки *21* (см. рис. 7.8, *б*). В бронзовые втулки заднего узла крепления

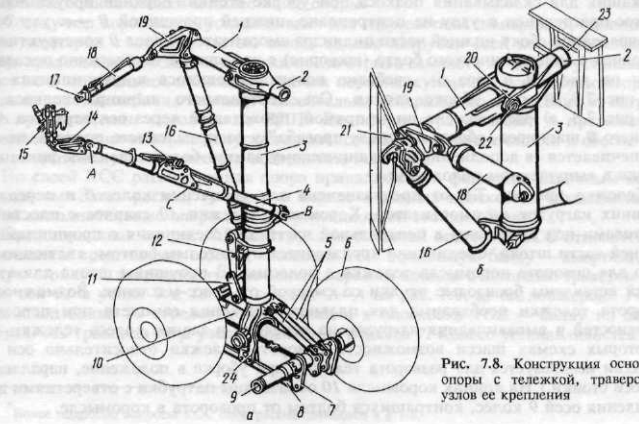


Рис. 7.8. Конструкция основной опоры с тележкой, траверсы и узлов ее крепления

стойки *23* входит цапфа *2* стойки. К проушинам передней части траверсы крепится рычаг *19*, к которому шарнирно присоединяется шток цилиндра-подъемника *18* стойки. Так конструктивно с помощью цилиндра *18* обеспечивается возможность поворота стойки в узлах *21* и *23* при ее уборке — выпуске (*17* — проушина на цилиндре *18*).

Траверса *1* — сварная с проушинами *20*. К ней крепится раскос *16* и приварен рычаг *19*. Внутри нее находятся бронзовые втулки для установки оси траверсы. К втулкам подводится смазка через пресс-масленки.

Передний раскос *16* выполнен в виде трубы с проушинами на концах. Нижний конец соединяется со стойкой *3* болтом, общим и для верхнего звена шлиц-шарнира *11*. Шлиц-шарнир состоит из двух звеньев, соединенных шарнирно посередине болтом, а другими концами звеньев с помощью проушин шлиц-шарнир соединяется с цилиндром и штоком амортизационной стойки. В проушины вставлены бронзовые втулки, к которым подводится смазка. Все три оси параллельны и перпендикулярны продольной оси амортизатора. На шлиц-шарнире установлен указатель обжатия штока амортизатора для контроля правильности зарядки амортизатора. На указателе есть контровка, обрыв которой при грубой посадке подтверждает факт такой посадки.

Боковой складывающийся подкос *4* состоит из двух звеньев, шарнирно соединенных между собой болтом с распорной втулкой. На верхнем звене подкоса смонтирован замок выпущенного положения *13*, а на нижнем — болт, который при распрямленном подкосе входит в зев крюка замка, запираемого защелкой. Устройство такого типа механического замка рассматривается ниже (см. подразд. 7.6.3 и 7.15, 7.16). Оно обеспечивает фиксацию подкоса и, следовательно, самой опоры в выпущенном положении. В убранном положении стойка с тележкой запирается замком, конструкция которого приводится на рис. 7.16. В зев крюка такого замка входит серьга замка *12*, закрепленного на нижнем конце цилиндра амортизационной стойки *3*.

В верхней части верхнего звена подкоса (см. рис. 7.8, *а*) имеются проушины для крепления рычагов *14* гидроцилиндров подкоса *15* (основного и аварийного), служащих для складывания подкоса при уборке стойки. Верхней проушиной *А* подкос присоединен к узлу на центроплане, нижней проушиной *В* — к уху оси, установленной сбоку нижней части цилиндра амортизатора. Узел *В* конструктивно выполнен в виде конического болта (шкворня) с проушиной (аналогично показанному на рис. 7.9, *б*, поз. *6*), свободно поворачивающегося в подшипниках *15* (см. рис. 7.9, *б*) при уборке стойки. Ось центрального шарнира подкоса *С* (см. рис. 7.8, *а*) расположена ниже прямой, проходящей через оси верхнего *А* и нижнего *В* шарниров, образуя "стрелу прогиба" у распрямленного подкоса, чем и обеспечивается (в дополнение к механическому замку) более надежная фиксация стойки в выпущенном положении.

Тележка (см. рис. 7.8, *а*) предназначена для крепления колес *6* и передачи внешних нагрузок на амортизатор. Коромысло тележки *10* сварное с плоскими приливами под проушины в центральной части для соединения с проушинами в нижней части штока. Соединение производится пустотелым болтом, являющимся осью для поворота коромысла тележки с колесами. В проушины штока для этих целей вставлены бронзовые втулки со смазкой от пресс-масленок. Возможность поворота тележки необходима для плавного движения самолета при переезде неровностей и выравнивания нагрузок на передние и здание колеса тележки. (В некоторых схемах шасси возможность поворота тележки относительно оси ее подвески используется для разворота тележки при уборке в положение, параллельное оси стойки.) На концах коромысла *10* образованы патрубки с отверстиями для крепления осей *9* колес, контрящихся болтом от проворота в коромысле.

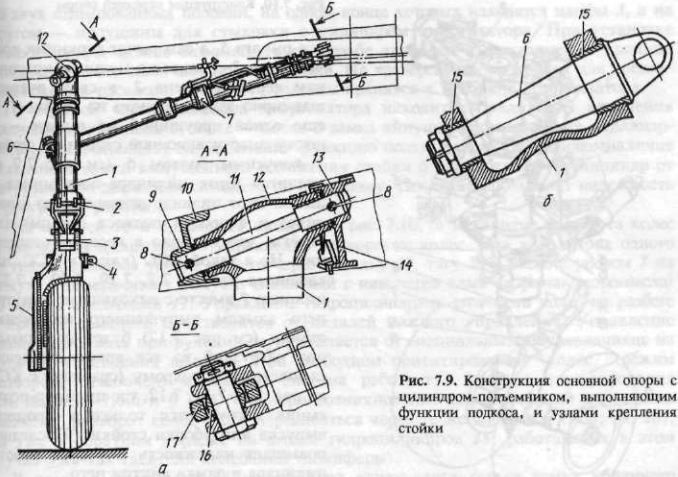


Рис. 7.9. Конструкция основной опоры с цилиндром-подъемником, выполняющим функции подкоса, и узлами крепления стойки

На осях колес на бронзовых втулках посажены четыре тормозных рычага *7*, связанных, с одной стороны, шарнирно тормозными тягами *8* с проушинами *24* на нижней части штока амортизатора (см. рис. 7.8, *а*), а с другой стороны — шлицами с тормозными блоками колес. Это позволяет передавать при торможении колес силы, уравновешивающие моменты с тормозов колес, непосредственно на шток амортизационной стойки и далее на ее опоры.

Сверху над коромыслом устанавливают два гидроазотных демпфера *5*, соединяющих шарнирно с нижней частью штока задние патрубки осей колес. Демпферы гасят продольные колебания тележки после отрыва самолета от ВПП и устанавливают ее в нейтральное положение (почти перпендикулярно к оси амортизатора), а также гасят колебания тележки относительно нейтрального положения от нагрузок при движении самолета по ВПП. Демпферы ограничивают и предельные наклоны тележки вниз, не допуская ее зависания при выпуске стойки и обеспечивая ее постоянную готовность к восприятию нагрузок.

По своей КСС рассмотренная опора принадлежит к ферменно-балочным конструкциям. Здесь раскос, траверса и подкос в разных плоскостях представляют собой дополнительные опоры для амортизационной стойки (балки)*.

Представленная на рис. 7.9 конструкция основной опоры по КСС относится к балочным и представляет собой в плоскости *XOY* консольную балку — амортизационную стойку *1*, закрепленную моментно верхним концом с помощью траверсы *12* и ее оси *11* в узлах *9* и *13* (см. сечение *А—А* на рис. 7.9, *а*) на лонжероне *14* и подкосной балке *10* стреловидного крыла, а в плоскости *YOZ* — балку на двух опорах: ось траверсы *11* и узел *6* крепления подкоса *7*. Колесо устанавливается на

*Более подробно вопросы КСС опор рассматриваются в § 7.8.

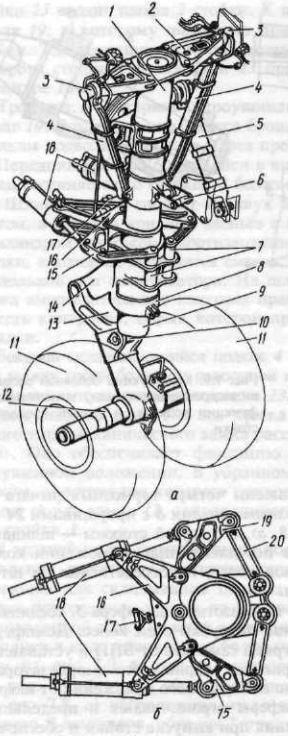


Рис. 7.10. Конструкция передней опоры

оси рычага *5*, а сам рычаг верхними проушинами *3* крепится к мощным проушинам верхнего звена *2*, в свою очередь шарнирно закрепленного на стойке *1*, и еще одной проушиной на рычаге — к штоку амортизационной стойки. К стойке *1* конусным болтом *6* (см. рис. 7.9, *б*) крепится шток цилиндра-подъемника *7* шасси. Этот цилиндр одновременно выполняет и функции подкоса (опоры) для стойки, что выгодно в весовом отношении. Но в такой КСС (как и в КСС, показанных на рис. 7.7, 7.29, 7.30 и 7.32) цилиндр *7* вместе с находящимся внутри него замком выпущенного положения стойки (см. рис. 7.17) будет находиться под нагрузкой во все время движения самолета по аэродрому (сравните с КСС на рис. 7.8, 7.11, 7.12, где цилиндр-подъемник нагружается только в процессе выпуска или уборки стойки). Последнее повышает надежность и ресурс работы цилиндра и замка внутри него.

Сечение *Б—Б* (см. рис. 7.9) сделано по верхнему креплению подъемника *7*. Здесь *17* — проушина подкоса со сферическим подшипником *16*. Болт *6* (см. рис. 7.9, *б*) опирается на бронзовые втулки *15* в проушинах цилиндра амортизатора *1*. Конусная форма болта *6* и ширина проушин выбраны из условий работы болта как консольной балки на двух опорах на изгиб (где $M = M_{max}$, там больше диаметр болта и ширина проушины). Болты *8* (см. сечение *А—А* на рис. 7.9) служат для фиксации оси траверсы *11* в узлах *9* и *13*. На рис. 7.9 поз. *4* — серьга замка убранного положения стойки.

Все подвижные соединения, как правило, имеют бронзовые втулки, смазочный материал к которым подводится от пресс-масленок (см. подобную конструкцию на рис. 7.13, сечения *А—А* и *В—В*, поз. *8* и на рис. 7.23 сечение *В—В*, поз. *12*).

7.5.3. Конструкция передних опор. Передняя опора пассажирского самолета, представленная на рис. 7.10, состоит из амортизационной стойки *1* (цилиндра амортизатора и штока *9*), траверсы *2*, боковых раскосов *4*, верхней *16* и нижней *15* щек механизма разворота колес, гидроцилиндров управления разворотом колес *18*, цилиндра подъемника стойки *5*, поворотного хомута *8*, клыка *14*, рычага *13* с осью *12*, колес *11* с агрегатом подтормаживания при уборке шасси.

Траверса является силовым узлом, обеспечивающим крепление стойки к силовым продольным балкам в носовой части фюзеляжа. При уборке стойка поворачивается на бронзовых втулках относительно оси цапф *3* траверсы *2*. Траверса состоит

из двух штампованных половин, на одном конце которых находятся цапфы *3*, а на другом — проушины для стыковки с цилиндром амортизатора. При установке стойки цапфы можно перемещать по резьбе траверсы с фиксацией в крайних положениях, что облегчает монтаж стойки. На траверсе есть проушины для крепления боковых раскосов. Снизу эти раскосы крепятся к цилиндру амортизатора.

В верхней части цилиндра амортизатора находится прилив для крепления цилиндра-подъемника *5*, ниже — петля *6* замка выпущенного положения. Цилиндр-подъемник выполняет одновременно функцию подкоса стойки *1*. Однако наличие отдельного замка выпущенного положения стойки *6* разгружает этот цилиндр от нагрузок при движении самолета по аэродрому. Последнее повышает надежность и ресурс его работы.

На верхней *16* и нижней *15* щеках (см. рис. 7.10, *б*) механизма разворота колес установлены цилиндры *18* управления разворотом колес. При ходе штока одного из гидроцилиндров усилие от него через качалку *19*, тягу *20* и звено с упором *7* на хомуте *8* поворачивает хомут и связанный с ним через клык *14* рычаг (коромысло) *13* вместе с колесами *11*. Управление гидроцилиндрами разворота колес на разбеге и пробеге самолета производится от педалей ножного управления. Управление разворотом колес при рулении осуществляется от специальных штурвальчиков на пультах управления пилотов. При свободном ориентировании колес (режим разворота отключен) описанная система работает в режиме демпфирования (см. подразд. 7.6.6 и § 7.14), т.е. при возникновении самоколебаний колес типа "шимми" разворот колес будет передаваться через те же элементы (*7*, *8*, *19*, *20*), но уже в обратном порядке на штоки гидроцилиндров *18*, работающих в этом случае уже как гасители колебаний (демпферы).

В развале цилиндров *18* установлена качающаяся серьга замка убранного положения *17*. Качание серьги в пределах ±10 мм необходимо для большей вероятности ее попадания в зев крюка замка и самоориентирования серьги в зеве крюка при его повороте на закрытие (по стрелке *М*, см. схему на рис. 7.15, *в*).

Шток амортизатора серьгой *10* связан с рычагом (коромыслом) *13* по типу, подобному показанному на рис. 7.34. На этом рисунке показаны также варианты конструкции сочленения рычага *3* со штоком амортизатора при помощи серьги *1*.

Поворотный хомут *8* на бронзовых втулках поворачивается на хромированных поясках нижней части цилиндра амортизатора и снизу поддерживается гайкой (см. также рис. 7.18, поз. *10*), законтренной болтами, а сверху — упирается в буртик на стойке *1*.

Ось колес *12* (см. рис. 7.10, *а*) выполнена из толстостенной трубы и соединена болтом с рычагом *13*.

На рис. 7.11 показана передняя опора пассажирского самолета, выполненная по ферменно-балочной КСС. Опора состоит из амортизационной стойки *5*, к верхнему концу которой приварены клыки *4* с цапфами *3*. Этими цапфами стойка крепится к узлам *20* на вертикальных продольных балках в носовой части фюзеляжа. На верхнем конце левого клыка установлен рычаг *2*, соединенный с цилиндром-подъемником *1* стойки. Складывающийся подкос является дополнительной опорой для стойки, он состоит из нижнего *12* и верхнего *14* звеньев, соединенных шарнирно в точке *С*. На подкосе имеется замок выпущенного положения *13*, запирающий подкос в выпрямленном положении. Этой же цели служит и стрела прогиба, образованная положением шарниров подкоса *А*, *В* и *С*: точка *С* расположена ниже прямой, соединяющей оси шарниров *А* и *В* (см. аналогичную схему подкоса на рис. 7.15, *а*, где точка *б* лежит ниже прямой, соединяющей точки *7* и *5*).

Верхнее звено подкоса выполнено в виде фермы и состоит из двух раскосов *16*, соединенных сверху траверсой *18* со своими цапфами *15* для крепления подкоса в узлах *17* вертикальных продольных балок фюзеляжа. На траверсе *18* слева прива-

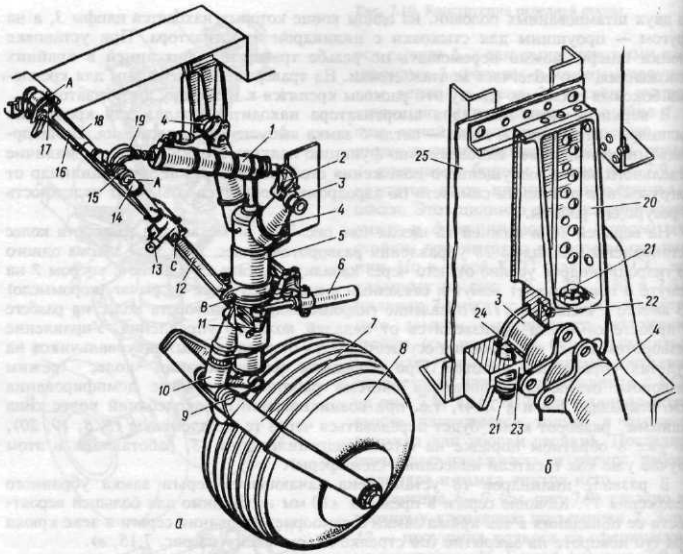


Рис. 7.11. Конструкция передней опоры с узлами ее крепления в фюзеляже

рен рычаг *19* для соединения подкоса с цилиндром-подъемником *1* стойки. При работе этого цилиндра на уборку стойки (после открытия замка выпущенного положения *13* на подкосе стойки) начинает складываться подкос и одновременно поворачиваться на уборку сама стойка с колесом *8*.

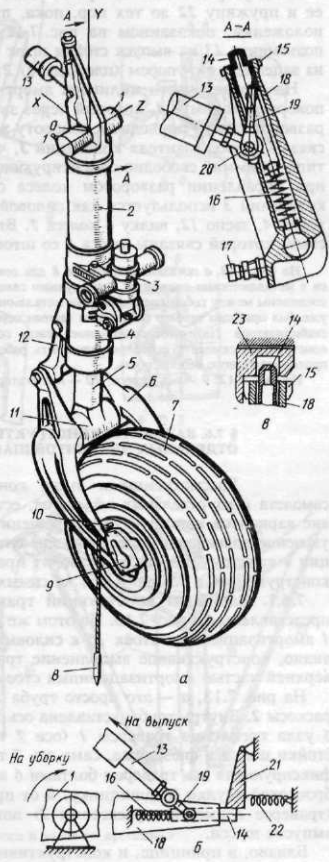
Колесо повышенной проходимости с широким пневматиком и небольшим давлением зарядки. Ось колеса закреплена в вилке *7*, которая, как и рычаг *13* в конструкции рассмотренной выше передней опоры (см. рис. 7.10, *а*), верхним концом шарнирно крепится к клыку *10* (см. рис. 7.11, *а*) на поворотном хомуте *11* цилиндра амортизатора, а проушинами *9* — к серьге штока амортизатора.

Поворотный хомут *11* вертикальными болтами на кронштейнах хомута связан со штоками двух цилиндров *6* управления разворотом колеса. Сами же цилиндры *6* связаны шарнирно с цилиндром амортизатора *5*. Все это позволяет подачей гидросмеси под давлением в один из цилиндров *6* через хомут *11*, клык *10* и вилку *7* осуществлять поворот колеса в соответствующую этому цилиндру сторону. Эти же цилиндры *6* играют роль гасителей колебаний при возникновении на свободно ориентирующемся колесе колебаний типа "шимми". На верхнем конце вилки снизу расположена петля замка убранного положения стойки. Внутри цилиндра-подъемника *1* смонтирован замок выпущенного положения стойки. Его конструкция подобна показанной на рис. 7.17. Как видно из рис. 7.11, цилиндр-подъемник нагружается только в процессе уборки и выпуска стойки *5*, что повышает надеж-

Рис. 7.12. Конструкция передней опоры и замков выпущенного и убранного положений

ность и ресурс работы этого цилиндра и замка внутри него. На рис. 7.11, *б* показан узел крепления стойки раскосами *4*, цапфой *3* в кронштейне узла *20*, крышкой *23*, болтами *21*. Бронзовый подшипник *24* смазывается через масленку *22* (*25* — стенка ниши передней опоры).

На рис. 7.12, *а* приведена передняя опора легкого маневренного самолета, выполненная по балочной КСС. В этой опоре амортизационная стойка представляет собой балку, закрепленную моментно в плоскости *YOZ* с помощью траверсы (втулки) *1* на вертикальных продольных стенках в носовой части фюзеляжа под полом кабины летчика и на двух опорах в плоскости *XOY*: на оси траверсы *1* и в гнезде замка выпущенного положения стойки с помощью упора *15* на верхнем конце амортизационной стойки (см. сечение *А—А* на рис. 7.12, *а*, *в*). К верхнему концу цилиндра амортизатора приварен рог *18*, внутри которого расположены части замка выпущенного положения стойки с серьгой *19*, связывающей штырь *14* замка, подпираемого пружиной *19*, с цилиндром-подъемником *13* стойки *2*. Упорное кольцо *15* вокруг штыря *14* входит в гнездо замка *23*, являющегося второй опорой стойки в плоскости *XOY* и расположенного снизу под полом кабины на верхнем своде отсека под переднюю опору. При выходе штока цилиндра-подъемника *13* через болт *20* серьга *19* и связанный с нею штырь *14* замка начнут двигаться вниз, преодолевая сопротивление пружины *16*. При этом штырь *14* выйдет из гнезда замка *23* и при дальнейшем движении штока цилиндра-подъемника *13* стойка начнет поворачиваться на уборку против потока относительно оси (траверсы *1—1*). Такое направление уборки стойки способствует более надежному ее выпуску как нормальным, так и аварийным способом, так как набегающий поток воздуха будет помогать выпуску стойки.



На рис. 7.12, *б* схематически изображен замок убранного положения стойки. Основной частью замка является упорная площадка *21*, подпираемая пружиной *22*.

В конце уборки стойки штырь *14* замка начнет скользить по площадке *21*, отжимая ее и пружину *22* до тех пор, пока, пройдя площадку, штырь *14* не окажется в положении, показанном на рис. 7.12, *б*. Замок закрыт. При работе цилиндра-подъемника *13* на выпуск стойки шток цилиндра через серьгу *19* выведет штырь *14* из зацепления с упором (площадкой) *21*. Замок открыт. Стойка будет выпускаться.

На нижней части цилиндра амортизатора на бронзовых втулках расположен поворотный хомут *4*, который через звено *12* и вилку *6* связан с колесом так, что разворот колеса приводит к повороту хомута *4*. С хомутом *4* через тяги и качалки связан привод гасителя колебаний *3*, что и используется для гашения колебаний типа "шимми" свободно ориентирующегося колеса передней опоры*. И, наоборот, при управлении разворотом колеса от педалей ножного управления гаситель колебаний *3* используется как силовой цилиндр для разворота через поворотный хомут *4*, звено *12*, вилку *6* колеса *7*. Второй опорой вилки является ось *11*, посредством которой связаны вилка *6* со штоком *5* стойки *2*.

На рис. 7.12, *а* показано заземление *8* для отвода в землю статического электричества, накопившегося в металлических элементах конструкции самолета. Для этого все элементы конструкции самолета соединены между собой специальными металлическими перемычками (металлизацией). На рис. 5.8, *в* уже был приведен пример соединения такими перемычками элементов узлов навески РВ с конструкцией стабилизатора. Надежное соединение между собой (металлизация) всех металлических элементов конструкции самолета позволяет улучшить работу электронного оборудования самолета и повысить противопожарную безопасность.

На рис. 7.12: *9* — ось колеса; *10* — индикатор нагрева колеса; *17* — зарядный штуцер.

§ 7.6. ВАРИАНТЫ КОНСТРУКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ОТДЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ШАССИ

Рассмотренными выше конструкциями основных и передних опор самолета и их отдельных элементов, естественно, не исчерпывается все многообразие вариантов конструктивных решений этих элементов и опор в целом. Однако уяснение назначения отдельных элементов и анализ конкретных форм их реализации в конструкции шасси позволят правильно разбираться и в других вариантах конструктивных решений тех же самых по назначению элементов шасси.

7.6.1. Варианты конструкций траверс стоек и креплений к ним раскосов представлены на рис. 7.13. На этом же рисунке показаны узлы крепления траверс *1* амортизационных стоек *16* к силовым элементам конструкции фюзеляжа. Как видно, конструктивное выполнение траверс как поперечных балок, связанных с верхней частью амортизационных стоек, различно.

На рис. 7.13, *а* — это просто труба *1*, на обоих концах *3* которой закреплены раскосы *2*. Внутрь трубы вставлена ось *7* траверсы. Здесь же показаны кронштейн *5* узла крепления траверсы *1* (оси *7* траверсы) к вертикальной балке *4* отсека стойки шасси в фюзеляже, сама ось *7* траверсы, бронзовая втулка *9*, крышка *10*, фиксирующая ось траверсы болтами *6* в кронштейне *5* узла. Смазка подводится к бронзовой втулке (подшипнику) *9* от пресс-масленки *8*. Все это позволяет стойке (траверсе *1* вместе с раскосами *2*) поворачиваться вокруг оси *7* при уборке и выпуске шасси.

Близко, в принципе, и конструктивное решение узлов крепления стойки (траверсы, раскосов и узлов крепления оси траверсы), показанное на рис. 7.13, *б*. Иное конструктивное выполнение узлов подвески стойки шасси приведено на рис. 6.15, *г* и на виде *II* на рис. 6.16.

---

*Подробно конструкция гасителя колебаний рассматривается в подразд. 7.6.6.

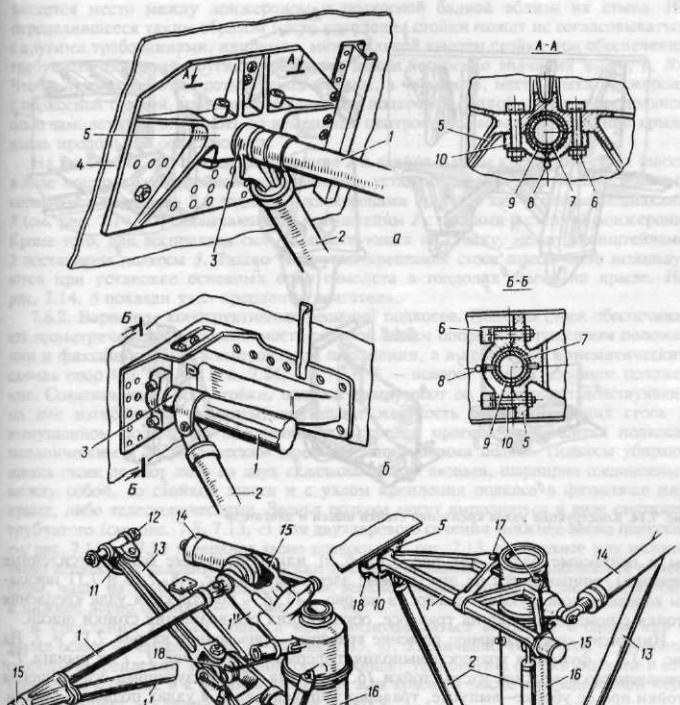


Рис. 7.13. Варианты конструкций траверс стоек шасси и узлов их крепления

При установке основных опор самолета в крыле используются крепления стоек шасси по типу, показанному на сечении *А—А* на рис. 7.9 (это в основном для легких маневренных самолетов), и по типу, показанному на сечениях *А—А* и *Б—Б* на рис. 7.13 и 3.13 для шасси тяжелых самолетов большой размерности. Так, в конструкциях, приведенных на рис. 3.13, балками, на которые устанавливают узлы крепления стоек шасси и которые воспринимают нагрузки от них, служат лонжеро-

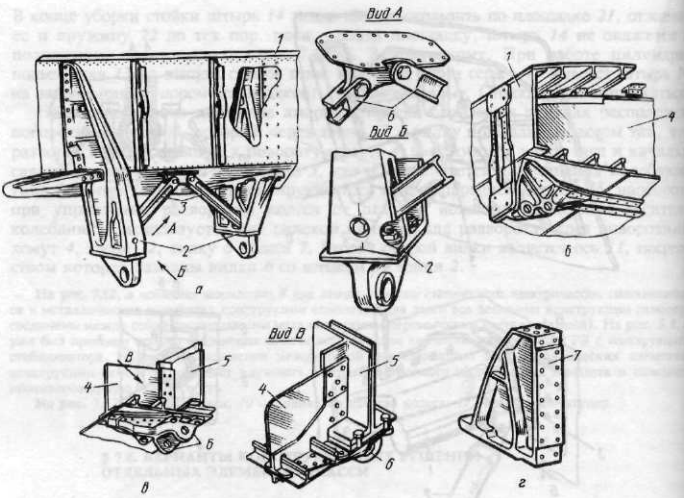


Рис. 7.14. Конструкция узлов крепления стойки шасси и двигателя

ны и подкосные балки (см. рис. 3.13, *б*, *в*) или поперечные балки (усиленные нервюры), опирающиеся на эти силовые элементы. На рис. 7.8, 7.10 и 7.11 показаны варианты конструкции траверс, а на рис. 7.11, *б* — конструкция узла крепления стойки с помощью цапф на траверсе, образующих ось вращения стойки шасси.

Интересно конструктивное решение траверсы, приведенное на рис. 7.13, *в*, *г*. На рис. 7.13, *в* функции траверсы выполняет ферма из стержней *1*, *1'* и рычага *1''*, приваренного к верхней части стойки *16*. Цапфами *15*, образующими ось вращения стойки при ее уборке—выпуске, траверса зафиксирована в узлах подвески стойки. Здесь: *2* — раскос; *11*, *12* — карданы; *13* — подкос; *14* — цилиндр-подъемник. На рис. 7.13, *г* траверса *1* образована стержнями горизонтальной фермы, которая цапфами *15* фиксируется в узлах *5* крепления стойки съемными крышками *10* болтами *18*, подобно показанным на сечениях *А—А* и *Б—Б*. Ферма траверсы *1* связана со стойкой *16* проушинами на кронштейнах *17* и раскосами *2*. Конструктивное решение траверс в виде ферм вызвано скорее компоновочными и весовыми соображениями, когда плоскость расположения стоек *16* не совпадает с плоскостью расположения основных силовых элементов, к которым целесообразно в силовом отношении крепить стойку. Скажем, надо при минимальной высоте опоры обеспечить необходимые значения ее параметров e, φ_0, γ (см. рис. 7.3). Это определяет положение стойки. Но плоскость ее расположения может и не совпасть с плоскостью расположения основных силовых элементов в фюзеляже или в крыле. Тогда-то и прибегают к решениям, показанным на рис. 7.13, *в*, *г*.

В стреловидном или треугольном крыле с подкосной балкой наилучшим в силовом и весовом отношениях местом для расположения узлов крепления стойки

является место между лонжероном и подкосной балкой вблизи их стыка. Но определившееся таким образом место крепления стойки может не согласовываться с другими требованиями, например, минимальной высоты стойки при обеспечении требуемых значений других параметров шасси (особенно значений φ_0, γ, e, B). Чтобы примирить эти противоречия меняют, в частности, место стыка лонжерона с подкосной балкой, изменяют угол между подкосной балкой крыла и продольной осью самолета и т.д., вплоть до изменения центровки самолета и смещения крыла вдоль продольной оси самолета.

На рис. 7.14, *а*, *в* показаны передние *2* и задние *6* узлы крепления стоек шасси в виде мощных кронштейнов с проушинами, устанавливаемых на стыках усиленных нервюр *4* с передним *1* и задним *5* лонжеронами крыла. Узлы усилены башмаками *7* (см. рис. 7.14, *г*), связывающими кронштейны *2* с поясами и стенкой лонжерона. Кроме того, для восприятия сил P_z, действующих на стойку, между кронштейнами 2 поставлены подкосы *3*. Такого типа узлы крепления стоек шасси часто используются при установке основных опор самолета в гондолах шасси на крыле. На рис. 7.14, *б* показан узел крепления двигателя.

7.6.2. Варианты конструктивных решений подкосов. Подкосы стоек обеспечивают геометрическую неизменяемость силовой схемы опоры в выпущенном положении и фиксацию стоек в выпущенном положении, а в некоторых кинематических схемах опор (см. рис. 7.11, *а*, 7.24, *а* и 7.31, *б*) — поворот стоек в убранное положение. Создавая опору для стойки, подкосы разгружают ее, уменьшают действующие на нее изгибающие моменты, повышают жесткость стоек. Фиксация стоек в выпущенном положении обеспечивается стрелой прогиба в элементах подкоса, механическим и гидравлическим замками, запирающими подкос. Подкосы убирающихся стоек делают либо из двух складывающихся звеньев, шарнирно соединенных между собой, со стойкой шасси и с узлом крепления подкоса в фюзеляже или крыле, либо телескопическими. Звенья подкоса могут выполняться в виде стержней трубчатого (см. рис. 7.8, 7.13, *г*) или двутаврового сечения (нижнее звено подкоса, см. рис. 7.11, *а*, 7.33 и верхнее звено подкоса, см. рис. 7.13, *в*). Верхнее или нижнее звено подкоса по условиям компоновки (силовой завязки) могут выполняться в виде ферм, чаще из трубчатых стержней (см. верхнее звено подкоса на рис. 7.11, *а*, 7.33 и нижнее звено подкоса — на рис. 7.13, *в*).

В креплении звеньев подкоса могут использоваться шарниры с одной или с двумя осями — карданы (см. *11* на рис. 7.13, *в*). Увеличение числа осей — степеней свободы в креплении звеньев подкоса упрощает технологию сборки подкоса и его крепления к стойке и к узлам в фюзеляже или крыле, а также в определенной мере предотвращает заклинивание звеньев подкоса.

Крепление верхнего звена подкоса, выполненного в виде фермы, цапфами *15* (см. рис. 7.11) реализуется конструктивно по аналогии с креплением траверсы стойки шасси в узлах, подобных узлу *5* на рис. 7.13 (сечения *А—А* и *Б—Б*) или узлам *7* (см. рис. 6.15, *г*), в которых верхнее звено подкоса устанавливается при помощи осей, зафиксированных в горизонтальном стержне фермы подкоса. В конструкции, показанной на рис. 7.13, *в*, крепление верхнего звена подкоса в виде стержня двутаврового сечения с карданными узлами на концах осуществлено с помощью оси — болта *12* кардана *11* (болтом *12* подкос *13* своим верхним концом соединяется с проушинами в узле крепления в фюзеляже).

В рассмотренных конструктивных схемах подкосов из-за их шарнирного крепления одним концом к стойке шасси, а другим — к силовым элементам фюзеляжа или крыла они работают только на осевые силы в плоскости расположения подкоса (в плоскости *XOY*, см. рис. 7.11, 7.13, 7.27, 7.31, *б*, 7.33 и в плоскости *YOZ*, см. рис. 7.8, *а*, 7.24, *а*, *б*). Если необходимо увеличить жесткость крепления стойки и несколько разгрузить верхние узлы ее крепления от боковой силы P_z подкосом,

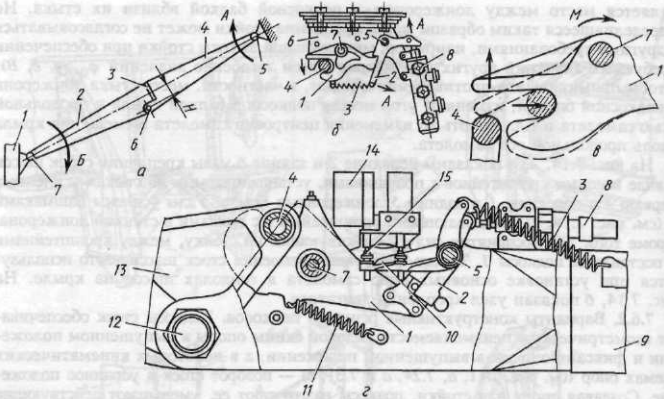


Рис. 7.15. Замки фиксации стоек в выпущенном и убранном положениях (подкос со стрелой прогиба, замок типа крюк–защелка)

расположенным в плоскости *XOY*, то в этом случае подкос должен работать на изгиб и в плоскости действия на него изгибающего момента должен представлять собой двухпоясную балку с моментными узлами на обоих концах (см. рис. 7.28).

Для повышения надежности фиксации шасси в выпущенном положении необходимо обеспечить фиксацию звеньев складывающегося подкоса между собой. Это достигается использованием подкоса со стрелой прогиба и механических замков в месте соединения звеньев подкоса.

На рис. 7.15, *а* показана принципиальная схема подкоса со стрелой прогиба *H* между прямой *7*–*5*, соединяющей оси шарниров *7*, *5* (см. точки *A*, *B* на рис. 7.8 и 7.11), и осью шарнира *6* (см. точку *C* на этих же рисунках). Стрела прогиба не дает подкосу сложиться (по стрелке *A*), а упоры *3* на звеньях подкоса не позволяют ему сложиться в противоположную сторону (по стрелке *Б*). Чтобы сложить такой подкос при уборке стойки, надо принудительно повернуть звено подкоса *4* по стрелке *A*, используя в этих целях, например, рычаг *19* на верхнем звене подкоса (см. рис. 7.11), на который воздействует цилиндр-подъемник *1* при уборке стойки *5*. В такой схеме цилиндр-подъемник *1* используется сначала для открытия замка, образованного стрелой прогиба подкоса, а затем для складывания подкоса и поворота самой стойки шасси на уборку одновременным воздействием на рычаг *19* на подкосе и рычаг *2* на стойке. В других конструктивных схемах цилиндр-подъемник непосредственно за верхнее звено подкоса не только открывает замок подкоса в виде стрелы прогиба, но и поворачивает стойку на уборку и убирает ее через звенья подкоса (см. рис. 7.31, *б*). Здесь цилиндр-подъемник не связан со стойкой шасси непосредственно, как это сделано в конструкции опор на рис. 7.7, 7.9, 7.10 и 7.11. Возможны схемы (см. рис. 7.24, *б*), где специальный гидроцилиндр *16* служит только для открытия замка подкоса *18* и его складывания одновременно с уборкой стойки шасси от другого основного цилиндра-подъемника *17*.

Аналогичная конструктивная схема уборки стойки, показана на рис. 7.33. В этой схеме механические замки подкоса *12*, *14* открываются цилиндром *13*,

а стойка *4* убирается цилиндром-подъемником *18* через рычаг *3* на траверсе стойки *2*.

Для повышения надежности фиксации в выпущенном положении звенья складывающегося подкоса запираются механическими замками.

7.6.3. Механические замки выпущенного и убранного положений стоек шасси. На рис. 7.15, *б*, *в*, *г* показана принципиальная конструктивная схема механического замка. Основными частями такого замка как для убранного положения стойки (см. рис. 7.15, *б*), так и для выпущенного положения (см. замок на подкосе, рис. 7.15, *г*) являются крюк *1* и защелка *2*, закрепленные между щеками замка *6* на осях *7* и *5*, пружины *3* и *11* и цилиндр *8* открытия замка. Защелка в рабочем положении (замок закрыт) своим выступом над хвостовиком крюка *1* не дает ему провернуться на своей оси *7*, закрепленной либо в корпусе замка *6* (см. рис. 7.15, *б*), либо на верхней части подкоса *9* (см. рис. 7.15, *г*), и выпустить из зева крюка соответственно в замке убранного положения валик серьги замка *4* (см. рис. 7.15, *б*), либо палец *4* нижней части подкоса замка выпущенного положения (см. рис. 7.15, *г*), чтобы запереть подкос в распрямленном положении.

Пружина *3* удерживает защелку *2* на хвостовике крюка *1*, предотвращая случайное открытие замка (такой поворот крюка *1* в положение, при котором валик серьги замка или палец подкоса *4* может выйти из зева крюка). Замок открывается от усилий на штоке гидроцилиндра *8*, разворачивающем защелку *2* на ее оси *5* (по стрелкам *А* на рис. 7.15, *б*) и освобождающем при этом хвостовик крюка *1*. Замок открывается, и валик серьги замка *4* (см. рис. 7.15, *б*) или палец *4* в нижней части подкоса (см. рис. 7.15, *г*) может теперь свободно выйти из зацепления с крюком. Гидроцилиндры *8* на механических замках служат, таким образом, только* для открытия замков воздействием на защелку *2* (по стрелке *А*). После открытия замка пружина *3* (см. рис. 7.15, *б*) или *11* (см. рис. 7.15, *г*) разворачивает крюк *1* в положение, когда длинный скос его зева готов принять валик серьги *4* при уборке стойки (см. рис. 7.15, *в*) или при выпуске стойки — палец *4* подкоса при его распрямлении. При этом валик серьги или палец *4*, входя в зев крюка, скользит по длинному его скосу и, давя на него, создает момент *М* относительно оси *7*, разворачивающий крюк *1* на его оси *7* (см. схему на рис. 7.14, *в*) до тех пор, пока валик серьги или палец *4* полностью не войдет в зев крюка, а защелка *2* под действием пружины *3* не заскочит своим выступом на хвостовик крюка, запирая замок.

При закрытом положении замка выпущенного положения стойки шасси (подкос распрямлен и заперт) в кабине экипажа на щитке шасси загорается зеленая лампочка выпущенного положения соответствующей стойки шасси. Сигналы на лампочки поступают от концевых выключателей *14* (см. рис. 7.15, *г*), штоки которых *15* утапливаются в корпуса выключателей рычагом *10*. Положение рычага *10* жестко связано с положением защелки *2*. Когда защелка *2* запрет полностью крюк *1* (см. рис. положение крюка и защелки на рис. 7.15, *г*), рычаг *10* утопит шток концевого выключателя и только в этом случае замкнется электрическая цепь зеленой лампочки. На рис. 7.15, *г*: *12* — ось (болт), связывающая оба звена *13* и *9* подкоса (на рис. 7.8, *а* и 7.11, *а* оси *12* соответствовала точка *С*, положение которой определяло величину стрелы прогиба подкоса); *11* — пружина, разворачивающая крюк на открытие замка.

Аналогично устроены датчики сигнализации на замках убранного положения шасси. Когда защелка *2* (см. рис. 7.15, *б*) запрет полностью крюк *1* замка убранного

---

*В гидроцилиндре может быть смонтирован гидрозамок, повышающий надежность фиксации стойки в выпущенном положении.

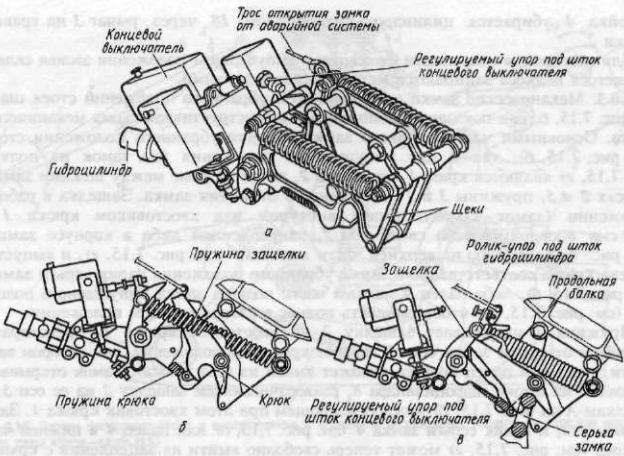


Рис. 7.16. Конструкция и рабочие положения замка убранного (выпущенного) положения стойки шасси

положения стойки, концевые выключатели замкнут цепь красной лампочки соответствующей стойки на том же щитке шасси в кабине экипажа. Механический замок описанной схемы стал типовым. На рис. 7.16 показана конструкция замка убранного положения стоек шасси современных самолетов*. Здесь при закрытии замка в зеве крюка запирается валик серьги замка, закрепленной на стойке шасси (см. поз. *12* на рис. 7.8; поз. *4* на рис. 7.9; поз. *17* на рис. 7.10). На рис. 7.16 защелка крюка выполнена в виде двуплечего рычага с упорами: для крюка (на рис. 7.16, *б* показано положение крюка и защелки, когда замок открыт, на рис. 7.16, *в* — положение тех же деталей, когда замок закрыт); для штоков концевых выключателей электрической сигнализации положения стоек шасси и для штоков гидроцилиндров открытия замка (см. положение штоков и упоров на защелке при открытом и закрытом положениях замка).

На рис. 7.16, *а* показаны трос и рычаг открытия замка от аварийной системы, управление которым производится из кабины рукояткой. При переводе рукоятки на выпуск трос разворачивает рычаг и сдвигает защелку (ее упор) с хвостовика крюка, освобождая тем самым крюк. Крюк разворачивается на своей оси, так как валик замка серьги передает на скосы зева крюка на некотором плече относительно его оси подвески силу от стойки шасси $P_{ст}$, равную $m_{ст}gn$ (n — перегрузка на шасси), и выпускает валик серьги из своего зева. Стойка шасси под действием силы $P_{ст}$ выпускается ("выпадает") и, если она убиралась против полета, дожимается

*Читателю предлагается самостоятельно, используя приведенное выше описание, разобраться в конструкции замка на рис. 7.16.

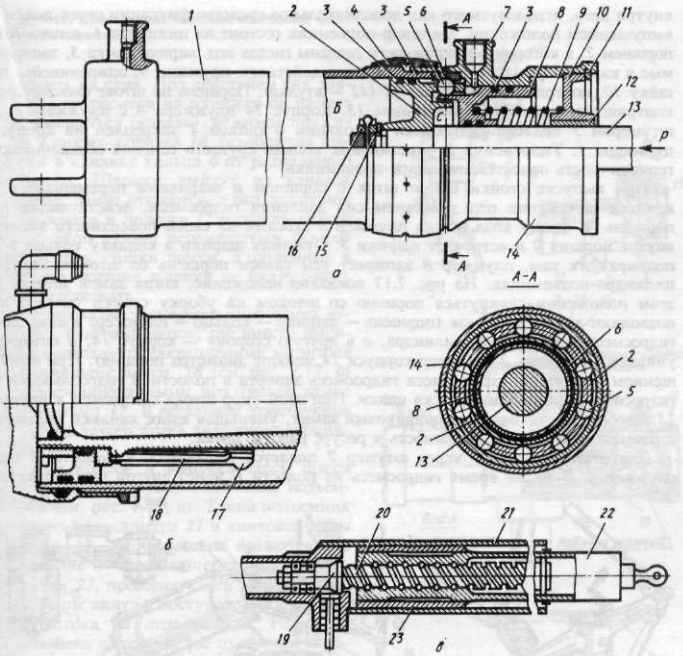


Рис. 7.17. Конструкция цилиндра уборки стойки с шариковым и цанговым замками. Конструкция винтового подъемника

скоростным напором до положения, когда закрываются замки выпущенного положения. Так, например, выполнена кинематика уборки и выпуска стойки передней опоры МиГ-21. Для стоек с обратным направлением уборки скоростной напор препятствует выпуску стоек, что затрудняет их аварийный выпуск.

С учетом больших нагрузок на замки убранного положения от опор самолета (относительная масса шасси $\bar{m}_{ш}$ = 0,04...0,06, а расчетные перегрузки n могут достигать 12 и более) их крепление производится к усиленным элементам конструкции фюзеляжа или крыла, например, на стыках продольных силовых балок со шпангоутами или к усиленным шпангоутам в отсеках шасси в фюзеляже, к узлам на стыке усиленных нервюр и лонжеронов в крыле. Один из таких узлов подвески замка убранного положения к продольной двутавровой балке отсека шасси показан на рис. 7.16, *б*, *в*.

7.6.4. Цилиндр-подъемник и механический замок внутри него. На рис. 7.17, *а* показана типовая конструкция цилиндра-подъемника и механического замка

внутри него, используемого как дополнительное средство фиксации стоек шасси в выпущенном положении. Цилиндр-подъемник состоит из цилиндра *1*, штока *13* с поршнем *2*, в котором по окружности сделаны гнезда под шарики замка *5*, запираемые в канавке кольца *6* плунжером *8* под действием пружины *9*, опирающейся на гайку *10*, контрящуюся кольцом *11* (*12* — втулка). Поршень на штоке фиксируется контрящейся гайкой *16* и кольцом *15*. Корпус *14* плунжера *8* с пружинами *9*, штуцером *7* подвода гидросмеси и кольцом *6* гайкой *4* закреплен на корпусе цилиндра *1*. Уплотнения *3* — резиновые кольца круглого сечения обеспечивают герметичность полостей цилиндра-подъемника.

При выпуске стойки шасси шток с поршнем и шариками перемещается в крайнее положение под действием сил давления гидросмеси, действующих на поршень. К концу хода штока плунжер *8* скосами на своей поверхности входит внутрь поршня *2* и встречает шарики *5*. Отжимая шарики в канавку кольца *6* и подпирая их там, плунжер *8* запирает тем самым поршень со штоком внутри цилиндра-подъемника. На рис. 7.17 показано положение, когда замок заперт. В этом положении сдвинуться поршню со штоком на уборку стойки (влево) не позволяют закрытый замок (поршень — шарики — кольцо — плунжер) и давление гидросмеси в полости *Б* цилиндра, а в другую сторону — корпус *14*, в который упирается поршень *2* (диаметр корпуса *14* меньше диаметра поршня). При выпущенном положении стоек шасси гидросмесь заперта в полости *Б* гидрозамками в гидросистеме уборки и выпуска шасси. При этом упор штока с поршнем в корпус *14* освобождает от нагрузки шариковый замок, уменьшая износ канавки кольца *6* и повышая тем самым надежность и ресурс работы замка.

Для открытия замка через штуцер *7* подается гидросмесь в полость *С* под плунжер *8*. В то же время гидросмесь из полости *Б* через другой штуцер будет

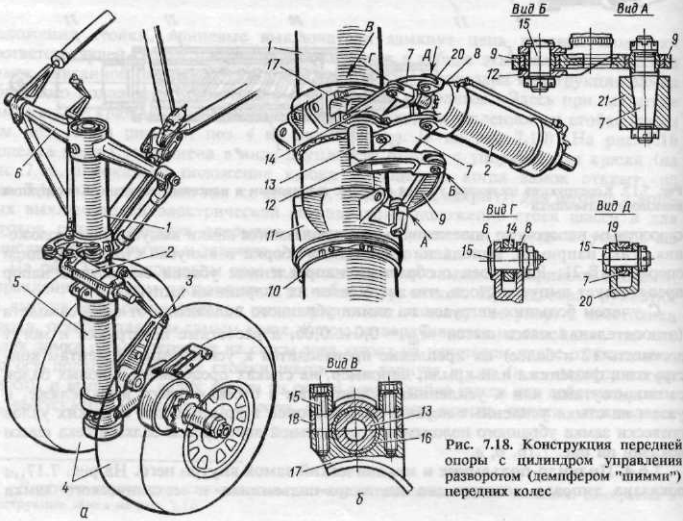
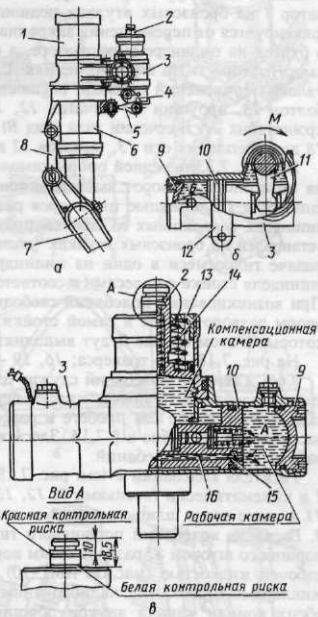


Рис. 7.18. Конструкция передней опоры с цилиндром управления разворотом (демпфером "шимми") передних колес

Рис. 7.19. Конструкция гасителя колебаний (демпфера "шимми")



уходить на слив. Под действием сил давления гидросмеси на плунжер он начнет перемещаться (вправо), отжимая пружины *9* внутрь корпуса *14*, освобождая шарики в канавке кольца *6* от радиального подпора. Шарики выйдут из канавок кольца, замок откроется, а под давлением гидросмеси в полости *С* поршень вместе со штоком начнет перемещаться (влево) на уборку стойки шасси. Утопленные в гнездах поршня шарики не будут этому препятствовать.

Разновидностью такого типа замка является цанговый замок, где вместо шариков используют закрепленные на штоке пружинящие цанги *18* (см. рис. 7.17, *б*) с профилированными под гнезда замка элементами *17*. В остальном конструкция и работа такого замка аналогична описанным выше.

Для уборки и выпуска стоек шасси могут использоваться и винтовые подъемники (см. рис. 7.17, *в*). Такой подъемник состоит из цилиндра *21* и винтовой пары (винта *20*, получающего вращательное движение от привода через редуктор *19*, и гайки *23*, преобразующей вращательное движение винта в поступательное движение штока *22* подъемника). Гайка *23* выполнена за одно целое со штоком подъемника, связанного со стойкой шасси. Для уменьшения трения в винтовой паре и снижения потребной мощности привода подъемника в канавках между резьбой винта и гайки размещаются шарики. Положение штока подъемника может фиксироваться в любом положении (при отключении привода) заклиниванием шариков в канавках при возникновении нагрузки на гайку *23* со стороны штока подъемника *22*. Эти возможности винтовых подъемников шасси могут использоваться, например, в грузовых самолетах для наклона стойки ("приседания" шасси) с целью уменьшения расстояния от грузового пола до земли (см. рис. 7.36).

7.6.5. Варианты привода от силовых цилиндров разворота колес передней опоры к колесам и, наоборот, от колес к цилиндрам, но уже выполняющим в этом случае функцию демпферов — гасителей колебаний, описаны выше и показаны на рис. 7.10...7.12.

На рис. 7.18 на общем виде передней опоры, на виде средней части стойки с кинематическими звеньями привода и на дополнительных сечениях показан еще один достаточно распространенный вариант конструктивного решения привода к гасителю колебаний: от колес *4* на оси штока *5* через шлиц-шарнир *3* на хомут *11*, звено *9*, рычаги *12* и *14*, находящиеся на оси *13*, на шток *8* цилиндра гасителя колебаний *2*, закрепленного проушинами *20* на верхней и нижней щеках *7*; приба-

ренных к цилиндру-амортизатору *1*. Хомут *11* устанавливается на цилиндр-амортизатор *1* на бронзовых втулках-подшипниках скольжения. Сверху и снизу хомут фиксируется от перемещения закраинами бронзовых втулок, упирающихся сверху в буртик на цилиндре-амортизаторе, а снизу — на кольцо и гайку *10* на цилиндре-амортизаторе *1*. На видах-сечениях *А...Д* (см. рис. 7.18, *б*) показана конструкция узловых сочленений привода, осуществляемых с помощью различного типа осей-болтов *15*, проушин на рычагах *12*, *14*, звена *9*, штока *8*, цилиндра *2*, щек *7*, кронштейна *21*. В сечении узла (вид *В*) показан кронштейн *17* со съемной крышкой *18* для крепления оси *13*, рычагов *12* и *14*.

По рис. 7.33 передней опоры самолета можно проследить, как осуществляется на этой опоре разворот амортизационной стойки *4* вместе с колесами *9* внутри шпинделя *1* с помощью цилиндров разворота *15*, установленных в верхней части шпинделя и связанных со стойкой проушинами *17*. Цилиндр-амортизатор *4* стойки установлен на бронзовых втулках (подшипниках) внутри корпуса шпинделя *1*. При подаче гидросмеси в один из цилиндров *15* будет происходить разворот внутри шпинделя стойки с колесами в соответствующую работающему цилиндру сторону. При возникновении колебаний свободно ориентирующихся колес такой передней опоры разворот колес и самой стойки будет передаваться на гидроцилиндры *15*, которые в этом случае будут выполнять функцию гасителей колебаний*.

На рис. 7.18: *б* — траверса; *16*, *19* — втулки.

7.6.6. Гаситель колебаний служит для предупреждения возникновения незатухающих колебаний ("шимми") колес передней опоры, возникающих при движении самолета по земле (на пробеге и разбеге). Физическая суть этого явления будет рассмотрена подробно в § 7.14. Здесь же рассматриваются вопросы конструкции и работы гасителя колебаний.

Гаситель колебаний *2* (см. рис. 7.18, *а*) установлен на цилиндре-амортизаторе *1* и кинематически (звеньями *9*, *12*, *13*, *14*) связан с поворотным хомутом стойки *11* и далее через шлиц-шарнир *3* со штоком *5* амортизационной стойки и колесами *4*. Гаситель колебаний поршневого типа состоит из цилиндрического корпуса *2*, поршня со штоком *8*, разделяющим корпус *2* на две рабочие камеры, заполненные рабочей жидкостью (маслом АМГ-10). Камеры соединяются сквозным каналом с жиклерами (пробками с калиброванными отверстиями диаметром меньше *1* мм на обоих концах канала внутри поршня). Поршень со штоком, двигаясь внутри корпуса, перемещает жидкость из одной рабочей камеры в другую через жиклеры, преодолевая при этом большое гидравлическое сопротивление. Таким образом, при возникновении колебаний энергия колеблющейся массы (колес и элементов привода (см. рис. 7.18, *а*) от колес к демпферу) расходуется на преодоление гидравлического сопротивления при перетекании жидкости внутри цилиндра *2* гасителя колебаний и на ее нагрев. При этом гидравлические сопротивления нарастают примерно пропорционально квадрату скорости перемещения поршня *8* гасителя колебаний *2*. Начавшиеся колебания вследствие этого затухают.

На рис. 7.19, *а* показан еще один из вариантов демпфера "шимми" и его привода: от колес, рычага *7*, звена *8* через поворотный хомут *6*, кинематические звенья передачи от хомута (серьгу *5*, качалку *4*) к поводку *11* демпфера *3*. В корпусе демпфера *3* находится поршень *10*, разделяющий корпус на две рабочие камеры (*А* и *Б*), заполненные рабочей жидкостью. Полости *А* и *Б* соединяются каналом *16*, на концах которого ввернуты пробки с калиброванными отверстиями — жиклеры *15*. Поршень *10* перемещается в корпусе поводком *11*, кинемати-

*Более детально конструкция этой опоры рассматривается в подразд. 7.9.2.

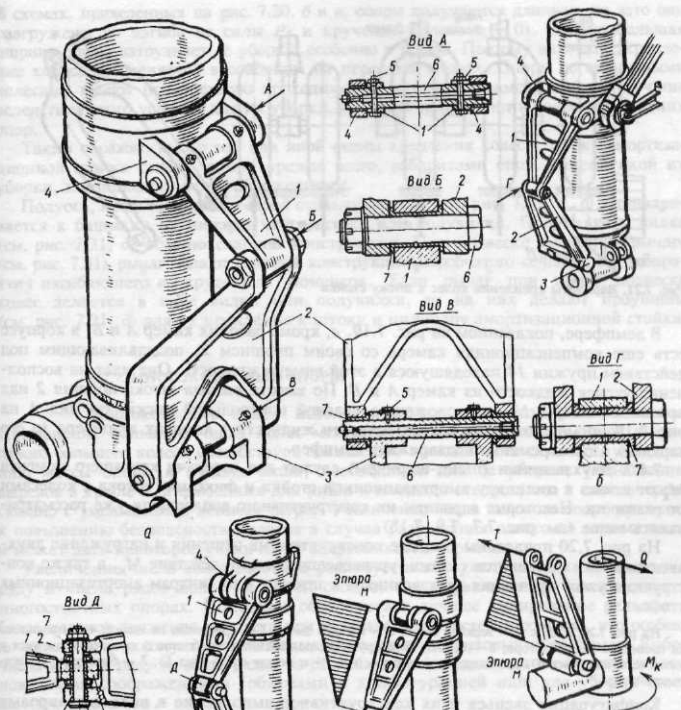


Рис. 7.20. Варианты конструкций шлиц-шарниров и узлов их крепления

чески связанным с поворотным хомутом *б*. При повороте поводка по стрелке *М* (см. рис. 7.19, *б*) поршень начнет перемещаться в сторону камеры *Б*, выдавливая из нее жидкость через жиклеры в камеру *А*. Так же, как и в описанной выше схеме, при перемещении поршня и перетекании жидкости через жиклеры возникают большие гидравлические сопротивления, на преодоление которых расходуется энергия колебаний, и они затухают.

На рис. 7.19: *1* — амортизационная стойка; *9* — донышки корпуса демпфера *3*; *12* — ушки его подвески; *14* — корпус компенсационной камеры с крышкой *13*.

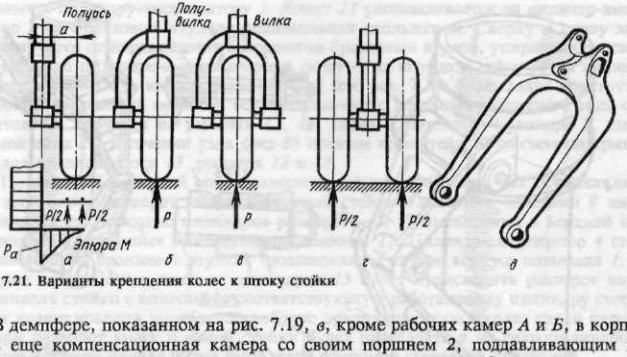


Рис. 7.21. Варианты крепления колес к штоку стойки

В демпфере, показанном на рис. 7.19, *в*, кроме рабочих камер *А* и *Б*, в корпусе есть еще компенсационная камера со своим поршнем 2, поддавливающим под действием пружин *14* находящуюся в этой камере жидкость. Она идет на восполнение утечек жидкости из камер *А* и *Б*. По высоте выхода штока поршня *2* над крышкой камеры *13* (по положению красной контрольной риски, см. вид *А* на рис. 7.19, *в*) можно судить о достаточности жидкости в камерах демпфера (о его зарядке) и своевременно подзаряжать демпфер.

7.6.7. Двухзвенники (шлиц-шарниры) служат для передачи крутящего момента $M_к$ от штока к цилиндру амортизационной стойки и фиксации штока с колесами от разворота. Некоторые варианты их конструктивного воплощения уже рассматривались выше (см. рис. 7.7, 7.8, 7.18).

На рис. 7.20 приведены типовые конструктивные решения и нагружение двухзвенников и их элементов силами, уравновешивающими действие $M_к$, а также конструкция узлов крепления двухзвенников к штокам и цилиндрам амортизационных стоек.

На рис. 7.20, *а*, *б*, *в*: *1* — верхнее звено; *2* — нижнее звено; *3* — проушины на штоке; *4* — проушины на цилиндре-амортизаторе; *5* — болты, фиксирующие положение осей-болтов *6* крепления звеньев к узлам на штоке (вид *В*), цилиндре-амортизаторе (вид *А*) и между собой (вид *Б*); *7* — бронзовые втулки-подшипники.

Конфигурация звеньев и их конструктивное выполнение в виде двутавровых балок, высота которых возрастает к узлам их крепления к штоку или к цилиндру, определяется действующими в них нагрузками. На рис. 7.20, *г* показаны силы *T* и *Q* и изгибающие моменты (эпюры *M*) в элементах двухзвенника от действующего на шток крутящего момента $M_к$.

7.6.8. Схемы крепления колес к стойке (рис. 7.21) различаются элементами, с помощью которых колеса крепятся к штокам амортизационных стоек шасси. На рис. 7.21, *а* показано крепление колеса при помощи консольной полуоси, на рис. 7.21, *б* — полувилки с консольной полуосью, на рис. 7.21, *в* — вилки с осью на двух опорах, на рис. 7.20, *г* — крепление двух колес на консольных полуосях на нижнем конце штока.

Как видно из этих рисунков, наиболее короткая опора при прочих равных условиях (одинаковые диаметры колес и величины стояночных нагрузок на опору $P_{к.ст}$) может быть получена при схемах, приведенных на рис. 7.21, *а* и *г*. Однако стойка (см. рис. 7.21, *а*) в этом случае от сил P_y и P_x, приложенных к колесу, будет дополнительно нагружаться изгибающим $M = P_y a$ и крутящим $M_к = P_x a$ моментами.

В схемах, приведенных на рис. 7.20, *б* и *в*, опоры получаются длиннее, но зато они разгружены от изгиба от силы P_y и кручения (плечо $a = 0$). Однако большая ширина опоры затрудняет ее уборку, особенно в крыло. Поэтому вильчатое крепление колеса применяется в основном на передних опорах. Опоры со спаренными колесами имеют повышенную проходимость, меньший диаметр колес и лучшие вследствие этого условия для их уборки. Их часто применяют в качестве передних опор.

Таким образом, выбор той или иной схемы крепления колес к штоку амортизационной стойки определяется, прежде всего, габаритами опор, кинематикой их уборки, компоновочными соображениями.

Полуось, представляющая собой стальную трубу (см. рис. 7.21, *а*, *б*), приваривается к башмаку на нижней части штока или полувилки. Полувилка и вилка (см. рис. 7.21, *д*) обычно сварной конструкции. При подвеске колеса на рычаге (см. рис. 7.31) рычаг делают сварной конструкции коробчатого сечения для восприятия изгибающего и крутящего моментов. Если рычаг при такой подвеске колес делается в виде вилки или полувилки, то на них делают проушины (см. рис. 7.21, *д*) для их крепления к штоку и цилиндру амортизационной стойки.

§ 7.7. МНОГОКОЛЕСНЫЕ ОПОРЫ

Многоколесные опоры используются на самолетах большой массы. Применение большого числа колес меньшего диаметра на одной опоре вместо одного большого колеса способствует повышению проходимости самолета, уменьшению массы опоры и миделя ниши, необходимой для ее уборки, уменьшению вырезов в крыле или фюзеляже для ниши и площади створок, что в свою очередь связано с уменьшением весовых затрат. Увеличение числа колес на опоре приводит к повышению безопасности полетов в случае разрушения одного из пневматиков и может дать некоторое увеличение энергоемкости тормозов.

Увеличение числа колес на опоре реализуется как увеличением числа колес в ряду и числа рядов колес на одной стойке, так и увеличением числа стоек в многостоечных опорах. Последнее обеспечивает лучшее копирование рельефа и более плавное движение самолета при переезде неровностей аэродрома, что особенно важно при эксплуатации тяжелых самолетов с грунтовых аэродромов. Выбор числа колес в ряду и числа рядов на стойках опор определяется в основном компоновочными соображениями (объемами и конфигурацией ниш для уборки стоек шасси с колесами).

Наибольшее распространение на современных тяжелых самолетах получили стойки с многоколесными тележками, где колеса крепятся к продольной балке тележки — коромыслу на осях в два (реже — в три) ряда по два (четыре) колеса в одном ряду (см. рис. 7.8). Конструктивные варианты установки на стойке четырех колес в одном ряду показаны на рис. 7.24.

Тележки с колесами обеспечивают соприкосновение самолета с аэродромом и передачу возникающих при этом статических и динамических нагрузок на амортизационную стойку. Конструкции тележек приведены на рис. 7.22 и 7.23*. В конструкцию тележек (см. рис. 7.22) входят: продольная балка *15* (коромысло), шарнирно связанная со штоком *2* амортизационной стойки проушинами *14* с

*Читателю рекомендуется при знакомстве с описанием элементов конкретной конструкции на одном из рис. 7.22 и 7.23 работать сразу с обоими рисунками и уяснить различия в устройстве элементов, имеющих одно и то же назначение.

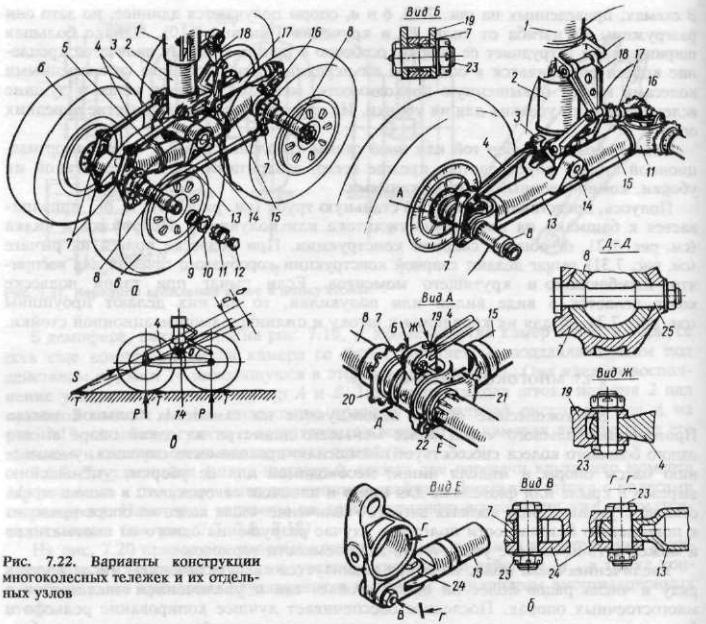


Рис. 7.22. Варианты конструкции многоколесных тележек и их отдельных узлов

закрепленными на ее концах осями *8* в вилках *21* колес *6*; тормозные рычаги *7* и тормозные тяги *13*, *4*, передающие на шток *2* силы, уравновешивающие моменты от тормозов колес, и демпферы *17*, соединяющие со штоком заднюю ось колес тележки. Демпферы служат в основном для придания тележке определенного положения при посадке (передние колеса приподняты над задними) и гашения ее колебаний. Конструкция тележек, показанных на рис. 7.8 и 7.22, достаточно типична для тяжелых самолетов.

На тележке, представленной на рис. 7.22, *а*, коромысло *15* выполнено в виде пустотелой трубы, состоящей из трех сваренных частей. Каждая из частей коромысла сделана методом горячей штамповки из высокопрочной стали. В средней части коромысла расположены мощные проушины *14*, которыми тележка крепится шарнирно к нижнему концу штока *2* амортизационной стойки *1* основной опоры. Оси *8* колес вставляют в патрубки на концевых частях коромысла и крепят там каждую двумя болтами. С обеих сторон тележки на оси колес надевают рычаги *7*, которые могут свободно проворачиваться на них. Рычаги *7* фланцами крепят к корпусу тормоза колес. Рычаги передней и задней пар колес связаны между собой тормозной тягой *13*. Кроме того, верхние концы рычагов *7* передней пары колес связаны тягами *4* с проушинами на нижней части штока амортизатора. Возникающий в тормозе колеса тормозной момент через рычаги тормозными тягами *4* и *13*

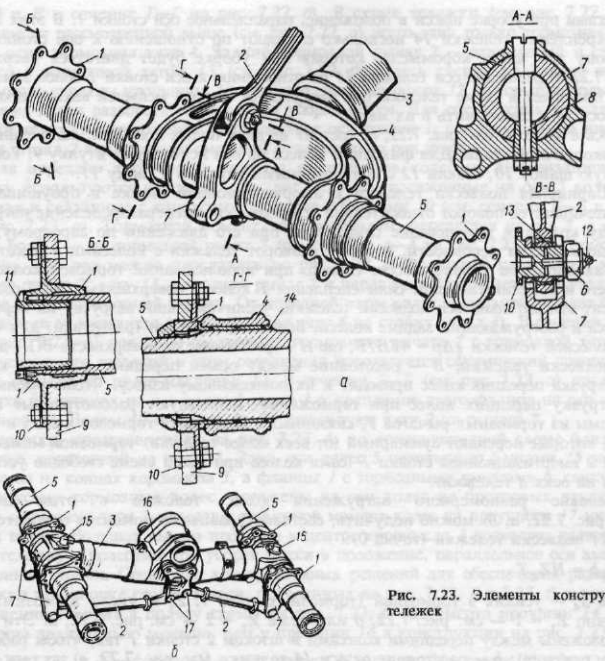


Рис. 7.23. Элементы конструкции тележек

передается на узлы *3* на нижней части штока стойки. Тормозные тяги являются одними из самых нагруженных элементов шасси, так как за время только одной посадки с торможением колес нагрузки в них повторяются сотни раз, достигая значительных величин.

Значение этой нагрузки можно определить, зная максимальный тормозной момент колеса $M_т$, схему и геометрию тележки. Так, например, для тележки с числом колес $Z_к = 4$, диаметром D, шириной B и $D \times B$ порядка 1000×300 мм при энергоемкости тормоза колес $M_т = 10^7$ Н·м, при схеме тележки, подобной представленной на рис. 7.22, *а*, усилие S_4 в каждой из двух тормозных тяг *4* можно приближенно определить, приняв расстояние *а* между осью тяги *4* и осью *8* равным 0,2 м, из выражения

$$S_4 = \frac{Z_к M_т}{2a} = \frac{4 \cdot 10^7}{2 \cdot 2 \cdot 10^{-1}} = 1 \cdot 10^8 \text{ Н}. \qquad (7.8)$$

На заднем конце коромысла установлен рычаг *16* для крепления демпфера *17*, который в этой схеме служит еще и жесткой тягой для разворота тележки с

колесами при уборке шасси в положение, параллельное оси стойки *1*. В этих целях ось крепления тележки *14* несколько смещают по отношению к оси стойки *1* в сторону той части коромысла, которая при уборке будет двигаться вверх (на рис. 7.22, *б* смещение оси тележки *14* по отношению к оси стойки *1* более заметно). Это позволяет в схеме тележки (см. рис. 7.22, *б*) сделать меньшей высоту проушин под ось *14* и сэкономить в их массе.

Ось *8* колес *6* (см. рис. 7.22, *а*) состоит из двух полых консолей, выточенных из высокопрочной стали. Для фиксации колеса на оси используют втулку *9*, контровочную шайбу *10*, стакан *12* с контровочными винтами и гайку *11*.

Шарнирная подвеска тележки к амортизационной стойке в проушинах *14* обеспечивает ее поворот относительно оси подвески и перераспределение нагрузок между колесами при посадке самолета и при его движении по аэродрому, при наезде колес на неровности, а также разворот тележки с колесами в некоторых схемах опор при уборке шасси. Однако при использовании тормозов колес при пробеге и рулении самолета силы сцепления T колес с поверхностью ВПП создают момент относительно оси подвески тележки, увеличивающий нагрузку на передние колеса и разгружающий задние колеса. Величина догрузки (разгрузки) для четырехколесной тележки $\pm\Delta p = 4TH/B$, где H — расстояние от поверхности ВПП до оси *14* подвески тележки; B — расстояние между осями передних и задних колес. Перегрузка передних колес приводит к их повышенному износу. Чтобы уменьшить перегрузку передних колес при торможении, используют рассмотренные выше системы из тормозных рычагов *7*, связанных с корпусами тормозов колес, и тяг *4* и *13*, которые передают суммарный (от всех колес тележки) тормозной момент на шток *2* амортизационной стойки *1* (сами колеса при такой схеме свободно установлены на осях *8* тележки).

Условие равномерного нагружения колес тележки в этом случае (см. рис. 7.22, *а*, *б*) можно получить, составив уравнение моментов относительно оси *14* подвески тележки (точка 0):

$$Z_т S_4 b = HZ_к T. \qquad (7.9)$$

Здесь S_4 — усилия в тормозной (тормозных) тяге *4*; $Z_т$ — число тормозных тяг (обычно $Z_т = 1$ — см. рис. 7.22, *б* или реже $Z_т = 2$ — см. рис. 7.22, *а*. Эти тяги расположены между передними колесами и штоком *2* стойки *1* так, чтобы работать на растяжение); b — расстояние от оси *14* тележки (см. рис. 7.22, *в*) до тяги *4*.

Как видно из схемы (см. рис. 7.22, *в*) и уравнения (7.9), положение тормозной тяги *4* должно быть выбрано так, чтобы равнодействующая сил S_4 и T проходила через ось *14* подвески тележки.

На рис. 7.22, *б* и 7.23, *а* показаны близкие к рассмотренному (см. рис. 7.22, *а*) варианты конструктивного выполнения тележек. Принципиальной особенностью их конструкции является то, что оси колес (см. например, поз. *5* на рис. 7.23, *а*) не фиксируются здесь болтами в коромысле тележки *3*, как это сделано в конструкциях тележек, подобных показанным на рис. 7.22, *а*, а посажены на бронзовых втулках (подшипниках) *14* (см. сечение *Г—Г* на рис. 7.23) в проушинах вилок *4*, приваренных к обоим концам коромысла тележки. Оси колес поэтому могут свободно проворачиваться в проушинах вилок *4* коромысла. Между проушинами этих вилок на оси колес посажены тормозные рычаги *7*. Положение рычагов на оси *5* фиксируется болтами переменного диаметра *8* и втулкой (см. сечение *А—А* на рис. 7.23) для увеличения площади среза болтов. Аналогичная конструкция показана на сечении *Д—Д* на рис. 7.22, *б*. Передний тормозной рычаг *7* на рис. 7.22, *б* — двуплечий. Сверху он карданом *19* связан болтами *23* с тормозной тягой *4* (см. виды *А*, *Б* и *Ж* на рис. 7.22, *б*), а снизу — карданом *24* с тормозной тягой *13* (см. ви-

ды *В* и *Е* и сечение *Г—Г* на рис. 7.22, *б*). В схеме тележки (см. рис. 7.22, *б*) в отличие от рассмотренной выше (см. рис. 7.22, *а*) всего одна только тормозная тяга *13* и одна тормозная тяга *4*. Задний тормозной рычаг *7* — одноплечий и связан только с тормозной тягой *13* (см. рис. 7.22, *б*). Здесь сверху на задней вилке коромысла сделаны проушины *16* для крепления демпфера *17*, который используется также и для разворота тележки при уборке шасси. Для обеспечения компактной уборки тележки в положение, параллельное оси стойки *1*, оси проушин на нижней части штока *2* значительно смещены относительно оси штока.

Для передачи тормозного момента от тормозов колес на амортизационную стойку используются фланцы *1* (см. рис. 7.23, *а*), посаженные на оси *5* колес на шлицах и связанные с корпусами тормозов *9* болтами *10* (см. сечения *Б—Б* и *Г—Г* на рис. 7.23, *а*). Тормозной момент, таким образом, передается на ось *5*, а с нее через болт *8* — на тормозной рычаг *7* (см. сечение *А—А* на рис. 7.23, *а*). Тормозной момент, как это можно проследить по рис. 7.22, *б*, от задней пары колес через задний рычаг *7*, тягу *13*, передний рычаг *7* и через тягу *4* передается на узел *3* на штоке амортизационной стойки. От передней пары колес тормозной момент сразу передается от переднего рычага *7* через тягу *4* на стойку (узел *3*). В сечении *В—В* (см. рис. 7.23, *а*) показано соединение тормозного рычага *7* с тормозной тягой *2*. Для устранения заедания в этом соединении используется сферический подшипник *13* со смазкой от пресс-масленки *12*. В сечении *Б—Б* (см. рис. 7.23, *а*) показана посадка на шлицах на ось колес фланца *1* и крепление этого фланца на оси колес *5* гайкой *11*. Болты *10* и *6* (сеч. *В—В*) фиксируют тягу *2* на рычаге *7*.

Тележка, представленная на рис. 7.23, *б*, по конструктивной схеме близка к тележке, показанной на рис. 7.8. Здесь оси колес *5* неподвижно болтами *15* зафиксированы на концах коромысла *3*, а фланцы *1* с тормозными рычагами *6*, связанные с корпусами тормозных колес, посажены на оси колес на бронзовых втулках и через тормозные тяги *2* передают тормозной момент колес на проушины *17* нижней части штока. Большая высота проушин в центре коромысла *3* позволяет разворачивать тележку с колесами при уборке шасси в положение, параллельное оси амортизационной стойки. Сравнение конструктивных решений для обеспечения разворота тележки при уборке стойки шасси, показанных на рис. 7.22, *б* и 7.23, *б*, в весовом отношении говорит в пользу схемы на рис. 7.22, *б*, где высота проушин *14* и их толщина значительно меньше, чем у проушин *16* в конструкции на рис. 7.23, *б*.

На рис. 7.22: *5*, *20* — фланцы; *18* — шлиц-шарнир; *22* — шлицы; *24* — кардан; *25* — болт.

На рис. 7.24 показаны амортизационные стойки основных опор тяжелых самолетов с четырьмя колесами, расположенными в один ряд. На стойке самолета (см. рис. 7.24, *а*) четыре колеса в один ряд в виде двух спаренных установок смонтированы на каждой из стоек основных опор этого самолета (см. рис. 7.5). Каждая из таких установок состоит из двух колес *1* на оси *3*, закрепленной посередине на рычаге *5*. Этот рычаг связан с амортизатором *6* через рычаг *2*. Рычаг *5* и амортизатор *6* через рычаг *4* крепятся к поперечной балке *7* стойки *8*, установленной на подшипниках в корпусе шпинделя *9*. К шпинделю приварена траверса *13*, с помощью которой опора устанавливается в нише и относительно которой она поворачивается при уборке с помощью рычага *20* на шпинделе и подкоса *10*. Такое устройство опоры позволяет посредством рычага *11*, связанного с верхним концом стойки *8*, и тяги *19* разворачивать балку *7* с колесами *1* относительно вертикальной оси стойки *9* на 90° во время уборки шасси, разворачивать с помощью цилиндра *12* колеса основных опор самолета по время разворота на ВПП (при посадке с боковым ветром) (см. на рис. 7.24, *в* схему возможного положения колес и центра вращения самолета *О* при его развороте на ВПП). Максимальный угол разворота колес основных опор при развороте самолета на ВПП и при необходимости на посадке —

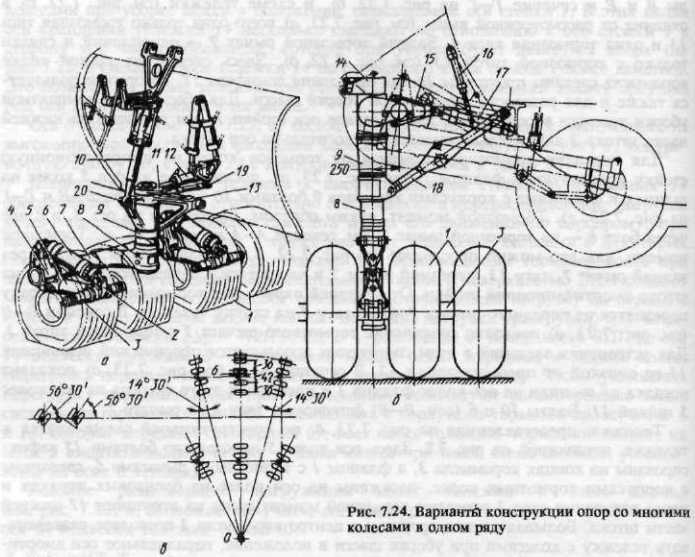


Рис. 7.24. Варианты конструкции опор со многими колесами в одном ряду

до 20°. Это вместе с разворотом колес передней опоры обеспечивает самолету хорошую маневренность на аэродроме при снижении сопротивления развороту самолета и уменьшении износа пневматиков. Большее число амортизаторов (по два на каждой стойке шасси вместо одного) позволяет снизить жесткость амортизации, плавнее (мягче) копировать рельеф при движении самолета по аэродрому и свести к минимуму отклик самолета на неровности этого рельефа. Последнее улучшает условия работы оборудования самолета.

На рис. 7.24, *б* показан еще один вариант стойки основной опоры самолета, гораздо меньшей, чем в предыдущем примере, размерности, с четырьмя колесами в одном ряду, убирающейся при уборке шасси с разворотом стойки с колесами на 90°*.

Выбор такого конструктивного решения (по четыре колеса в одном ряду) продиктован в основном стремлением повысить проходимость самолета и условиями компоновки основных его опор в убранном положении.

Недостатки шасси с многоколесными тележками:

сложность их конструкции и уборки;

большой крутящий момент на стойку шасси при развороте самолета вокруг одной из стоек, когда на передние колеса тележки действует боковая сила одного направления (против разворота), а на задние — обратного направления;

---

*Читателю предлагается, используя аналогии в конструкции опор на рис. 7.24, *а* и *б*, самостоятельно определить название, назначение и работу всех элементов опоры на рис. 7.24, *б* при ее уборке и выпуске.

ухудшение маневренности самолета при движении по аэродрому.

Использование разворота колес основных опор, как это сделано на стойках шасси (см. рис. 7.24, *а*) улучшает маневренность самолета на аэродроме (самолет может развернуться на ВПП на 180° при стандартной ширине полосы). Возможность разворота тяжелого самолета на аэродроме с небольшим радиусом при развороте передних и хотя бы части колес основных опор, как правило, устраняет необходимость разворота самолета вокруг одной из его стоек и ее нагружения большим крутящим моментом.

§ 7.8. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ ШАССИ И ИХ АНАЛИЗ

По способу восприятия и передачи нагрузок, т.е. по КСС, шасси разделяются на ферменные, балочные и ферменно-балочные.

7.8.1. Ферменное шасси представляет собой совокупность стержней — пространственную ферму, к которой прикреплены опорные элементы (колеса, лыжи). Стержни фермы при всех видах нагрузок на шасси работают на растяжение–сжатие, поэтому шасси, выполненное по такой КСС, оказывается наиболее легким. Типовые конструкции ферменных опор самолета приведены на рис. 7.25.

На рис. 7.25, *а, в* показано пирамидальное ферменное шасси. Стержни стоек этого шасси, образующие пирамиду, крепятся к крылу и к фюзеляжу.

На рис. 7.25, *в* приведены конструктивная схема ферменного шасси самолета Ан-2 и конструкция его основных узлов *I...V* и сочленений. Здесь *I* — узел крепления к крылу амортизатора; *II* — узел крепления задних подкосов к фюзеляжу; *III* —узел крепления передних подкосов к фюзеляжу; *IV* — узел крепления заднего подкоса к переднему подкосу; *V* — узел крепления полуоси к переднему подкосу; *1, 7, 9* — спецмасленки; *2* — верхнее ушко подкоса; *3, 15* — обоймы; *4, 16* — шаровые вкладыши; *5, 8* — карданы; *6* — ушко подкоса; *10* — вилка амортизатора; *11* — ушки полуоси; *12* — гребенка подкоса; *13* — вилка заднего подкоса; *14* — ушко переднего подкоса.

На рис. 7.25, *б* показан другой вариант ферменного шасси. Здесь плоская ферма, образованная осью колес, двумя стержнями с амортизаторами и двумя боковыми подкосами, подпирается двумя задними подкосами.

Невозможность уборки таких опор в полете ограничивает их применение легкими самолетами с небольшой скоростью полета.

7.8.2. Балочное шасси. В такой КСС шасси основным силовым элементом опоры является балка — амортизационная стойка, работающая на все виды нагрузок, от которых в ее сечениях возникают осевые и поперечные силы, изгибающие и крутящие моменты. Амортизационная стойка представляет собой либо консольную моментно закрепленную балку, либо балку на двух опорах в плоскости уборки и с моментной заделкой в другой (перпендикулярной) плоскости.

В первом случае верхний конец стойки шасси соединен жестко (моментно) с конструкцией самолета (крыла или фюзеляжа), а к нижнему ее концу крепится колесо (лыжа). Здесь нет подкосов, стойки не убираются, они проще по конструкции и компоновке. Однако изгибающие моменты, действующие на такую стойку, пропорциональны ее высоте, что при увеличении высоты шасси приводит не только к увеличению массы шасси, но и к увеличению массы тех силовых элементов, к которым оно крепится. Все это, особенно то, что стойки не убираются, резко ограничивает применение такой схемы шасси в чистом виде.

С известным приближением к такой КСС шасси можно отнести убирающиеся стойки, имеющие вторую (кроме оси траверсы) опору, расположенную выше траверсы и на близком к ней расстоянии. Последнее обстоятельство как раз и

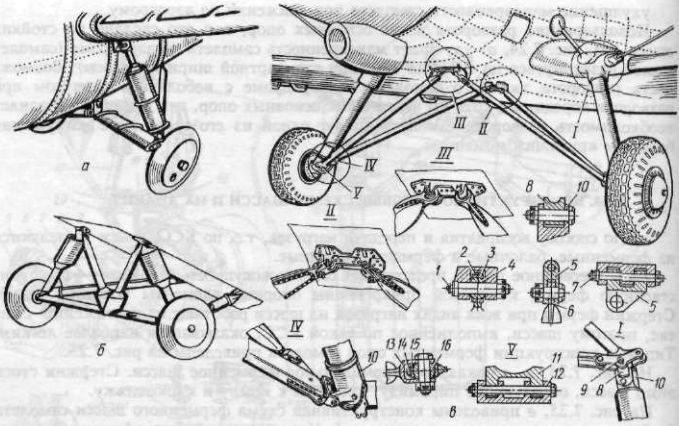


Рис. 7.25. Варианты конструкции ферменного шасси

позволяет считать в силовом отношении такие стойки консольными балками, защемленными в верхней части. Эпюры изгибающих моментов для таких стоек от сил $P_к(P_x, P_y)$, приложенных к колесам, подобны эпюре M_z на рис. 7.26, *а*. Характер эпюры M_z объясняется наличием на верхнем конце стойки второй опоры. Это или упор *3* для стойки *2* в замке выпущенного положения *4* (см. рис. 7.26, *а*, узел *I*), или рычаг *20* (см. рис. 7.24, *а*) к подкосу *10* на шпинделе *9* стойки в плоскости ее уборки, или рычаг *16* (см. рис. 7.33) на траверсе *2* к подкосу *14*. Проигрывая по величине изгибающего момента и, следовательно, из-за этого и по массе стойкам с креплением подкоса *ниже оси траверсы* (см. рис. 7.26, *в*), такие стойки могут оказаться рациональными только при небольшой высоте стоек и при других получаемых при этом преимуществах (например, в простоте кинематики уборки и компоновки опоры в выпущенном и убранном положениях).

Во втором случае — балка на двух опорах — стойка кроме оси траверсы имеет еще одну расположенную ниже траверсы опору либо в виде упора в замке выпущенного положения (см. поз. *б* рис. 7.10 и этот же замок на рис. 6.16, *б*), либо в виде подкоса в плоскости уборки стойки (см. рис. 7.7, 7.9, 7.26, *в*, 7.29, 7.32 и др.). Но при этом стойка моментно заделана с помощью траверсы в перпендикулярной плоскости. Вторая опора позволяет существенно снизить действующие на стойку изгибающие моменты (см. эпюры моментов на рис. 7.7, 7.26, *в*) и нагрузку на узлы ее крепления, увеличить жесткость всей опоры. Если вторая опора амортизационной стойки выполнена в виде подкоса или цилиндра-подъемника стойки, то они от силы $P_к$ на колесо работают только на осевые силы, так как и к стойке, и к силовым элементам конструкции крыла (фюзеляжа) крепятся шарнирно. Если вторая опора стойки — упор в замке выпущенного положения или серьга на стойке, запираемая в замке, то на стойку в этом месте будет действовать сила реакции, разгружающая стойку от изгиба выше замка (см. поз. *б* на рис. 7.10).

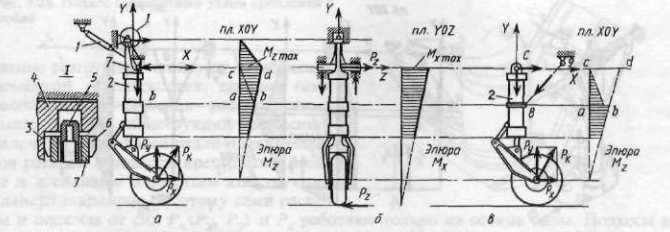


Рис. 7.26. Конструкция и нагружение передней опоры балочной КСС. Эпюры изгибающих моментов. Влияние подкоса на величину изгибающего момента

Наибольшее распространение получила балочная КСС стоек с одним подкосом в направлении уборки. Характерные конструктивные особенности основных и передних опор самолета, выполненных по такой КСС, описаны выше в подразд. 7.5.2 и 7.5.3. Здесь продолжается рассмотрение этих вопросов с позиции КСС этих опор. Например, в опоре, представленной на рис. 7.12 (7.26, *а*), цилиндр-подъемник не играет роль подкоса и вообще не представляет собой дополнительную опору для стойки. Здесь дополнительной (кроме оси траверсы) опорой является упор *3* (см. рис. 7.26, *а*) в замке выпущенного положения *4*, в который упирается (при действии силы $P_к$ на колесо) буртик *6* вокруг штыря *5* замка на верхнем роге *7* стойки *2*. В такой конструкции замка его штырь *5* предохраняется от действия поперечных (срезающих) сил при лобовом ударе на посадке самолета и при движении по неровному грунту (эти силы передаются через буртик *6* и упор *3* на корпус замка выпущенного положения *4* и уравновешиваются на горизонтальной жесткости ниши шасси). Штырь *5* замка, входящий в гнездо замка *4*, фиксирует стойку в выпущенном положении. При таком конструктивном решении цилиндр-подъемник *1* стойки (см. рис. 7.26, *а*) не воспринимает нагрузок от стойки при посадке и движении самолета по аэродрому. Разгружен от сил, воспринимаемых опорой в выпущенном положении, и цилиндр-подъемник *1* в схемах стоек типа, представленных на рис. 7.11. Здесь нагрузки от стойки кроме узлов ее подвески с помощью траверсы воспринимаются подкосом *12*.

Рассмотренные конструктивные решения, освобождая от нагрузок цилиндр-подъемник стойки при посадке самолета и его движении по аэродрому, позволяют повысить надежность работы шариковых или цанговых замков внутри этих цилиндров (см. рис. 7.17) и повысить ресурс их работы, а в стойке (см. рис. 7.10) позволяют вообще обойтись без складывающегося подкоса (второй опорой для нее является петля *б* замка выпущенного положения на стойке).

Для опоры, рассмотренной на рис. 7.12, на рис. 7.26, *а* показано нагружение стойки силой $P_к$ (p_x, p_y), даны схема ее уравновешивания и эпюра M_z от силы P_x в плоскости *XOY*. Особенности конструкции замка выпущенного положения такой стойки приводят к тому, что от упора *3* этого замка (узел *I*) на стойку действует только горизонтальная сила реакции. На рис. 7.26, *б* приведены схемы уравновешивания силы P_z и эпюра M_x для этой же стойки. На рис. 7.26, *в* показана для сравнения стойка с подкосом. При одинаковых геометрии и нагрузках стоек, представленных на рис. 7.26, *а*, *в*, и, следовательно, равенстве изгибающих моментов в сечениях *а—b*, равно отстоящих от центров колес одинакового диаметра, стойка *2* на рис. 7.26, *в* менее нагружена изгибающим моментом. Подкос *8—9*,



Рис. 7.27. Конструкция и нагружение передней опоры ферменно-балочной КСС

являясь дополнительной опорой для стойки, разгружает ее от изгиба (пунктирная линия *bd* на эпюре M_z для случая, если бы стойка была без подкоса и защемлена в точке *C*). Сравните ординаты *cd* на эпюре M_z на рис. 7.26, *а* и 7.26, *в*. Поэтому стойки с подкосом при прочих равных условиях (эти условия уже оговаривались выше) всегда легче. Но для таких стоек нужны узлы для крепления подкоса и силовые элементы в крыле или в фюзеляже для восприятия силы S_{8-9}, приходящей на узел (узлы) крепления подкоса к агрегатам планера.

Подкосы, как это видно из рисунков рассмотренных стоек, могут подкреплять стойку (находиться) как в плоскости *XOY*, так и в плоскости *YOZ* в зависимости от того, как решены на самолете вопросы компоновки опор в выпущенном и в убранном положениях и какова кинематика при уборке стоек шасси. Решение этих вопросов для основных и передних опор самолета С-5 и Ил-76 уже рассматривалось (см. рис. 7.24 и 7.33).

7.8.3. Ферменно-балочное шасси также получило большое распространение на современных самолетах, так как оно при относительно небольшой массе имеет габариты, не намного превышающие габариты стоек балочной КСС. В такой КСС балка — амортизационная стойка — работает на все виды нагрузок, а подкрепляющие ее стержни — раскосы и подкосы, работая на осевые силы, позволяют существенно снизить действующие на стойку изгибающие моменты. По ферменно-балочной КСС выполнены стойки шасси, представленные на рис. 7.8, 7.18, 7.27. Конструкция элементов ферм — траверс, раскосов и подкосов — описана выше, а варианты конструктивного выполнения этих элементов представлены на рис. 7.8...7.13, 7.18 и др. Как видно из этих рисунков, конструктивное выполнение и сами схемы стоек шасси, выполненных по ферменно-балочной КСС, существенно отличаются друг от друга. Различия в конструкции определяются прежде всего расположением стоек и узлов их крепления на самолете, направлением уборки и самой кинематикой уборки стойки и др.

На рис. 7.27 приводятся схематическое изображение передней опоры, ранее представленной на рис. 7.18, *а*, ее нагружение силами P_x, P_y и P_z, схема уравновешивания этих сил в узлах подвески стойки и эпюры моментов от этих сил. Опорами для стойки, кроме траверсы *3*, являются узлы крепления стойки к траверсе *3*, к раскосам в точках *2*, *2'* в плоскости *YOZ* и к подкосу в точке *1* в плоскости *YOX*. От сил, приложенных к колесам: $P_к(P_x, P_y)$ и P_z, в стойке возникают осевые силы, перерезывающие силы и изгибающие моменты в плоскостях *XOY* и *YOZ*, а также крутящий момент. По характеру эпюр этих силовых факторов можно определить наиболее нагруженные сечения стоек и по величине действующих в этих сечениях сил и моментов — напряжения. Как видно из эпюр (см. рис. 7.27), раскосы и подкосы, подкрепляющие стойку, работая на осевые силы, действительно сущес-

Рис. 7.28. Подкос с моментным узлом крепления к стойке



твенно разгружают стойку от изгибающих моментов в плоскостях, где они сами расположены. Во всех рассмотренных выше случаях конструкций ферменно-балочных опор шасси различных самолетов раскосы и подкосы крепились к стойке и к силовым элементам конструкции планера шарнирно. Поэтому сами раскосы и подкосы от сил $P_к(P_x, P_y)$ и P_z работают только на осевые силы. Подкосы в плоскости XOY с моментными закреплениями на обоих концах (рис. 7.28) решают специальные задачи, связанные с конкретными особенностями опоры. Работая, кроме осевых сил, еще и на изгиб, они повышают жесткость всей опоры, что может избавить ее от колебаний типа "шимми". Сами подкосы в этом случае на концах имеют моментные узлы и представляют собой двухпоясные балки в плоскости действия изгибающего момента.

На рис. 7.26, 7.27 и 6.15 показаны силы, передающиеся от шасси на усиленные элементы конструкции планера. Узлы подвески стоек шасси (крепления траверс, подкосов) должны быть рассчитаны на восприятие расчетных величин этих сил с учетом их направления и дальнейшую их передачу по силовым элементам фюзеляжа (крыла) до их полного уравновешивания.

7.8.4. Применение на самолете той или иной КСС опор определяется типом и назначением самолета, его размерами, местом расположения шасси, кинематикой уборки и выпуска и располагаемыми объемами для уборки шасси. Все эти вопросы тесно взаимосвязаны. Их решение должно обеспечивать удовлетворение требований компоновки шасси на самолете — требуемые значения параметров шасси (см. § 7.3), не усложнять силовую схему агрегатов, к которым шасси крепится, и не нарушать их силовую схему при уборке и выпуске шасси, кратчайшим путем передавать нагрузки от шасси на силовые элементы агрегатов планера для их восприятия и уравновешивания (см. примеры крепления стоек в крыле с подкосной балкой — см. рис. 7.29, 7.32 и в отсеках фюзеляжа — см. рис. 7.30, 6.15 и 6.16). Так, для легких маневренных самолетов наиболее распространенной КСС стоек шасси для основных и передних опор является балочная — балка с подкосом. В качестве подкоса в этих КСС часто используют цилиндр—подъемник (см. рис. 7.9, 7.29, 7.30, 7.32). Однако близкие к таким КСС стойки используют и на таких сверхтяжелых самолетах, как С-5 (см. рис. 7.24, *а* и 7.33*), хотя подкосы на этих стойках расположены выше траверс и стойки могут рассматриваться как консольные балки. Это объясняется небольшой высотой стоек и относительно малыми вследствие этого изгибающими моментами в узлах их крепления. Для самолетов большой размерности и с большой высотой стоек шасси используются в основном стойки ферменно-балочной КСС (см. рис. 7.8, 7.10, 7.18 и др.).

На рис. 7.29 показаны: основная опора балочной КСС легкого маневренного самолета (см. рис. 7.29, *а*), узел ее крепления (см. рис. 7.29, *б, в*), механизм разворота *5* колеса *4* при уборке стойки и подкос *1*. Узел крепления стойки (траверса стойки *2* с осью *9* и кронштейны *10* и *8* на лонжероне *6* и подкосной балке *7*

*Описание стойки, показанной на рис. 7.24, *а*, было дано в § 7.7, а конструкция стойки на рис. 7.33 рассматривается в подразд. 7.9.2.

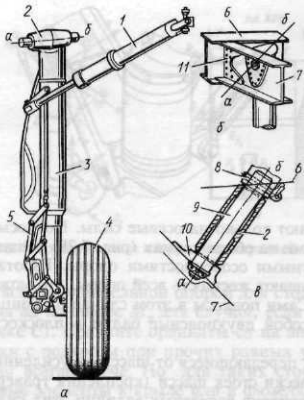


Рис. 7.29. Конструкция основной опоры балочной КСС с подкосом

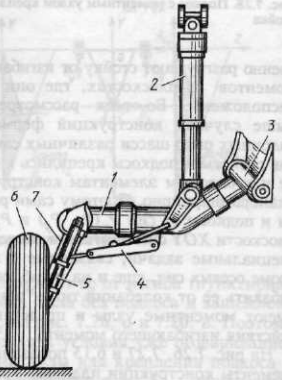


Рис. 7.30. Конструкция основной опоры балочной КСС с подкосом и рычажной подвеской колеса

крыла) расположен рядом со стыком *11* лонжерона с подкосной балкой и передает почти всю вертикальную нагрузку от стойки *3* на подкосную балку *7*. Это позволяет кратчайшим путем передать основную нагрузку от стойки шасси на узлы крепления подкосной балки к силовому шпангоуту и уравновесить ее потоком касательных усилий на обшивке боковин фюзеляжа. При этом подкосная балка работает на сдвиг и изгиб от вертикальных сил (реакций в узле подвески стойки), а от горизонтальных, значительно меньших по величине, чем вертикальные, сил стенка подкосной балки работает на сдвиг, передавая его на пояса балки в виде осевых сил.

Удачный выбор в этой конструкции точки подвески стойки у стыка лонжерона и подкосной балки, а также выбор длины стойки с колесом обеспечивают получение приемлемых значений параметров шасси при хорошем согласовании силовых схем крыла и фюзеляжа и обеспечении необходимых объемов для уборки шасси. На рис. 7.30 показан еще один вариант конструкции стойки основной опоры, выполненной по балочной КСС в виде балки *1* с подкосом *2* — цилиндром-подъемником. Горизонтальное расположение балки продиктовано желанием увеличить колею шасси. Стойка здесь с выносным амортизатором *5* и колесом *6* на рычажной подвеске *7* (см. § 7.9). Все это позволяет удовлетворить требования по значению параметров шасси на самолете с такими опорами. Большой диаметр горизонтальной балки *1* стойки объясняется большими действующими в ней поперечными силами и изгибающими моментами. Балка — пустотелая, заполнена сжатым воздухом как емкость воздушной системы. Рычаг *7* с подвешенным на нем колесом *6* имеет систему подтяга *4* колеса для обеспечения его уборки между силовыми шпангоутами фюзеляжа. Силовая схема фюзеляжа при этом не нарушается. Крепление траверсы *3* балки и верхнего конца цилиндра-подъемника *2* к силовым элементам в фюзеляже (к силовым шпангоутам и специальным жесткостям) обеспечивает передачу сил от стойки шасси на эти элементы и их уравновешивание.

В гл. 6 (см. рис. 6.15 и 6.16) рассматривалось крепление стоек ферменно-балочной КСС тяжелых самолетов и уравновешивание воспринимаемых ими сил.

Таким образом, рассмотренные примеры позволяют судить о том, как удовлетворяются указанные выше компоновочные требования, обеспечиваются необходимые значения параметров шасси и объемы для уборки стоек и производится увязка силовой схемы стоек шасси с силовой схемой агрегатов планера, к которым стойка крепится. Читателю предлагается самостоятельно проследить, как удовлетворяются компоновочные требования по отношению к шасси самолетов, компоновки которых приводятся в ТИ ЦАГИ.

§ 7.9. СХЕМЫ КРЕПЛЕНИЯ ОПОРНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ К СТОЙКАМ ШАССИ И ИХ АНАЛИЗ

По схеме крепления опорных элементов (колес, лыж или опорных элементов других типов) к стойкам шасси стойки разделяют на телескопические и рычажные.

7.9.1. Телескопические стойки. На телескопических стойках опорные элементы* устанавливают на осях, закрепленных непосредственно на штоке амортизатора. Такие стойки (см. рис. 7.7, 7.8, 7.18, 7.24, *б*, 7.27, 7.29) амортизируют нагрузки, действующие только вдоль их оси. От сил, нормальных к оси стойки, амортизатор, находящийся внутри стойки, не обжимается. В результате лобовой и боковой удары воспринимаются изгибом стойки (см. эпюры на рис. 7.7, 7.26, 7.27). Крутящий момент от штока к цилиндру амортизатора передается с помощью двухзвенника [шлиц-шарнира (см. рис. 7.20)]. Для смягчения лобового удара стойку иногда устанавливают с наклоном вперед под углом 10...12° к вертикали. В телескопических стойках уплотнения амортизаторов испытывают большие радиальные нагрузки и работают в трудных условиях, что во избежание течи жидкости из амортизатора не позволяет поднимать в них давление зарядки воздухом более $(30...40) \cdot 10^5$ Па. Отсюда бóльшие поперечные размеры амортизаторов на телескопических стойках. Но так как при поглощении энергии самолета при посадке для снижения перегрузок желательно иметь большое вертикальное перемещение колес (а оно в телескопических стойках равно перемещению штока амортизатора и может достигать 400 мм и более), то и габаритные размеры амортизаторов в телескопических стойках получаются значительно бóльшими, чем при других схемах подвески опорных элементов. Все это приводит к увеличению массы таких стоек.

7.9.2. Рычажные стойки. На рычажных стойках (рис. 7.31) опорные элементы (колеса *5*, лыжи) закрепляют на рычаге *6*, и нагрузки от колеса передаются на стойку через рычаг, связанный одним концом шарнирно либо с нижним концом стойки *1* (см. рис. 7.31, *а*), либо с клыком *8* на стойке *1* (см. рис. 7.31, *б*), либо шарнирно через промежуточное звено *7* на стойке (см. рис. 7.31, *в*). Второй точкой крепления рычага с колесом к стойке являются шарнирные узлы крепления: штока *4* выносного амортизатора *3* к рычагу *6* (см. рис. 7.31, *а*); промежуточного звена *7* к рычагу *6* (см. рис. 7.31, *б*); штока *4* к рычагу *6* (см. рис. 7.31, *в*) и штока *4* амортизатора *3* к рычагу *6* (см. рис. 7.31, *г*). Наименьшей высоты рычажной стойки можно достичь, закрепляя шарнирно рычаг *6* и амортизатор *3* непосредственно на силовых элементах планера (см. рис. 7.31, *г*). В этом случае силовая стойка не нужна. Как видно, стойки с рычажной подвеской колес по конструктивной схеме

*Далее для упрощения вместо термина "опорные элементы" будем применять термин "колесо", подразумевая, что вместо колеса могут быть и другие опорные элементы, например лыжа.

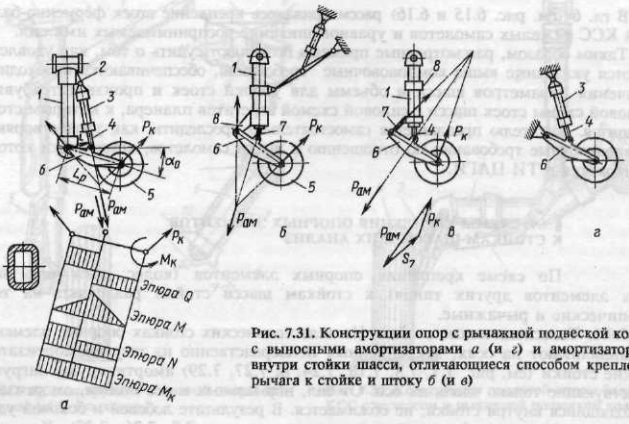


Рис. 7.31. Конструкции опор с рычажной подвеской колеса с выносными амортизаторами *а* (и *г*) и амортизаторами внутри стойки шасси, отличающиеся способом крепления рычага к стойке и штоку *б* (и *в*)

можно подразделить на стойки с выносным (см. рис. 7.24, *а*, 7.30, 7.31, *а*, *г*, 7.32) и внутренним (внутри стойки) (см. рис. 7.31, *б*, *в*, 7.33) амортизаторами. В этих стойках нагрузки, действующие в плоскости колеса и приложенные к колесу, вызывают поворот рычага и обжатие амортизатора, т.е. такие стойки способны амортизировать ударные нагрузки под углом к стойке, *на что не способны* телескопические стойки. *Способность воспринимать не только вертикальные, но и горизонтальные (лобовые) нагрузки — важное преимущество стоек с рычажной подвеской колес*, особенно при движении по неровному грунту.

В стойках с выносным амортизатором последний подвешен шарнирно верхним концом к проушине *2* на стойке *1*, а нижним (шток *4*) — к рычагу *6* и поэтому воспринимает только осевые силы вдоль своей оси (см. рис. 7.31, *а*). Такой амортизатор разгружен от изгиба. Это способствует уменьшению сил трения, улучшает условия работы уплотнений в амортизаторе и вследствие этого позволяет поднять в нем давление зарядки по сравнению с амортизатором в телескопической стойке. Последнее позволяет получить меньшие размеры диаметра амортизатора. Однако и габаритные размеры амортизатора в рычажных стойках (длина L) получаются значительно меньшими, чем в телескопических стойках. Это объясняется меньшей длиной хода штока в рычажных стойках по сравнению с телескопическими стойками при одинаковых перемещениях колес (см. схему рис. 7.31, *а*).

Основными параметрами рычажной стойки являются начальный (до обжатия) угол наклона рычага α_0 и передаточный коэффициент φ, определяющийся отношением силы $P_{ам}$, действующей в амортизаторе, к силе $P_к$, действующей на колесо. Как видно из рис. 7.31, параметр $\varphi = P_{ам}/P_к$ при перемещении колеса будет изменяться, и его значение будет определяться размерами и положением рычага *б*, а также плечом l до оси амортизатора от точки крепления рычага. В рычажных стойках современных самолетов $\alpha_0 \approx 40...45°$, $\varphi = 2...3$.

На рис. 7.31, *а* показаны силы, действующие на элементы рычажной стойки от силы $P_к$ на колесо, эпюры Q, M, N и $M_к$ по размаху рычага и рациональное поперечное сечение рычага для восприятия указанных силовых факторов.

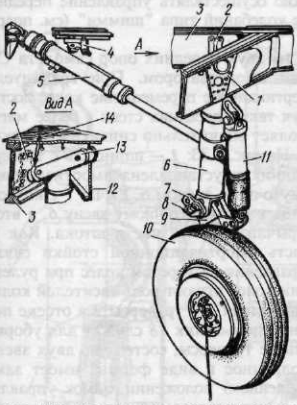


Рис. 7.32. Конструкция основной опоры балочной КСС с подкосом и рычажной подвеской колеса

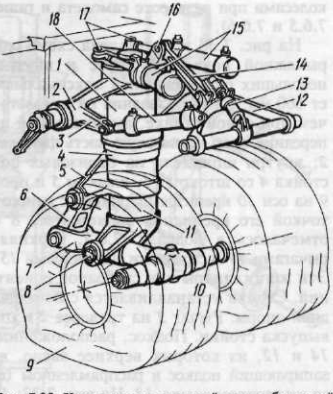


Рис. 7.33. Конструкция передней опоры балочной КСС с подкосом выше траверсы и рычажной подвеской колес

Рычажная стойка с выносным амортизатором (см. рис. 7.31, *а* и 7.32) получается более громоздкой и тяжелой, чем рычажные стойки с внутренним амортизатором, и поэтому требует больших объемов для уборки. Цилиндр *1* такой стойки может быть использован как емкость для сжатого воздуха. Преимущества выносного амортизатора снижают указанные недостатки.

На рис. 7.32 показана стойка *6* с рычажной подвеской колеса *10* с выносным амортизатором *11* и подкосом *5* в виде цилиндра-подъемника. Здесь же изображена довольно часто встречающаяся конструкция узлов *1*, *2* крепления стойки (ее траверсы *13*) вблизи стыка лонжерона *12* и подкосной балки *3* в крыле.

На рис. 7.32: *4* — замок убранного положения; *7* — буксировочное ушко; *8* — серьга подвески стойки в убранном положении; *9* — рычаг; *14* — механический указатель положения стойки шасси.

Приемлемые общие габариты такой стойки, простота компоновки и кинематики позволили использовать ее в качестве основной опоры на легком маневренном самолете.

На рис. 7.24, *а* была приведена многоколесная стойка основной опоры самолета С-5 с выносными амортизаторами. При вертикальном перемещении колес порядка 500 мм при такой схеме удалось получить достаточно компактную опору с хорошими амортизирующими свойствами, позволяющими хорошо (мягко) копировать неровный рельеф грунтового аэродрома (описание стойки см. в § 7.7).

На рис. 7.31, *б*, *в* показаны стойки с внутренним амортизатором. Как видно из схемы действующих на элементы стойки сил, амортизаторы в таких стойках от изгиба не разгружены, хотя сами силы $P_{ам}$, действующие на амортизатор, направлены под небольшим углом к его оси (см. рис. 7.31, *б*, *в*). В таких стойках давление зарядки меньше, а размеры амортизаторов больше, чем в стойках с выносными амортизаторами, но они более компактны и их часто применяют для передних опор (см. рис. 7.10, 7.11, 7.12 и 7.33), так как в таких конструк-

тивных схемах стоек сравнительно не сложно осуществлять управление передними колесами при развороте самолета и гашение колебаний типа "шимми" (см. подразд. 7.6.5 и 7.6.6).

На рис. 7.33 представлена схема одной из двух передних опор самолета С-5 с рычажной подвеской колес и внутренним амортизатором. При сравнительно небольших габаритах опор максимальное вертикальное перемещение колес достигает 660 мм, а использование на самолете двух таких передних стоек с более мягкой, чем при одной стойке, амортизацией позволяет значительно снизить нагрузки от передних опор на носовую часть фюзеляжа. На рис. 7.33: *1* — шпиндель с траверсой *2*; внутри шпинделя на бронзовых подшипниках установлена амортизационная стойка *4* со штоком *11*, клыком *5* и промежуточным звеном *6*. Рычаг *7* с колесами *9* на оси *10* крепится шарнирно с одного конца к промежуточному звену *6*, а второй точкой его крепления является ось *8* на рычаге нижней части штока. Как уже отмечалось в подразд. 7.6.5, верхняя часть амортизационной стойки связана рычагами *17* с силовыми цилиндрами *15* управления разворотом колес при рулении. Эти же цилиндры при свободной ориентации колес играют роль гасителей колебаний. Стойка устанавливается с помощью шпинделя *1* и траверсы *2* в отсеке передней опоры. Рычаг *3* на траверсе *2* и цилиндр-подъемник *18* служат для уборки и выпуска стойки. Подкос, расположенный выше траверсы, состоит из двух звеньев *14* и *12*, из которых верхнее звено, выполненное в виде фермы, имеет замок, запирающий подкос в распрямленном (выпущенном) положении. Замок управляется цилиндром замка *13*. На рис. 7.33: *16* — рычаг подкоса; *17* — рычаги разворота стойки *4* внутри шпинделя *1* цилиндрами *15*.

Конструкция промежуточного звена. Как видно из рис. 7.10, 7.11, 7.31, *б, в*, 7.33, для обеспечения поворота рычага с колесом при одновременном перемещении связанного с рычагом штока внутри стойки необходимо промежуточное звено (см. поз. *7* на рис. 7.31, *б, в*), которое в одном случае связывает шарнирно конец рычага с цилиндром-амортизатором (см. рис. 7.31, *в* и 7.33), а в другом случае — рычаг со штоком (см. рис. 7.31, *б*, 7.10, 7.11). Если в первом случае промежуточное звено по конструкции подобно одному из звеньев шлиц-шарнира, то во втором случае промежуточное звено представляет собой шатун-серьгу *1* (рис. 7.34) с двумя проушинами на концах.

На рис. 7.34 показаны варианты сочленений рычага со штоком амортизационной стойки при помощи такой серьги. На рис. 7.34, *а* приведен общий вид стоек, на видах *I* и *I'* — варианты конструкции серьги и ее крепления к рычагу и элементам внутри штока, сечении *Б—Б* — конструкция проушин серьги, на рис. 7.34, *б* — серьга, шток и детали крепления серьги к штоку для варианта конструкции, показанного на виде *I'*. Из двух вариантов конструкции серьги *1* и ее креплений наиболее типичной является конструкция серьги на виде *I* и сечении *Б—Б*.

Здесь: *1* — серьга из двух частей, соединенных на резьбе; *8* — каналы для подвода смазки бронзовых втулок *9* (подшипников) и шаровых вкладышей *11*; *7* — поршень с пружиной для создания подпора смазки для вкладышей; *10* — болты с гайками, закрепляющие верхнюю проушину серьги в цапфе *5*, а нижнюю проушину — в кронштейне на рычаге *3* подвески колес; *6* — гайка, фиксирующая цапфу *5* внутри штока стойки; *4* — донышко штока.

В сечении *Б—Б* показаны проушины *1* серьги и ее крепление болтами *10* к цапфе *5* в штоке и к кронштейну *2* на рычаге *3*. Цапфа опирается на донышко штока и фиксируется внутри него от проворота. В проушинах серьги — шаровые вкладыши на бронзовых втулках, куда подводится смазка. Такое соединение обеспечивает передачу силы $P_{ам}$ от рычага на шток при любом наклоне рычага и серьги при обжатии амортизационной стойки.

В рычажных конструкциях стоек шасси, где колеса крепятся к вилке (см. рис. 7.11, 7.12) или полувилке (см. рис. 7.9), последние выполнют роль рычага. Обычно

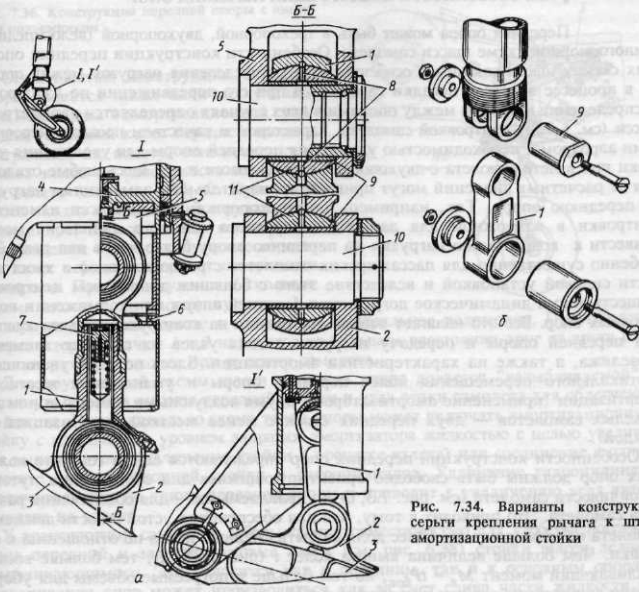


Рис. 7.34. Варианты конструкции серьги крепления рычага к штоку амортизационной стойки

рычажная подвеска колес с рычагом в форме вилки используется для передних опор, когда на стойке только одно колесо. Это и подтверждается конструкциями передних опор, показанных на рис. 7.11 и 7.12. Как видно, на стойке (см. рис. 7.11) передний (верхний) конец вилки имеет развитые проушины для шарнирного крепления к клыку *10* стойки *5*. Проушины на вилке здесь разнесены для передачи на клык момента от боковой силы P_z. В конструкции этой стойки (см. рис. 7.11) промежуточное звено — серьга связывает кронштейн *9* на вилке *7* со штоком амортизационной стойки, как это было описано выше и показано на рис. 7.34. На стойке (см. рис. 7.12) вилка для крепления колеса *7* образована двумя криволинейными рычагами *6*, верхние концы которых соединяются болтом на промежуточном звене *12*, нижние — на оси колеса, а для крепления вилки *6* к штоку *5* используется ось *11*. Рациональная форма рычага при виде сбоку должна повторять эпюру изгибающих моментов (см. рис. 7.31, *а**), а сечение рычага должно иметь форму замкнутого контура для восприятия крутящего момента. Наибольшее распространение в конструкциях стоек с рычажной подвеской колес получила сварная конструкция рычага коробчатого сечения (см. рис. 7.31, *а*).

*При виде в плане рациональная форма рычага должна повторять эпюру изгибающих моментов, действующих на рычаг в горизонтальной плоскости.

§ 7.10. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПЕРЕДНИХ ОПОР

Передняя опора может быть в трехопорной, двухопорной (велосипедной) и многоопорной схеме шасси самолета. Особенности конструкции передних опор в этих схемах шасси связаны с особенностями распределения нагрузок между опорами в процессе взлета и посадки самолета и при его передвижении по аэродрому. Распределение нагрузок между опорами в этих случаях определяется параметрами шасси (см. § 7.3), центровкой самолета, характером и качеством посадок, неровностями аэродрома, необходимостью удлинения передней опоры для увеличения угла атаки при взлете самолета с двухопорной схемой шасси и др. Здесь любые отклонения от расчетных значений могут привести к значительным изменениям нагрузок на переднюю опору. Так, например, для трехопорной схемы шасси изменение центровки в возможном для данного конкретного самолета диапазоне может привести к возрастанию нагрузки на переднюю опору более чем в два раза. Это особенно существенно для пассажирских самолетов с расположенной в хвостовой части силовой установкой и вследствие этого с большим диапазоном центровок. Существенно и динамическое догружение передней опоры при торможении колес основных опор. Все это налагает особые требования на конструкцию узлов крепления передней опоры и передачу нагрузок с этих узлов на силовые элементы фюзеляжа, а также на характеристики амортизации. Здесь полезно увеличение вертикального перемещения колес передней опоры и уменьшение жесткости амортизации (применение амортизаторов с двумя воздушными камерами или для тяжелых самолетов — двух передних стоек с менее жесткой амортизацией на каждой).

Особенности конструкции передних опор определяются еще и тем, что колеса этих опор должны быть свободно ориентирующимися для обеспечения путевой устойчивости самолета (см. рис. 7.3, *б*) и управляемыми — для обеспечения разворота самолета. Это приводит к тому, что для обеспечения устойчивости движения самолета по аэродрому ось колес должна быть смещена назад по отношению к оси стойки. Чем больше величина выноса колес t (рис. 7.35, *а*), тем больше восстанавливающий момент $M_в = tP_{бок}$, но тем больше и потребные объемы для уборки стойки с колесами, что при очень стесненных условиях компоновки носовой части фюзеляжа обеспечить трудно. Поэтому ограничиваются выбором значения t, близкого к радиусу колеса R.

Выше, в подразд. 7.6.5, уже рассматривались различные варианты приводов от цилиндров управления разворотом колес передних опор к колесам и, наоборот, от свободно ориентирующихся колес к цилиндрам — гасителям колебаний.

В передней опоре шток свободно проворачивается внутри амортизатора. Чтобы не усложнять условия работы уплотнений, иногда шток делают из двух частей с шариковым замком, соединяющим нижнюю и верхнюю части штока и передающим на верхнюю часть штока с поршнем и уплотнениями только поступательное движение. Соединение частей штока с помощью шарикового замка (конструкция подобного замка показана на рис. 7.17) позволяет свести до минимума сопротивление трения при вращении нижней части штока относительно оси стойки.

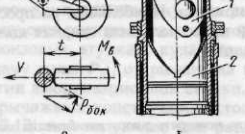


Рис. 7.35. Вынос колес передней стойки. Кулачковый механизм для установки колес передней опоры по полету после их отрыва от ВПП



Рис. 7.36. Конструкция передней опоры с винтовым подъемником

Особенностью конструкции передней опоры является также наличие кулачкового механизма в амортизационной стойке для установки колес передней опоры в нейтральное (по полету) положение после отрыва колес от поверхности аэродрома при взлете (см. рис. 7.35, *б*). Кулачок *1* штока входит в зацепление с кулачком *2* в цилиндре, попадая в его выемку при распрямлении стойки сразу после отделения колес передней опоры от поверхности аэродрома. При этом кулачок *1* скользит своими скосами по скосам кулачка *2* и разворачивает шток вместе с колесами в нейтральное положение. При обжатом амортизаторе кулачки *1* и *2* находятся на большом расстоянии друг от друга и не мешают развороту колес при рулении самолета.

Для двухопорной схемы шасси передняя опора делается "вздыбливаемой" с целью увеличения высоты передней стойки и угла атаки самолета для облегчения его взлета. Принципиально схема такой опоры может включать амортизационную стойку с изменяемым уровнем заправки амортизатора жидкостью с целью увеличения выхода штока (удлинения стойки в процессе взлета) или соединение в одном агрегате амортизационной стойки и гидроцилиндра. Удлинение гидроцилиндра увеличивает общую длину передней опоры и приводит к увеличению угла атаки самолета на взлете.

У транспортных самолетов с большой грузовместимостью для удобства погрузки через передний и задний грузовые люки (см. рис. 6.38) стойки шасси делают укорачивающимися. Это относится как к передним, так и к основным опорам. Укорачивание опор может производиться как за счет слива части жидкости из амортизаторов в специальные мерные резервуары с последующей подзарядкой из них амортизаторов до нормального уровня после окончания погрузочных работ, так и за счет наклона стойки. Последнее для передней опоры может осуществляться с помощью винтового подъемника, подобного представленному на рис. 7.17, *в*. Один из вариантов такого конструктивного решения передней опоры представлен на рис. 7.36. Соединение подъемника *1* со стойкой *2* целесообразно производить так, чтобы в наклонном положении стойки цилиндр-подъемник работал на растяжение. Использование шариков в канавках винта *3* снижает трение при работе подъемника и обеспечивает самоторможение при его остановке в любом промежуточном положении.

§ 7.11. ОПОРНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

7.11.1. Типы опорных элементов и области их применения. В качестве опорных элементов (см. рис. 1.4) на современных самолетах наибольшее применение получили *колеса,* обеспечивающие нормальную эксплуатацию самолетов как с ВПП с искусственным покрытием, так и с грунтовых ВПП (ГВПП) с прочностью грунта $\sigma_{гр} = 0{,}45...0{,}55$ МПа и выше.

Для повышения проходимости самолетов на ГВПП и, главное, при эксплуатации самолетов со снежных (ледовых) аэродромов применяются *лыжи* с небольшим

удельным давлением q_0. Для снеговой лыжи q_0 = 0,02...0,04 МПа. Для лыж-самолетов, использующихся на ГВПП, значения удельных давлений лыж на грунт должны быть меньше значения $\sigma_{гр}$ ГВПП. *Колесно-лыжные опорные элементы,* сочетающие в себе колесо и небольшого размера лыжу, являются компромиссным решением, сглаживающим недостатки колес и лыж в диапазоне значений $\sigma_{гр}$ = 0,4... 0,7 МПа.

Гусеничное шасси с опорным элементом в виде траков или сплошной ленты, натянутой на большое число барабанов — гусеницы, обеспечивает меньшее, чем при колесе, удельное давление на грунт и более высокую проходимость. Распространение такое шасси не получило из-за недостатков принципиального характера (ограничений по скорости отрыва, посадочной скорости, недостаточного противодействия боковым силам, невысокой надежности, трудностей в уборке и др.).

Лодки, поплавки, гидролыжи и специально спрофилированная нижняя часть корпуса (фюзеляжа) самолета применяются как опорные элементы на гидросамолетах.

Шасси на воздушной подушке различных схем и принципов создания воздушных подушек под самолетом, как и на других транспортных средствах на воздушной подушке, должны обеспечивать проходимость и эксплуатацию с малопрочных грунтов. Это же относится к воздушно-лыжным и колесно-воздушно-лыжным опорам.

7.11.2. Требования к опорным элементам. Основным требованием к опорным элементам самолетов любого назначения является обеспечение нормальной эксплуатации в определенном (характерном для конкретного типа самолета) диапазоне условий при приемлемых габаритах, массе, надежности и ресурсе опорных элементов.

Удовлетворение этого требования достигается прежде всего обеспечением необходимой проходимости самолета, его взлета, посадки и передвижения по аэродрому с определенными прочностью грунта $\sigma_{гр}$ и размерами $L_{ВПП}$ без разрушения поверхности ВПП. При этом значение коэффициента сопротивления движению f, определяемое типом опорных элементов, их удельным давлением на грунт и состоянием поверхности ВПП (значение $\sigma_{гр}$), не должно препятствовать стрaгиванию самолета с места на собственной тяге двигателей и взлету самолета с заданной длиной разбега $L_р$. Первое условие — условие стрaгивания с места определяется соотношением значений тяговооруженности самолета $\bar{P} = P/G$ и коэффициента f и принимается $\bar{P} > 1{,}4f$; второе определяется условием $L_р \le L_{ВПП}/k$ (k = 1,4). Длина разбега $L_р$ зависит от значений коэффициента сопротивления движению f, так как значения этого коэффициента и тяговооруженности в значительной степени определяют достижимое при разбеге ускорение dV/dt и в конечном счете значения $L_р$. Из уравнения движения самолета при разбеге

$$mdV/dt = P - X - f(G - Y) \tag{7.10}$$

после деления на $G = mg$ получаем

$$dV/dt = g\left[\bar{P} - \frac{X}{G} - f\left(1 - \frac{Y}{G}\right)\right]. \tag{7.11}$$

Чем меньше разница $(\bar{P} - f)$, тем меньше располагаемое ускорение для взлета dV/dt и больше значение $L_р$. При значениях $\bar{P}$, близких к значению f (нарушении условия $\bar{P} > 1{,}4f$), самолет может вообще не стронуться с места на собственной

тяге, не говоря уже о невозможности взлета с аэродрома с определенной $L_{\text{ВПП}}$. Отсюда важность удовлетворения требования о том, чтобы значения f выбранного типа опорных элементов в определенных условиях эксплуатации самолета обеспечивали бы условие $L_p \le L_{\text{ВПП}}/k$.

Опорные элементы используют при взлете, посадке и движении самолета по аэродрому. Разные режимы их использования требуют изменения в широком диапазоне значений коэффициента сопротивления движению f. Это достигается применением в тех опорных элементах, где это возможно, управления значением коэффициента f. Так, например, в колесном шасси использование тормозных устройств позволяет получать значения f от 0,05...0,10 при свободном качении колес по аэродрому с искусственным (бетонированным) сухим покрытием ВПП и до 0,8 при торможении колес. Используют тормозные устройства и для лыжи в виде костыля или сошника, которые при заглублении в грунт увеличивают сопротивление движению, но такие устройства портят поверхность аэродрома.

Если при воздействии опорного элемента на грунт значения его удельного давления q_0 превышает $\sigma_{\text{гр}}$, происходит внедрение опорного элемента в грунт с образованием колеи. Глубина h колеи будет тем больше, чем больше разница между значениями q_0 и $\sigma_{\text{гр}}$.

Для колеса $q_0 \approx p_0$ (p_0 — давление зарядки пневматиков). Отсюда при $p_0 > \sigma_{\text{гр}}$ самолет с колесным шасси будет оставлять колею на грунте и разрушать тем самым поверхность аэродрома, делая ее непригодной для дальнейшей эксплуатации. Дело в том, что при увеличении глубины колеи h, возрастании их числа на поверхности аэродрома и отвердении закраин колеи возрастает опасность возникновения больших переменных нагрузок на стойки шасси, возникновения колебаний самолета при его движении по такой поверхности. Это может привести к аварии самолета из-за поломки стойки, особенно при его движении по аэродрому на большой скорости. При большой глубине колеи h возрастает значение f, и это может привести к увеличению L_p и даже к тому, что самолет (при небольшой тяговооруженности) вообще не взлетит. Поэтому одним из требований к опорным элементам является неразрушение ими поверхности аэродрома. Для колеи от колес допустимое значение $h \approx 5...8$ см.

Давление зарядки пневматиков колес p_0 многих современных самолетов, особенно легких маневренных, применяющих малогабаритные колеса с пневматиками высокого давления, намного превосходит значения $\sigma_{\text{гр}}$ самых прочных грунтов. Так, значения p_0 у таких самолетов могут достигать 1,5...1,8 МПа и более, а $\sigma_{\text{гр}}$ для редко встречающегося сухого глинистого грунта достигают всего 1,0...1,2 МПа, а чаще только 0,4...0,7 МПа (для увлажненного грунта до 0,2...0,3 МПа). Поэтому для большинства современных самолетов необходимы для эксплуатации ВПП с искусственным покрытием.

Важным требованием к опорным элементам являются высокие амортизационные свойства и их участие вместе с амортизаторами опор в восприятии кинетической энергии самолета при посадке и движении по неровному грунту. Такие амортизирующие свойства (да и то практически почти без рассеивания поглощенной энергии) присущи из всех опорных элементов только колесу.

Колесо обладает и высоким сопротивлением боковому движению: $f_{\text{бок}} = 0,7...0,8$, что очень важно для сохранения прямолинейного движения самолета и в борьбе со сносом. Лыжа с продольными ребрами на подошве, лодки-поплавки и корпуса гидросамолетов с профилированными днищами позволяют решать, хотя и с меньшей эффективностью, такие же задачи. На самолетах на воздушной подушке в этих целях используют еще и дополнительные опоры с колесами.

Для изменения направления движения самолета, его разворотов более пригодно колесное шасси с тормозными устройствами в колесах. Самолеты с лыжным шасси

требуют для этих целей применения буксировочных средств, а самолеты на воздушной подушке — дополнительного колесного шасси.

Как видно из проведенного анализа, несмотря на широкое разнообразие типов опорных элементов, ни один из них полностью не удовлетворяет перечисленным выше требованиям. И только колесо удовлетворяет этим требованиям наиболее полно, чем и объясняется столь широкое распространение колес в качестве опорных элементов у абсолютного большинства современных самолетов.

7.11.3. Конструкция колеса. Колесо состоит из трех основных элементов (рис. 7.37, *а*): пневматика *2*, барабана *11* на оси *5* (на рис. 7.38, поз. *1*) и тормоза *3*. Относительная (по отношению к массе самолета) масса колеса $\bar{m}_{кол} \approx 0{,}02$. На каждую из трех основных частей колеса приходится примерно 1/3 общей массы колеса.

Пневматик большинства колес состоит из покрышки *2* и камеры *1* (см. рис. 7.37, *а*). Он устанавливается на барабане колеса с целью повышения его проходимости и амортизации ударов самолета при взлете, посадке и движении по неровному грунту.

Пневматики различаются по габаритным размерам: по наружному диаметру D (от 0,2...0,3 до 1,5 м) и максимальной ширине B (до 0,6 м); по форме поперечного сечения: круглое (см. рис. 7.9, 7.12, 7.37, *а*) с отношением B/D до 0,3, "арочного" типа с широким профилем (см. рис. 7.11, 7.24, *а*, 7.33) при отношении B/D до 0,4; по давлению зарядки p_0 (низкого, среднего и высокого давления: от 0,3 до 2,0 МПа); по рисунку на беговой дорожке пневматика — протекторе, способствующему повышению сцепления с поверхностью ВПП; по материалу и технологии изготовления и, наконец, по тому, входит ли в состав пневматика камера или пневматик бескамерный.

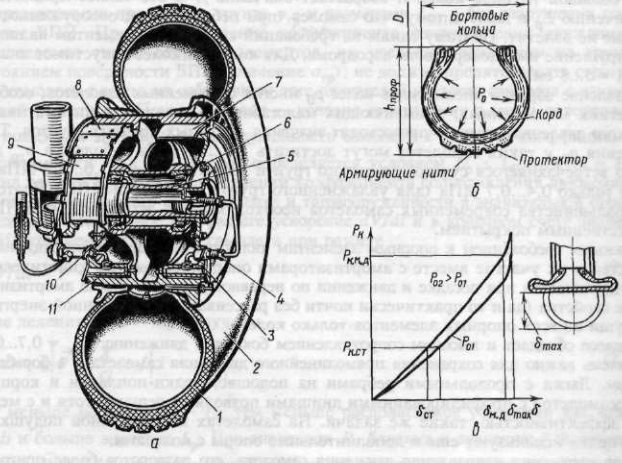


Рис. 7.37. Конструкция колеса и диаграмма его работы

Тенденции в развитии конструкции колес и пневматиков, в частности, свидетельствуют о том, что диаметр D колес-пневматиков уменьшается (часто за счет увеличения ширины пневматика B или на тяжелых большеразмерных самолетах за счет применения многоколесных тележек с колесами меньшего диаметра), а давление зарядки p_0 увеличивается.

Это объясняется прежде всего желанием разрешить компоновочные трудности, связанные с уборкой колес. И эти трудности тем больше, чем больше объем колеса при определенной стояночной нагрузке $P_{к.ст}$ на него. Так как отношение объема колеса к его стояночной нагрузке

$$V_{уд} = \frac{\pi}{4}\frac{D^2 B}{P_{к.ст}} = (0{,}27...0{,}29)\frac{D}{p_0}, \ \frac{см^3}{Н} \ [21],$$

то отсюда и понятны указанные выше тенденции к уменьшению величины D и увеличению p_0. Кроме того, применение уширенных (арочного типа) пневматиков позволяет получить бóльшую, чем у пневматиков круглого сечения, площадь контакта и меньшее удельное давление q_0 на грунт, что при прочих равных условиях обеспечивает колесу с таким пневматиком более высокую проходимость*. Бóльшая ширина пневматика позволяет получить при тех же габаритах колеса бóльшие объемы для размещения тормоза, повысить энергоемкость тормозов колес и уменьшить длину пробега самолета. Более равномерное распределение давления на грунт у уширенных пневматиков обеспечивает им бóльший ресурс.

Вопрос о ресурсе пневматиков — не только и не столько вопрос экономический, связанный с расходами на изготовление большого числа пневматиков при малом их ресурсе, сколько вопрос, связанный с готовностью самолетов к интенсивному использованию. Ресурс пневматиков достигал всего нескольких десятков посадок в первые годы развития реактивной авиации, потребовавшей ВПП с искусственным покрытием для колес небольшого диаметра с высоким давлением зарядки. Усилия в разработке новых материалов и технологий изготовления пневматиков позволили существенно увеличить ресурс пневматиков.

Силовой каркас покрышки образуют несколько слоев высокопрочных термостойких капроновых нитей (корда) (см. рис. 7.37, *б*), уложенных под определенным углом к плоскости колеса и закрепленных на бортовых проволочных (арматурных) кольцах, воспринимающих действующие на пневматик нагрузки. Для защиты нитей корда от механических повреждений поверх каркаса наносится защитный слой из износостойкой резины — протектор. Толщина протектора наибольшая на беговой дорожке покрышки. Этот слой и изнашивается в первую очередь при движении колес по ВПП со скольжением в заторможенном состоянии.

Рисунок на протекторе улучшает условия эксплуатации колеса на мокрой ВПП при небольшом в несколько миллиметров слое влаги, предотвращая глиссирование** колеса. При глиссировании колесо перестает непосредственно соприкасаться с поверхностью ВПП, что приводит к нарушению путевой устойчивости самолета, невозможности пользоваться тормозами. Самолет становится неуправляемым. Однако протектор с рисунком в процессе эксплуатации колеса истирается, и вероятность возникновения глиссирования возрастает. Хорошие результаты для борьбы с этим опасным явлением дает "рисунок"

---

*Понятие проходимости самолета дается ниже.

**Глиссированием, или аквапланированием, называют скольжение колес по водяному слою без соприкосновения с поверхностью ВПП под действием гидродинамических сил, возникающих из-за повышенного давления в волне перед колесами.

на самой ВПП в виде канавок глубиной и шириной в несколько миллиметров с небольшим шагом 20...30 мм. При этом даже на мокрой ВПП получаются значения f, как и на сухом бетоне. Значение f сохраняется и при полном износе протектора. При этом даже при сплошном слое воды до 2,5 мм не возникает глиссирование колес, тогда как без рисунка на ВПП оно в этом случае появилось бы. Ресурс пневматиков возрастает.

Интересны так называемые радиальные пневматики с нитями корда, расположенными перпендикулярно окружности пневматика. Они позволяют получить меньшую (на 5...20 %) массу пневматика за счет меньшего числа слоев корда (1...3 вместо 16...20 у обычных пневматиков) и арматурных колец.

Износ покрышки допустим до появления первых слоев корда.

Сейчас широкое применение стали находить бескамерные пневматики с накачкой воздуха в герметичный объем, образуемый покрышкой и ободом колеса. Такие пневматики легче, надежнее (нет опасности разрыва камеры или среза зарядного ниппеля при проворачивании камеры). Отсутствие в пневматике такого, менее надежного в прочностном отношении элемента, каким является камера, очень чувствительная к температурным условиям эксплуатации, повышает безопасность полетов.

Одним из основных требований к пневматику являются его высокие амортизирующие возможности. Они определяются величиной поглощенной энергии $A_{пн}$ при обжатии пневматика. На рис. 7.37, *а* показана графическая зависимость нагрузки $P_к$ на колесо от величины обжатия пневматика δ, которая называется диаграммой работы пневматика. Зависимость $P_к = f(\delta)$ почти линейная. Площадь, ограниченная этой кривой и осью абсцисс, определяет работу, поглощаемую пневматиком в процессе его нагружения (обжатия). Для максимально допустимого обжатия пневматика $\delta_{м.д}$

$$A_{пн} = A_{м.д} \approx (0{,}45...0{,}5) P_{к.м.д} \delta_{м.д}. \qquad (7.12)$$

Значения $A_{м.д}$ для пневматиков в зависимости от их размеров $D \times B$ и давления зарядки p_0 могут быть от $(1{,}5...2{,}0) \cdot 10^3$ до $100 \cdot 10^3$ Дж.

Эта энергия идет в основном на сжатие воздуха в пневматике и лишь небольшая ее часть — на деформацию пневматика. Поэтому рассеивание энергии невелико, и после прекращения действия нагрузки поглощенная энергия возвращается самолету.

График $P_к = f(\delta)$ характеризует упругие свойства пневматика. Его жесткость, определяемая производной $dP_к/d\delta$, может быть принята равной постоянной величине (имея в виду почти прямолинейный характер зависимости $P_к = f(\delta)$). Жесткость пневматика, естественно, зависит от давления зарядки. Поэтому, чем больше значение p_0, тем больше жесткость пневматика и тем круче зависимость $p_к = f(\delta)$. Однако давление зарядки пневматиков p_0 очень сильно влияет на проходимость самолета по грунту.

Проходимость самолета по грунту — это способность самолета на собственной тяге трогаться с места, совершать разбег и взлетать с полосы определенной длины, не оставляя на ее поверхности колеи глубиной более 5...8 см.

Жесткий пневматик при движении по мягкому грунту оставляет колею. Выше уже отмечалось, что глубина колеи тем больше, чем больше удельное давление q_0 пневматика на грунт превосходит прочность грунта $\sigma_{гр}$. Нормально должно быть $q_0 \approx p_0 \approx \sigma_{гр}$. Так как у легких маневренных самолетов давление зарядки p_0 пневматиков колес намного превосходит прочность грунтовых ВПП (ГВПП), то эксплуатация таких самолетов с ГВПП практически невозможна, что значительно усложняет и удорожает их эксплуатацию и аэродромный маневр. Разрушение ВПП с искусственным (бетонированным) покрытием не позволяет использовать авиацию, базирующуюся на таких аэродромах, до их восстановления. Некачественное восстановление ВПП приводит к большим нагрузкам на опоры и на весь самолет из-за неровностей покрытия ВПП со всеми неприятными последствиями, связанны-

ми с этим (см. § 7.14). Отсюда важность решения проблемы повышения проходимости самолетов и обеспечение их эксплуатации с ГВПП. Ниже при рассмотрении других типов опорных элементов анализируются их возможности по повышению проходимости самолетов, хотя поиску путей повышения проходимости колес также уделяется большое внимание.

Интересно в этом плане применение на пневматиках высокого давления съемных траков, обеспечивающих самолету высокую проходимость по мягкому грунту, так как установка траков увеличивает площадь контактной поверхности колес. Для самолета F-16 масса траков на колесах составляет до 60 кг, а давление на грунт колеса с траками — 0,55 МПа вместо 1,9 МПа без траков. Изучаются возможности использования траков на колесах и других самолетов [31].

Конструкция барабана колеса. Как видно из рис. 7.38, барабан *1* колеса представляет собой деталь довольно сложной формы, устанавливаемую на оси *23* колеса (см. рис. 7.38, *б*) на двух опорно-упорных роликовых подшипниках *20*, воспринимающих как радиальные, так и осевые нагрузки колеса. Изготавливается барабан из магниевых или алюминиевых сплавов литьем*. Конфигурация барабана и материалы, из которых он изготавливается, обеспечивают получение жесткой и достаточно легкой конструкции. Однако с увеличением энергоемкости тормозов, которые монтируют внутри барабана, и ростом температур их нагрева магниевые сплавы, имеющие невысокую температуру плавления, и потому небезопасные в пожарном отношении, перестали применять для изготовления барабанов. Перспективны сплавы на титановой основе. Они обладают высокой теплостойкостью и относительно малой теплопроводностью, что позволяет снизить теплопотоки от тормозов через барабан к пневматику и к деталям внутри самого барабана. Максимально допустимая температура нагрева барабана из алюминиевых сплавов 120...130 °С [21] определяется началом уменьшения его сопротивления усталости и допустимой температурой нагрева пневматика и уплотнительных элементов внутри барабана.

Достижение в процессе эксплуатации температуры, близкой к максимально допустимой, фиксируется специальными сигнализаторами для последующего контроля состояния колеса, особенно состояния уплотнений. Нормальная работа подшипников зависит от чистоты смазочного материала, отсюда роль уплотнений *19* (см. вид *I*, рис. 7.38, *а*), защищающих внутреннюю полость колеса от попадания грязи. Распор подшипников осуществляется распорными втулками *18*, соединяемыми резьбой. Обычно такое соединение тарируется для определенной затяжки подшипников.

Пневматик монтируется на обод барабана *1* и фиксируется на нем двумя ребордами, из которых одна (*17*) — съемная. После установки пневматика на барабане ставится на обод съемная реборда и фиксируется на нем замком (например, из двух полуколец, соединяемых накладкой на винтах). На рис. 7.38 съемная реборда *17* состоит из двух полуреборд, соединяемых после установки пневматика замком *22*.

Внутри барабана устанавливается тормоз. В зависимости от типа тормоза к барабану к внутренней части его обода либо крепятся стальные тормозные рубашки *7* (см. рис. 7.37, *а*) в случае использования камерных тормозов, либо на внутренней части обода барабана делаются шлицы *28* для дисков, если колесо с дисковыми тормозами.

Торможа колес предназначены для сокращения длины пробега самолета $L_{пр}$ и являются наиболее эффективным средством торможения самолета на посадке.

---

*Появляются барабаны, состоящие из двух штампованных половин, соединенных болтами.

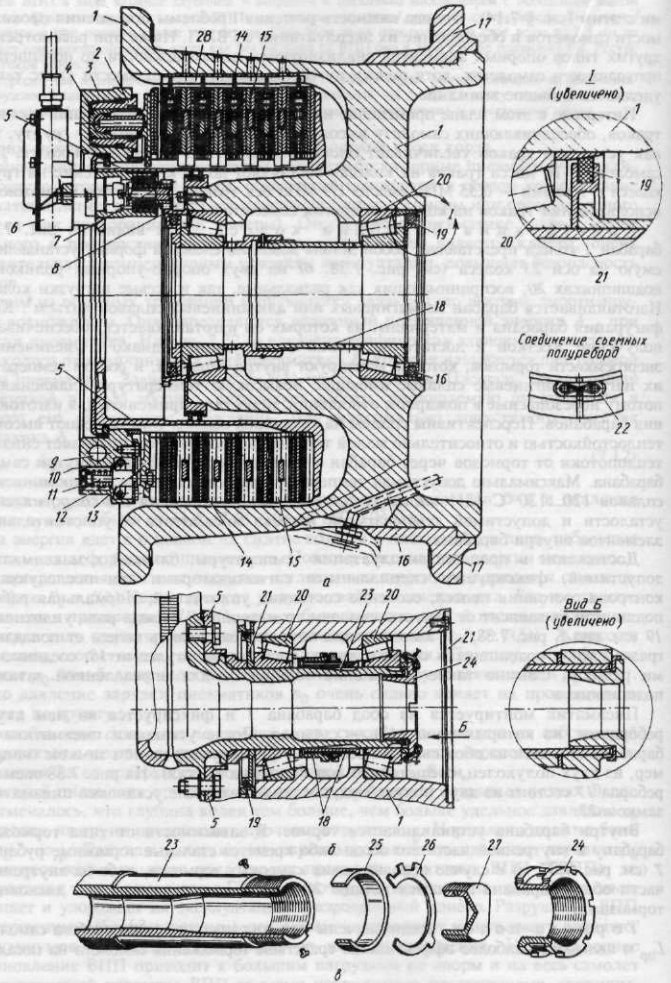
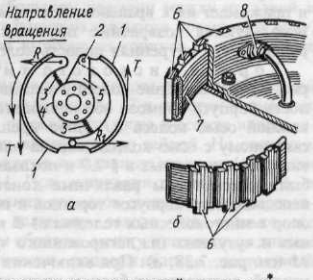


Рис. 7.38. Конструкция колеса с тормозом дискового типа и его установка на оси штока

Рис. 7.39. Элементы конструкции тормозов колодочного и камерного типов



На самолетах без тормозных парашютов и реверсоров тяги тормоза колес поглощают от 60 до 80 % кинетической энергии самолета на посадке $E_{\text{пос}}$, а на самолетах с тормозными парашютами и реверсорами тяги — до $(0{,}3...0{,}4)E_{\text{пос}}$ (величина $E_{\text{пос}} = 0{,}5m\,V_{\text{пос}}^2$ для современных самолетов может составлять десятки миллионов джоулей). Тормоза используются также для управления самолетом при его движении по аэродрому и удержания самолета на месте при опробовании двигателей и перед взлетом при полной даче газа*.

В связи с этим тормоза должны иметь очень высокую энергоемкость, достаточную для поглощения указанной части кинетической энергии самолета при посадке, и обеспечивать быстрое рассеивание поглощенной энергии; создаваемый тормозами момент торможения должен изменяться по воле летчика в зависимости от усилий, прикладываемых к тормозным педалям или к тормозной гашетке на ручке управления, чтобы иметь возможность регулировать интенсивность торможения колес на посадке и управлять движением самолета при рулении и развороте.

Энергоемкость тормозов определяется количеством кинетической энергии, которую они способны преобразовать в тепловую и частично рассеять, нагреваясь до максимально допустимого значения. Для колес современных самолетов энергоемкость тормозов может достигать значений от $(2{,}0...2{,}5)\cdot 10^6$ до $(10...20)\cdot 10^6$ Дж.

Кинетическая энергия в тормозах колес превращается в тепловую из-за трения во фрикционных парах тормоза, которые в разных типах тормозов реализуются конструктивно по-разному. Известны тормоза колодочного, камерного и дискового типов. Однако наибольшее распространение получили тормоза дискового типа как обладающие наибольшей энергоемкостью при тех же габаритах колес (барабанов). Однако и масса дисковых тормозов больше, чем тормозов других типов. В тормозах колодочного типа (рис. 7.39, *а*) тормозной момент создается силами T при трении колодок *1* о тормозную рубашку вращающегося барабана колеса. Для распора колодок (образования сил R и R_1) используется силовой цилиндр, куда при включении тормоза (нажатии тормозных педалей или тормозной гашетки на ручке управления) подается под давлением гидросмесь или сжатый воздух. Закреплены колодки *1* концом *2* к рычагу *5*, неподвижно связанному фланцем *4* с осью колеса. Пружины *3* служат для растормаживания колес.

В тормозах камерного типа (см. рис. 7.37, *а* и рис. 7.39, *б*)** тормозной момент создается при трении колодочек *8* (см. рис. 7.37, а) о тормозную рубашку *7*, вращающуюся вместе с барабаном колеса. Для распора колодочек используется камера *9*, в которую при торможении колес через штуцеры *4* и *10* подается сжатый воздух или гидросмесь. Расширяясь радиально, эта камера отжи-

---

*При этом на стационарных аэродромах под колеса ставятся еще и колодки.

**На рис. 7.39, *б* показан фрагмент камерного тормоза. Здесь *6* — тормозные колодочки; *7* — камера; *8* — штуцер.

мает уложенные на нее в специальных пазах тормозного барабана *3* колодочки *8*, и прижимает их к вращающейся тормозной рубашке *7*. Для растормаживания колес используются возвратные пружины, отжимающие колодочки *8* от тормозной рубашки *7*. Внутренняя полость колеса закрывается крышкой *6*.

Тормоз дискового типа. Конструкция тормоза представлена на рис. 7.38. В барабане колеса *1* неподвижно размещен корпус тормоза *5*. Неподвижность корпуса тормоза обеспечивается либо его шлицевым соединением с неподвижной осью колеса *23*, либо креплением корпуса тормоза к фланцу, жестко связанному с осью колеса сваркой или болтовым (см. рис. 7.38, *б*) соединением, по типу рассмотренных в § 7.7 и показанных на рис. 7.22 и 7.23 соединений. (В § 7.7 были рассмотрены различные конструктивные решения вопросов обеспечения неподвижности корпусов тормозов и передачи от них тормозного момента на стойки опор в многоколесных тележках.) В корпусе тормоза размещается пакет из стальных и чугунных (из легированного чугуна) или металлокерамических дисков *14, 15* (см. рис. 7.38, *а*). При включении тормозов прижимной диск *13* под действием усилий, развиваемых блоком цилиндров *3* (*9*) с поршнями *4* в гильзах *2*, расположенных по периметру корпуса тормоза (по периметру диска *13*), начинает перемещаться в осевом направлении и, преодолевая сопротивление возвратных пружин *12*, начинает сжимать пакет дисков *14, 15*. Диски *14* связаны шлицевым соединением с вращающимся барабаном колеса *1*, а диски *15* — с неподвижным, связанным с осью колеса корпусом тормоза *5*. Расположены диски *14, 15* через один и образуют при сжатии фрикционные пары с высоким коэффициентом трения $\mu_{тр}$. Большое число тормозных поверхностей, равное удвоенному числу дисков $n_д$, с площадью контактов у каждого $F_д$, ограничиваемой размерами тормоза (размерами колеса), а также высокое давление сжатия дисков $q_т$ ($q_{т\max} = (6...7) \cdot 10^6$ Па [21]) позволяют получить очень высокое значение максимального момента торможения колес $M_{т\max}$, развиваемого такими тормозами,

$$M_{т\max} = n_д \mu_{тр} q_{т\max} \int_{F_д} r dF_д, \qquad (7.13)$$

где r — расстояние от оси колеса до элемента площади диска $dF_д$.

При сбросе давления из цилиндров *3* пружины *12* (см. рис. 7.38, *а*) отжимают прижимной диск *13* в обратную сторону, вследствие чего колесо растормаживается, так как между дисками *14, 15* образуется зазор.

Ввиду большого разогрева дисков при торможении их делают из отдельных, связанных между собой упругими элементами (часто пружинами) секций (секторов). Это позволяет избежать коробления дисков при нагреве. Нагрев дисков сверх допустимой максимальной температуры $t_{\max доп}$ приводит к уменьшению коэффициента трения $\mu_{тр}$ и падению энергоемкости тормоза. Для дисков из стали или легированного чугуна $t_{\max доп}$ порядка 500...600 °С, для перспективных материалов, бериллиевых сплавов, например, эта температура может быть в 1,5 раза выше. Полагают, что переход на диски из бериллиевых сплавов с большой удельной теплоемкостью или из композиционных материалов на основе волокон углерода позволит снизить массу тормозов более чем в два раза. Дисковые тормоза с применением КМ на основе волокон углерода на самолете "Боинг-747-400" позволили уменьшить массу колес на 820 кг. Диски с применением КМ на основе волокон углерода (матрицы, упрочненные углеродным волокном) позволяют компенсировать недостатки углерода (малую плотность, пористость, падение значения $\mu_{тр}$ при увлажнении).

Очень важным остается вопрос принудительного охлаждения тормозов, так как они не успевают остывать, особенно при небольшом времени между посадкой и очередным взлетом самолета. Для принудительного охлаждения применяют воду, продувку воздухом от вентиляторов, тормоза выносят из корпуса колеса в поток воздуха (колеса на основных опорах Ту-144).

Интересно конструктивно в дисковом тормозе решен вопрос об автоматической регулировке величины зазора δ между прижимным диском *13* и пакетом тормозных дисков *14* и *15* (см. рис. 7.38, *а*). Положение прижимного диска в осевом направлении определяется стержнем *11*, с которым он жестко связан гайкой. Но стержень *11* силами трения, бо́льшими, чем усилия сжатия возвратных пружин *12*, связан еще с упором *10*, надетым на стержень *11*. При истирании дисков *14*, *15* и увеличении зазора δ при очередном срабатывании тормозов стержень *11*, преодолевая трение в упоре *10*, продвинется на величину зазора, на столько же переместится и прижимной диск *13*. Таким образом, между прижимным диском *13* и пакетом тормозных дисков автоматически поддерживается постоянный зазор δ.

На рис. 7.38, *а* показан инерционный датчик *6* с шестерней *7* и приводом от ведущей шестерни барабана колеса *8*. Задача инерционного датчика как чувствительного элемента системы автоматического регулирования торможения замечать по замедлению угловой скорости колеса $\omega_к$ превышение тормозного момента над моментом сил трения, приводящее к появлению проскальзывания покрышки по поверхности ВПП и возрастанию ее износа, и включать систему растормаживания колес при резком уменьшении $\omega_к$ для сброса давления из блока цилиндров *3* через электромагнитный клапан. Этим самым должно предотвращаться полное заторма-живание колес и их движение юзом (т.е. скольжение по поверхности ВПП), хотя летчик в процессе торможения колес может и не менять степень нажатия на тормозные педали (на гашетку тормозов). При уменьшении тормозного момента угловая скорость колеса $\omega_к$ начнет возрастать, инерционный датчик отключит электромагнитный клапан, прекращая стравливание давления из тормоза, и давление в нем снова возрастает до величины, соответствующей степени торможения, заданной летчиком. Движение колес юзом приводит к повышенному износу пневматиков и снижению коэффициента трения, что увеличивает длину пробега самолета. При юзе одного из колес возможен резкий разворот самолета и сход его с ВПП. Поэтому применение системы автоматического регулирования торможения повышает безопасность полета, увеличивает ресурс пневматиков и уменьшает значение $L_{пр}$. Однако среднее значение коэффициента трения $f_{т.ср}$ на тормозном участке примерно на 25 % меньше, чем максимальное значение $f_{т\,max}$ (значение $f_{т\,max}$ на сухом бетоне может быть больше 0,8, а значение $f_{т.ср}$ не превышает 0,5...0.6), что объясняется в основном невысокой чувствительностью датчика к проскальзыванию колеса и инерционностью датчика и других элементов системы регулирования.

Для нормальной работы подшипников *20* (см. рис. 7.38, *а, б*) важны правильная затяжка, хороший смазочный материал и отсутствие загрязнения. Для этого наружные кольца подшипников запрессовывают в гнезда барабана, а внутренние обоймы с роликами монтируют и затягивают гайкой *24* на оси колеса *23*. Между обоймами ставят распорную втулку *18*, длину которой можно регулировать. Полости подшипников с набитой в них смазкой изолируют крышками *21* с сальниками *19*. На рис. 7.38, *а*: *16* — зарядный ниппель. Крепление колес на оси *23* осуществляется либо с помощью распорной втулки *25* (см. рис. 7.38, *в*), контровочной шайбы *26*, стакана *27* и гайки *24*, либо так, как это показано на виде *Б*, гайкой и контровочной шайбой.

7.11.4. Конструкция лыж и опорных элементов других типов.

Л ы ж и. Различают лыжи для эксплуатации с аэродромов со снежным покровом и лыжи для грунтовых ВПП. Для лыж по снежному покрову можно использовать кроме металлических также и деревянные или пластиковые конструкции, особенно для самолетов небольших размеров. Для самолетов, работающих с грунтов малой прочности, используют металлические лыжи с удельным давлением от 0,15 до 0,3 МПа, что обеспечивает этим самолетам достаточно хорошую проходимость на таких грунтах. Однако с увеличением значений $\sigma_{гр}$ возрастают и значения коэффициента сопротивления движению f. Примерзание лыж зимой требует большой тяговооруженности самолета для страгивания его с места на собственной тяге.

Недостатком лыж является отсутствие у них амортизационных свойств, благодаря чему вертикальные и горизонтальные нагрузки на узлы крепления опор с лыжами при посадке достигают значительных величин. Перегрузки и нагрузки на узлы крепления опор с лыжами при посадке самолета на 20..30 % выше, чем при колесном шасси [21]. Лыжа не может обеспечить высокую путевую устойчивость самолета и хорошую управляемость при движении по аэродрому, так как имеет более низкое, чем у колеса, значение $f_{бок}$ (для повышения значений $f_{бок}$ под лыжей делают гребни-кили *5*, сечение *А—А* на рис. 7.40). Для управления значением f используют впрыск под лыжу жидкости (уменьшают f) и торможение с помощью костыля или плуга *16* (см. рис. 7.40, *г*) для увеличения f на пробеге самолета. Масса лыжи примерно равна массе колеса.

Конструкция металлической лыжи для эксплуатации легкого маневренного самолета с ГВПП показана на рис. 7.40, *а*. Корпус лыжи *1* изготавливают чаще монолитным, литьем или штамповкой из алюминиевого сплава, с профилированным носком *4* (для уменьшения f) и подошвой (для более равномерного распределения

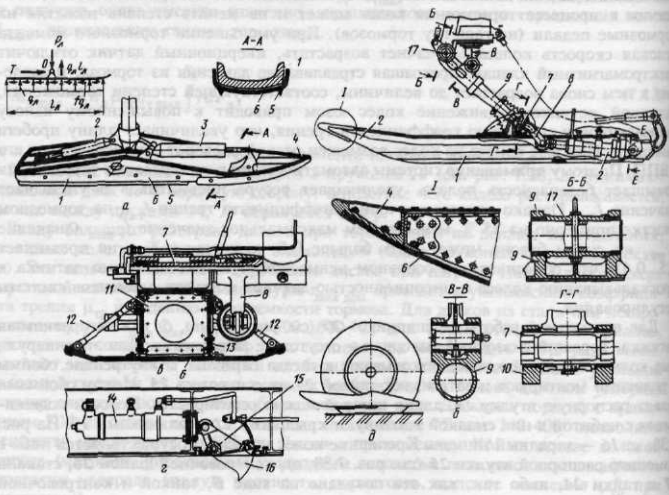


Рис. 7.40. Конструкция лыжи и отдельных его частей

давления под лыжей). Продольные и поперечные ребра (диафрагмы) придают лыже необходимую жесткость и обеспечивают необходимую прочность. Эти же элементы используют для организации узлов подвески лыжи к стойке шасси, крепления стабилизирующего амортизатора *2*, придающего лыже определенный наклон перед посадкой, и цилиндра *3* (на рис. 7.40, *г* — цилиндра *14*) управления тормозом *16* (костылем или плугом). Полоз лыжи *6* делают из специальных жаропрочных сталей (его температура при движении лыжи на пробеге самолета может достигать 400...500 °С). Для большего ресурса лыжи полоз для нее делают съемным, так как он быстро изнашивается и подлежит замене. Удлинение лыжи $\lambda_л = l_л/b_л = 4...6$, где $l_л$ и $b_л$ — соответственно длина и ширина лыжи. Увеличение $\lambda_л$ улучшает проходимость по неровному грунту, но ухудшает маневренность самолета.

Для подвески лыжи к стойке шасси стремятся использовать унифицированные узлы, позволяющие быстро в эксплуатации менять колесо на лыжу и наоборот при переходе с грунта или снега на ВПП с искусственным покрытием. При подвеске лыж вместо колес к стойкам с рычажной подвеской колес снимают рычаг с колесом и навешивают на те же узлы рычаг *9* с лыжей (см. рис. 7.40, *б*). Ось подвески лыжи располагают возможно ближе к подошве и позади ЦМ лыжи для получения более равномерного распределения нагрузки $q_л$ по длине лыжи $l_л$ при действии сил трения во время ее движения. Схема сил, действующих на лыжу, приведена на рис. 7.40, *а*.

На рис. 7.40, *б, в, г* показаны общий вид и сечения одного из вариантов конструкции лыжи для снегового покрова самолета местных линий. Лыжа — металлическая сборно-клепаной конструкции. Она подвешивается к оси *7* (сечение *Г—Г*, рис. 7.40) на конце рычага *9* с помощью проушин *10*, устанавливаемых на специальной силовой коробке *11* (см. рис. 7.40, *в*), связанной с каркасом лыжи уголками *13* и тягами *12*. Верхний конец рычага *9* фиксируется на нижней части стойки осью *17* (сеч. *Б—Б*). Стабилизирующий амортизатор *2*, закрепленный на хвостовой части лыжи (см. рис. 7.40, *б*), связан через рычаг *8* с осью *7* узла навески лыжи и управляет углом наклона лыжи. Цилиндр *14* (см. рис. 7.40, *г*), закрепленный впереди узла навески лыжи, управляет качалкой *15*, нижний конец которой представляет собой тормоз *16* ("плуг", выходящий при торможении за габариты полоза лыжи). Конструкция профилированного носка лыжи *4*, съемного полоза *6*, а также и других частей лыжи с узлами крепления, связывающими их, показана на рис. 7.40, *б, в, г*.

Конструкция колесно-лыжной опоры отличается от конструкции обычной опоры с колесом сочетанием в качестве опорных элементов колеса и небольшой по габаритам лыжи (см. рис. 7.40, *д*). Движение по грунту с высокой прочностью $\sigma_{гр}$ при таком шасси осуществляется на колесах (лыжа в это время поднята над поверхностью, не касается ее и не мешает использованию рассмотренных выше преимуществ колеса). Однако при слабом грунте и погружении колеса в грунт лыжа, соприкасаясь с поверхностью грунта, уменьшает вместе с колесом удельное давление на такой грунт и повышает проходимость самолета.

Лыжа крепится к оси колеса посредством амортизатора, ход которого подбирается так, чтобы не допустить максимального обжатия колеса.

Недостатком колесно-лыжных опор является их большая сложность, масса и трудности уборки, если делать лыжи на приемлемые для высокой проходимости удельные давления (т.е. достаточно больших размеров).

Гусеничное шасси — см. подразд. 7.11.1.

Лодки, поплавки, гидролыжи применяют на гидросамолетах. Конструкция этих опорных элементов состоит из набора шпангоутов, стрингеров и обшивки, которым придана определенная форма (килеватость) для повышения путевой устойчивости. Материалом для их изготовления чаще служат различные

пластмассы. Причем из них изготавливается и силовой набор. Однако большая масса и большое аэродинамическое сопротивление в полете таких опорных элементов, определяемое большим потребным их объемом на единицу массы гидросамолета, создает определенную проблему при выборе опор для гидросамолетов.

Воздушно-лыжные и колесно-воздушно-лыжные опоры предусматривают применение наряду с колесом и лыжей камер между подошвой лыжи и грунтом для создания воздушной подушки, уравновешивающей большую часть массы самолета. Это позволяет разгрузить лыжи (колеса), уменьшить коэффициент трения и повысить проходимость таких опор. Авторы таких проектов (В.Н. Кожохин и О.В. Дмитриев) считают, что опоры, использующие под лыжами воздушную подушку, по габаритам будут соизмеримы с обычными опорами, а затраты энергии на создание воздушной подушки и движение самолета по грунту могут быть даже ниже, чем при движении на обычных опорах по ВПП с искусственным покрытием.

§ 7.12. АМОРТИЗАЦИЯ ШАССИ

7.12.1. Назначение амортизации шасси — поглощение и рассеивание энергии ударов при посадке и движении самолета по неровному аэродрому с целью уменьшения действующих на него при этом нагрузок. При посадке кинетическая энергия удара $A_{кин}$, определяемая массой самолета при посадке $m_{пос}$ и вертикальной скоростью снижения V_y по формуле $A_{кин} = m_{пос} V_y^2/2$, переходит в энергию деформации $A_{деф}$. Для самолетов значения V_y — до 3,0...4,5 м/с. Значение $A_{деф}$ определяется работой сил $\Sigma P_к$, действующих со стороны ВПП на опорные элементы (колеса) после их касания поверхности ВПП, при перемещении (опускании) ЦМ самолета на величину $H_{ЦМ}$:

$$A_{деф} = \int_0^{H_{ЦМ}} \Sigma P_к dH = PH_{ЦМ}, \qquad (7.14)$$

где P — среднее значение $\Sigma P_к$ — нагрузок на опоры (на самолет) при опускании ЦМ самолета от нуля до $H_{ЦМ}$. Далее можно записать

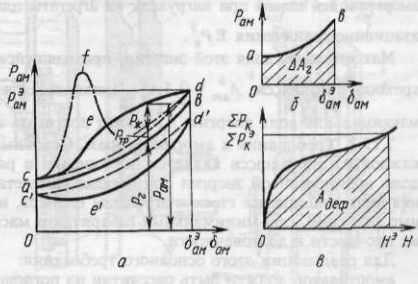
$$PH_{ЦМ} = m_{пос} V_y^2/2. \qquad (7.15)$$

Как видно из соотношения (7.15), нагрузки на узлы крепления стоек шасси к элементам конструкции планера будут тем меньше, чем больше будет величина опускания ЦМ самолета при посадке $H_{ЦМ}$ и чем меньше будут возникающие при этом перегрузки на шасси $n_ш = (\Sigma P_к)_{max}/\Sigma P_{к.ст}$. Здесь $(\Sigma P_к)_{max}$ — максимальное значение действующей на шасси (на самолет) нагрузки при посадке; $\Sigma P_{к.ст}$ — значение стояночной нагрузки на шасси.

Опускание ЦМ может происходить за счет деформации конструкции планера и грунта. Однако деформации планера невелики, а допустимые деформации грунта (глубина колеи h) не должны превышать 5...8 см. Поэтому для значительного увеличения значений $H_{ЦМ}$ и уменьшения значений $(\Sigma P_к)_{max}$, действующих на самолет при его посадке, в конструкцию шасси вводят упругие (деформируемые) элементы — пневматики и амортизаторы (при колесном шасси), при других типах опорных элементов — только амортизаторы. Если обжатие пневматиков основных опор трехопорного шасси с передней опорой при посадке обозначить $\delta_{пн}$, а амортизаторов — $\delta_{ам}$, то для телескопических стоек можно принять $H_{ЦМ} \approx \delta_{пн} + \delta_{ам}$, для

Рис. 7.41. Диаграмма работы однокамерного амортизатора

стоек с рычажной подвеской колес $H_{ЦМ} = \delta_{пн} + h_{верт.к}$, где $h_{верт.к}$ — вертикальное перемещение колеса при посадке (оно связано с $\delta_{ам}$ передаточным коэффициентом φ). Для колесного шасси значения $H_{ЦМ}$ могут составлять от 250...400 мм на легких маневренных самолетах и до 600...700 мм — для тяжелых неманевренных самолетов.



Большие значения $H_{ЦМ}$ для тяжелых неманевренных самолетов при плавной зависимости $\Sigma P_к = f(H)$ (рис. 7.41, *в*) позволяют уменьшить величины сил $\Sigma P_к$ и перегрузок $n_ш$, передаваемых от шасси на фюзеляж или крыло при посадке таких самолетов, затраты массы на усиление конструкции этих агрегатов и выработку их усталостного ресурса при движении самолета по неровному аэродрому. Применение рычажной подвески колес с большими значениями $h_{верт.к}$ при небольшой высоте стоек шасси на таких самолетах, увеличение числа амортизаторов на многоколесных опорах (см. рис. 7.24, *а*, 7.33) и числа стоек в опоре со снижением жесткости амортизации (уменьшение производной $d\Sigma P_к/dH$) позволяют в ряде случаев получить более легкую конструкцию планера. Однако увеличение $H_{ЦМ}$ приводит к увеличению габаритных размеров опор и их массы.

Для небольших маневренных самолетов при компактном, удобном для уборки шасси размещении стоек труднее обеспечить большие значения $H_{ЦМ}$. Поэтому для них уровень перегрузок $n_ш$ значительно выше, а амортизация — жестче. Но для этого типа самолетов сам планер рассчитывается на бо́льшие перегрузки в полете, и потому его агрегаты без дополнительных затрат массы способны воспринимать повышенные нагрузки от шасси.

График зависимости $\Sigma P_к = f(H)$ (см. рис. 7.41, *в*) называют диаграммой работы амортизации шасси самолета. Площадь между кривой $\Sigma P_к = f(H)$ и осью абсцисс определяет работу, воспринимаемую амортизацией, $A_{деф} = A_{кин} = 0{,}5 m_{пос} V_y^2$. Коэффициенты полноты диаграмм $\eta_{ам} = A_{деф}/(\Sigma P^э_к H^э_{ЦМ})$ во многом определяются характером изменения жесткости $d\Sigma P_к/dH$ амортизационных систем по H.

Пневматики почти всю энергию, воспринимаемую ими, возвращают самолету, что вызвало бы его колебания. Но амортизаторы, входящие в амортизационную систему шасси, не только воспринимают энергию ударов, но и значительную ее часть превращают в тепло и рассеивают в атмосферу. Это приводит к быстрым затуханиям колебаний самолета при посадке. Пневматики воспринимают до 15...20 % кинетической энергии самолета на посадке, остальные 80...85 % — амортизаторы, поэтому амортизационные свойства шасси определяются в основном характеристиками амортизаторов.

Для амортизационной системы шасси устанавливаются эксплуатационные значения $V^э_y$ по нормам прочности и максимальное значение массы самолета $m_{пос}$, с которой можно производить посадку, т.е. тем самым задается значение эксплуатационной нормируемой работы $A^э_н = m_{пос}(V^э_y)^2/2$, которая должна быть поглощена

амортизацией шасси при нагрузках на агрегаты планера, не превышающих эксплуатационного значения $\Sigma P_к^э$.

Максимальная доля этой энергии, приходящейся на амортизатор основной опоры трехопорного шасси, $A_{ам}^э = 0{,}5A_н^э$. Приходящаяся на амортизатор передней опоры максимальная доля энергии $A_н^э$ может достигать значений $0{,}2A_н^{э*}$.

7.12.2. Требования к амортизаторам. Основным требованием к амортизаторам каждой из опор шасси является поглощение и рассеивание приходящейся на их долю нормированной энергии при посадке самолета при нагрузках на узлы крепления амортизационных стоек к агрегатам планера, не превышающих эксплуатационные значения, при минимальных габаритах и массе амортизаторов и достаточной их прочности и долговечности.

Для реализации этого основного требования:

амортизатор должен быть рассчитан на поглощение приходящейся на его долю нормированной энергии $A_{ам}^э$;

усилия в амортизаторе $P_{ам}$ должны нарастать плавно, достигая максимума $P_{ам}^э$ в конце его обжатия (см. линию *ced* на диаграмме работы амортизатора, рис. 7.41, *а*). При этом плавно изменяется и жесткость амортизатора $dP_{ам}/d\delta_{ам}$. Для предотвращения при обжатии амортизатора нагрузок больше эксплуатационных ($P_{ам} > P_{ам}^э$) в его конструкции должны быть устройства, "срезающие" пики нагрузок (см. линию *cfd* на рис. 7.41, *а*), например, противоперегрузочные устройства; сам амортизатор может быть двухкамерным;

амортизатор должен быть многоразовым. Время прямого и обратного ходов не должно превышать 1 с, а рассеивание поглощенной энергии при этом должно быть таким, чтобы амортизатор был готов к восприятию следующих ударов и при этом не было бы возрастания колебаний самолета (см. § 7.14). Характеристики амортизатора должны как можно меньше зависеть от условий внешней среды;

амортизатор должен иметь хорошие эксплуатационные характеристики и не требовать больших трудозатрат на обслуживание.

В зависимости от применяемого в амортизаторах рабочего тела они могут быть жидкостно-газовыми, жидкостными, пружинно-фрикционными, резиновыми (пластинчатыми или шнуровыми) и др. Наибольшее распространение в шасси современных самолетов получили жидкостно-газовые амортизаторы как наиболее полно отвечающие перечисленным выше требованиям к амортизаторам.

7.12.3. Конструкция и работа жидкостно-газового амортизатора. В качестве рабочего тела в таком амортизаторе используются газ и жидкость. Газ является упругим элементом амортизатора. Жидкость используется для создания гидравлических сопротивлений и рассеивания поглощаемой энергии при работе амортизатора. Конструкция жидкостно-газового амортизатора основной опоры самолета показана на рис. 7.42. Амортизатор состоит из стакана-цилиндра *7* и штока *8*, опирающегося в цилиндре на две буксы *9* и *4* для передачи на цилиндр перерезывающих сил и изгибающих моментов (см. рис. 7.7). Букса *9* неподвижно закреплена в нижней части цилиндра (см. рис. 7.42, *а*), а верхняя *4* (см. рис. 7.42, *а, б*) — подвижная, связанная со штоком гайкой *3*, играет роль

---

*Нормы прочности предусматривают поглощение амортизатором максимальной работы A^{max}; $A^{max} = A_н^э G_{взл}/G_{пос} \geq 1{,}5A_н^э$. Здесь $G_{взл}$ и $G_{пос}$ — соответственно взлетный и посадочный вес самолета.

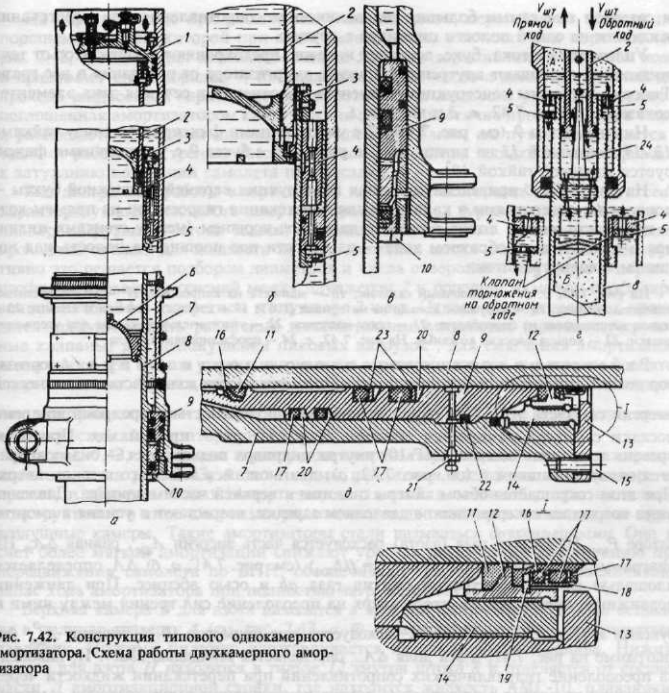


Рис. 7.42. Конструкция типового однокамерного амортизатора. Схема работы двухкамерного амортизатора

поршня. В поршне сделаны отверстия большого диаметра. Вовнутрь штока входит плунжер *2* с профилированным отверстием в центре и канавками на боковой поверхности для протока жидкости при движении штока с поршнем. Донышко *6* ограничивает снизу камеру внутри штока, заполненную жидкостью АМГ-10. Верхний уровень жидкости находится выше поршня *4*. Сверху стакан цилиндра закрыт верхним донышком *1*, закрепленным в стакане гайкой. В донышко *1* ввернута и зафиксирована винтом верхняя часть плунжера. Сверху в донышке имеются два зарядных штуцера для азота и гидросмеси. Азот, выполняющий функцию упругого элемента в амортизаторе, заполняет всю верхнюю полость цилиндра, ограниченную сверху донышком *1*, а снизу — верхним уровнем жидкости.

Важным элементом в амортизаторе является плавающий клапан торможения жидкости на обратном ходе *5* с несколькими калиброванными отверстиями маленького диаметра. Снизу он упирается в упор на штоке (см. рис. 7.42, *б, г*), в верхнем положении — прижимается к поршню *4*, перекрывая бо́льшую часть его отверстий

и создавая тем самым большие гидравлические сопротивления при перетекании жидкости из одной полости цилиндра в другую.

Уплотнения штока, букс, донышек надежно предохраняют амортизатор от течи жидкости и защищают внутреннюю полость амортизатора от попадания в нее грязи. Типовые варианты конструкции элементов уплотнения и сечения этих элементов показаны на рис. 7.42, *в*, *д* и на виде *Г*.

Нижняя букса *9* (см. рис. 7.42, *д*) с уплотнениями фиксируется снизу гайками *12*, *14* и крышкой *13* на винтах *15*. На рис. 7.42, *в* букса *9* с уплотнениями фиксируется торцевой гайкой *10**.

На рис. 7.42, *б* приведена типичная конструкция верхней подвижной буксы — поршня *4* с отверстиями и каналами для перетекания гидросмеси: на прямом ходе — из полости внутри штока в полости над и под поршнем (между стенками цилиндра и штока), а на обратном ходе — из полости под поршнем в полость над поршнем и вовнутрь штока.

На рис. 7.42, *д*: *11* — войлочный сальник; *16* — манжета из капролона; *17* — уплотнительные резиновые кольца; *18* — наружное кольцо из материала Д16Т; *19* — стальное стопорное кольцо; *20* — кольца клиновидные из фторопласта; *21* — пресс-масленка; *22* — уплотнительные кольца для удержания смазки; *23* — кольца плоские кожаные. На рис. 7.42, *г*: *24* — профилированная игла.

Работа жидкостно-газового амортизатора. Амортизатор должен поглощать и рассеивать приходящуюся на его долю часть кинетической энергии самолета $A^{э}_{ам}$. При соприкосновении с поверхностью аэродрома во время посадки самолета начинается обжатие амортизатора — прямой ход. При этом уровень жидкости (обычно АМГ-10) внутри цилиндра поднимается — она подпирается снизу донышком *6* (см. рис. 7.42, *а*), двигающимся вместе со штоком вверх. При этом сокращается объем камеры с азотом в верхней части цилиндра. Давление азота возрастает по сравнению с давлением зарядки, возрастают и усилия в амортизаторе $P_{ам}$. На сжатие газа (азота) расходуется часть энергии $A^{э}_{ам}$, равная $\Delta A_г$. На диаграмме работы амортизатора $P_{ам} = f(\delta_{ам})$ (см. рис. 7.41, *а*, *б*) $\Delta A_г$ определяется площадью между политропой сжатия газа *ab* и осью абсцисс. При движении подвижных частей амортизатора вверх на преодоление сил трения между ними и буксами и трения в уплотнениях расходуется еще примерно 10 % энергии $A^{э}_{ам}$ (на диаграмме на рис. 7.41, *а* эта доля $\Delta A_{тр}$ определяется площадью *abdc*). И, наконец, на преодоление гидравлических сопротивлений при перетекании жидкости через небольшие отверстия в плунжере (в других конструкциях амортизаторов — между отверстием в донышке плунжера *2* и профилированной иглой *24*, см. рис. 7.42, *г*) расходуется оставшаяся часть поглощаемой амортизатором кинетической энергии самолета $\Delta A_ж$ (на диаграмме это площадь *cedc*). Таким образом, поглощаемая амортизатором энергия $A^{э}_{ам}$ на диаграмме определяется площадью между кривой *ced* и осью абсцисс.

Энергия сжатого газа, накопленная в амортизаторе при его обжатии, в конце прямого хода после прекращения действия внешней нагрузки используется для обратного хода и возвращения всех подвижных частей амортизатора в исходное положение для восприятия последующих ударов. Диаграмма работы амортизатора при обратном ходе определяется работой сил трения (*abd′c′*) и работой жидкости (*c′d′e′c′*).

*На рис. 7.42, *в*, *д* приведены разные варианты конструкции букс и уплотнений амортизаторов.

На обратном ходе при расширении газа жидкость, перетекая из полости под поршнем *4*, объем которой при этом уменьшается, в полость над поршнем (см. рис. 7.42, *г*), поднимает плавающее кольцо *5*(клапан торможения на обратном ходе) и прижимает его к поршню *4*, сокращая тем самым число и диаметр отверстий для прохода жидкости. Гидравлические сопротивления жидкости резко возрастают и поглощенная амортизатором кинетическая энергия частично превращается в тепло и рассеивается стенками цилиндра в атмосферу. Таким же путем рассеивается и тепло от работы сил трения. Рассеивание поглощенной на посадке энергии приводит к затуханию колебаний самолета при посадке.

Вид диаграммы работы амортизатора и, прежде всего, вид зависимости *cedc*, характеризующей жесткость амортизатора $dP_{ам}/d\delta_{ам}$ (уровень передающихся на планер нагрузок от стоек шасси), определяется законом изменения площадей проходных сечений для жидкости по ходу движения штока амортизатора. Конструктивно это решается подбором диаметров и числа отверстий в плунжере и поршне, профилем проходных сечений между плунжером *2* и поршнем *4*, между профилированной иглой *24* и отверстием в плунжере *2* и т.д. Однако в амортизаторах приходится предусматривать различные дополнительные устройства (противоперегрузочные клапаны) для недопущения пиковых нагрузок*, для смягчения амортизации и снижения тем самым уровня нагрузок на агрегаты планера, к которым крепятся опоры самолета. Однако уменьшение жесткости амортизатора приводит к уменьшению коэффициента η — полноты диаграммы ($\eta = A^{э}_{ам}/P^{э}_{ам}\delta^{э}_{ам}$) и недоиспользованию возможностей амортизатора.

На рис. 7.43, *а* показана конструкция амортизатора современного пассажирского самолета, а на рис. 7.43, *б...ж* — схемы положения элементов амортизатора на прямом и обратном ходах. Амортизационная стойка основной опоры выполнена конструктивно в виде амортизатора, имеющего две изолированные друг от друга воздушные камеры. Такие амортизаторы стали называться *двухкамерными*. Они за счет более мягкой амортизации снижают уровень нагрузок на конструкцию при передвижении самолета по ВПП, обеспечивают плавность хода и увеличивают запас хода амортизатора при полностью загруженном самолете.

Верхняя камера *В* для азота находится в верхней части гильзы *18*. Она вставлена в цилиндр-траверсу *4* (см. рис. 7.43, *а, б*) и разгружает цилиндр от внутреннего давления. Поэтому цилиндр изготавливается из алюминиевого сплава. Нижняя камера для азота *Н* находится в гильзе *12* внутри штока *8* и отделяется от средней части *Д* амортизационной стойки, где находится жидкость АМГ-10, плавающим поршнем *7*.

В гильзе *12* (см. рис. 7.43, *а*) в верхней части установлен корпус *13*, в котором смонтированы профилированная игла *5* и клапан *6* с пружиной торможения обратного хода поршня *7*. Гильза *18* в цилиндре-траверсе *4* закреплена гайкой *19*. Внутрь гильзы ввернут зарядный клапан *1*. На нижней части гильзы *18* установлен колокол *17*, в котором находится поршень *15* с пружиной *20* (см. вид *1*, рис. 7.43, *а*). В верхней части поршня *15* имеется букса *16* с восемью клапанами *3* для перетекания жидкости в момент перекрытия отверстия. В верхней части колокола *17* установлен клапан *2*. Гильза *12* вставлена в дно штока *8* и затянута гайкой *11*. В угольник трубки *10* ввернут зарядный клапан *9*.

Работа амортизатора. *А. Начальное положение* перед посадкой (см. рис. 7.43, *б*). За счет давления азота в камере *В* шток *8* выдвинут до упора вниз. Игла *5* своим грибком *14* оттягивает вниз поршень *15*, сжимая пружину *20*. При

---

*Пунктирная кривая *cfd* на рис. 7.42, *а*.

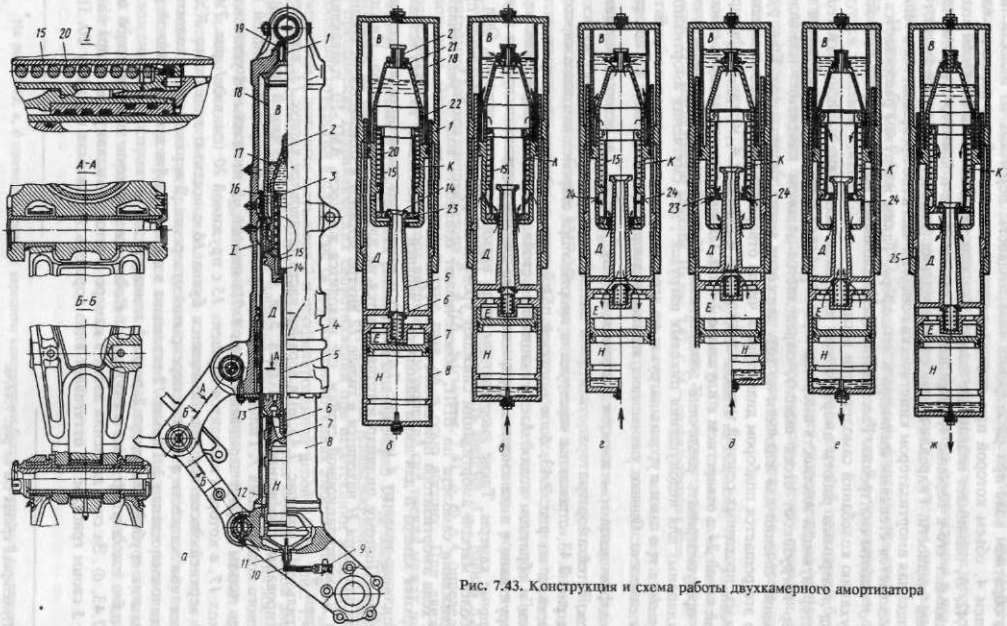


Рис. 7.43. Конструкция и схема работы двухкамерного амортизатора

этом отверстия *22*, *23* в поршне *15* и в колоколе *17* обеспечивают свободное перетекание жидкости в амортизаторе. Плавающий поршень *7* под давлением азота в камере *Н* находится в крайнем верхнем положении. Клапан торможения *6* под действием своей пружины находится в верхнем (закрытом) положении.

Б. Прямой ход при ударе (см. рис. 7.43, *в*). Шток *8* вместе с иглой *5* движется вверх. В полости *Д* возникает избыточное давление, так как жидкость проходит из нее только через кольцевую проточку между иглой *5* и отверстием в донышке поршня *15*. Отверстия *23* перекрыты, так как избыточное давление жидкости преодолевает натяжение пружин *20*. Жидкость попадает в полость *В* через отверстия *21*, *22*. Клапан *2* открывается. Азот в верхней камере сжимается. Усилие в амортизаторе $P_{ам}$ при этом складывается из силы сжатия азота, трения и гидравлического сопротивления жидкости при ее перетекании через кольцевую проточку между иглой и донышком поршня *15*.

При движении штока с большой скоростью вверх давление жидкости в камере *Д* достигает величины зарядки азотом нижней камеры *Н*. Создаваемая этим давлением сила, преодолевая сопротивление пружины клапана *6*, открывает его (см. рис. 7.43, *г*) и перепускает жидкость в полость *Е* над плавающим поршнем *7*. Поршень *7* опускается вниз, сжимая азот в камере *Н*. Одновременно уровень жидкости в камере *В* продолжает подниматься. Усилие $P_{ам}$ теперь складывается из силы сжатия азота в камерах *В* и *Н* и дросселирования жидкости через кольцевую проточку между иглой и донышком поршня.

В. Прямой ход при ударе из обжатого положения или при медленном обжатии. После поглощения энергии посадочного удара и остановки штока *8* давление во всех полостях, заполненных жидкостью, выравнивается, пружина *20* перемещает поршень *15*, выполняющий функции противоперегрузочного клапана, в крайнее верхнее положение до упора (см. рис. 7.43, *б*), открывая отверстия *23* и *24* для свободного протока жидкости в полость *В*. Остается и свободное протекание жидкости в полость *Е*. В этом положении в случае наезда на неровности ВПП работает только пневматика амортизатора. Величина $P_{ам}$ определяется степенью сжатия азота в обеих камерах *В* и *Н*, *чем и достигается большая мягкость амортизации в процессе разбега, пробега и рулежки самолета* (см. диаграмму работы двухкамерного амортизатора на рис. 7.44, где видно, что при работе сразу обеих камер жесткость амортизатора уменьшается).

Г. Обратный ход (см. рис. 7.43, *е*). Шток под воздействием сжатого азота в камере *В* перемещается вниз, увеличивая объем полости *Д* и заполняя ее жидкостью. Клапан *2* закрывается пружинами. Жидкость проходит из полости *В* внутрь колокола и в полость *Д* из полости *Е* через дроссельные отверстия в поршне *3* и клапане *6*, приводя к торможению обратного хода штока. Однако рассеивание поглощенной энергии оказывается при этом недостаточным.

В конце обратного хода штока (см. рис 7.43, *ж*) грибок иглы захватывает буртик поршня *15* и, сжимая пружину *20*, опускает его вниз. При этом жидкость из полости *К* выжимается через ступенчато расположенные отверстия, за счет чего обеспечивается плавный подход штока *8* к упору *25*.

На рис. 7.44 показана статическая диаграмма работы двухкамерного аморти-

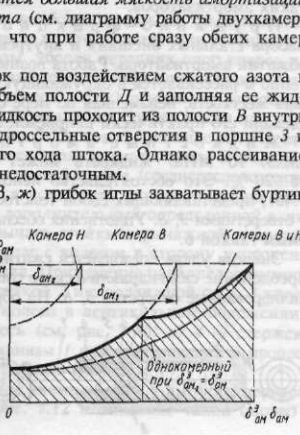


Рис. 7.44. Диаграмма работы двухкамерного амортизатора

затора. Как видно из диаграммы работы, жесткость амортизатора при вступлении в работу второй камеры сначала резко падает, что позволяет снижать нагрузки на шасси (на планер) при наезде на препятствия, а затем постепенно нарастает вновь. Поглощаемая энергия двухкамерным амортизатором при сжатии газа (заштрихованная площадь на диаграмме) больше, чем для однокамерного, при одинаковых значениях $\delta^{э}_{ам}$ и $P^{э}_{ам}$. При этих условиях духкамерный амортизатор обеспечивает бо́льшую полноту диаграммы, чем однокамерный. Увеличением числа камер в амортизаторе можно "настроить" амортизатор на снижение нагрузок на шасси при наезде на неровности различной величины с различными, встречающимися в заданных условиях эксплуатации скоростями.

На рис. 7.42, *г* приведена упрощенная схема двухкамерного амортизатора с профилированной иглой *24* и вынесенными снизу рисунка положениями клапана торможения жидкости на обратном ходе *5*, поясняющими его работу при прямом и обратном ходах штока. Читателю рекомендуется самостоятельно разобраться в работе этого амортизатора на прямом и обратном ходах.

7.12.4. Другие виды амортизаторов. Кроме описанных выше жидкостно-газовых амортизаторов в конструкции опор могут применяться резиновые, пружинные (фрикционные) или жидкостные амортизаторы и их некоторые комбинации.

Р е з и н о в ы е а м о р т и з а т о р ы. При рассмотрении ферменных конструкций шасси уже упоминались резиновые пластинчатые амортизаторы, в которых при прямом ходе амортизатора происходит обжатие резиновых пластин и их деформация между прокладками. Работа сил, возникающих при этом, частично преобразовывается в тепло и рассеивается в атмосферу. И хотя в таких амортизаторах на обратном ходе возникает трение между пластинами и прокладками, однако малая величина гистерезиса резко ограничивает область применения таких амортизаторов легкими самолетами. Недостатком является и потеря резиной своих упругих свойств при низких температурах.

В резиновых амортизаторах из шнуровой резины гистерезис еще меньше. Здесь резина работает только на растяжение, что еще больше суживает применимость таких амортизаторов.

П р у ж и н н о - ф р и к ц и о н н ы е а м о р т и з а т о р ы состоят из набора стальных внешних и внутренних колец, которые входят друг в друга при обжатии амортизатора. Работа возникающих при этом сил трения превращается в тепло и рассеивается в окружающую среду. Малая удельная энергоемкость, большая жесткость, неизменная по мере обжатия, и большая масса такого амортизатора сделали его практически неприемлемым на современных самолетах.

Ж и д к о с т н ы е а м о р т и з а т о р ы. При очень высоких давлениях $(3...5)\cdot 10^2$ МПа) жидкость может изменять свой первоначальный объем на 15...20 %. Это обстоятельство используется в жидкостных амортизаторах (рис. 7.45), представляющих собой толстостенный цилиндр *1* со штоком *7* и поршнем *2* с отверстиями *3, 8*. Уплотнения обеспечиваются кольцом *4* и сальником *5*, затягиваемым гайкой *6*.

Энергия удара поглощается сжатием жидкости в полости цилиндра и работой на преодоление сил гидравлического сопротивления жидкости при перетекании через калиброванные отверстия *3, 8*. На обратном ходе в результате расширения жидкости часть отверстий в поршне оказываются перекрытыми, что увеличивает сопротивление перетеканию жидкости на обратном

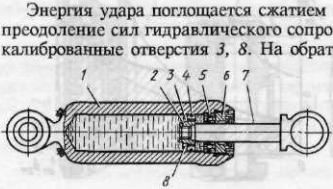


Рис. 7.45. Жидкостный амортизатор

ходе. У таких амортизаторов очень высокий коэффициент полноты диаграммы ($\eta \approx 0{,}9$), они более компактны и меньше по массе, чем жидкостно-газовые амортизаторы. Однако очень высокая жесткость таких амортизаторов резко снижает их практическую применимость на современных самолетах, где одной из важнейших проблем является снижение нагрузок на шасси, а отсюда и на планер самолета, особенно при движении самолетов по неровному грунту.

Комбинации рассмотренных видов амортизаторов позволяли улучшать характеристики отдельных их видов, но очень усложняли при этом конструкцию амортизатора, его эксплуатацию и сужали область применения.

§ 7.13. КИНЕМАТИЧЕСКИЕ СХЕМЫ УБОРКИ ШАССИ

В самолетах, летающих на скоростях более 250 км/ч, применяют убирающееся в полете шасси. Это позволяет существенно уменьшить лобовое сопротивление самолета, получить лучшие аэродинамические, а следовательно, и летные его характеристики. Несмотря на некоторое увеличение массы и усложнение конструкции и эксплуатации самолета с убирающимся шасси, в целом его эффективность возрастает. При этом, конечно, чем проще кинематическая схема уборки и выпуска шасси, чем меньше усложнение конструкции самих опор дополнительными элементами, обеспечивающими их уборку и выпуск, и, наконец, чем меньше усложнений силовой схемы крыла, фюзеляжа или гондол и меньше потребные объемы, в которые убирается шасси, тем больше выигрыш от уборки шасси в полете.

Выбор кинематической схемы уборки и выпуска шасси — сложная конструкторская задача. При решении этой задачи определяющими являются КСС и конструкция самих опор, размерность и компоновка самолета, КСС его агрегатов (при уборке не должна нарушаться целостность основных силовых элементов агрегата), располагаемые объемы и т.д. (конечно, легче решить вопросы уборки стойки шасси с одним колесом балочной КСС, чем стойки с многоколесной тележкой ферменно-балочной КСС, да еще с разворотом тележки).

Опыт самолетостроения показывает, что наиболее простыми по кинематике являются уборка основных опор шасси в крыло по его размаху или в гондолу на крыле при уборке основных опор вдоль хорды, уборка передних опор вперед или назад в носовой части фюзеляжа. В этом случае поворот опоры происходит только вокруг одной оси, а необходимое положение колеса (колес) в убранном положении достигается выбором наклона оси траверсы (оси вращения стойки шасси при уборке) (см. рис. 7.9, поз. *11*; рис. 7.29, ось *9*; рис. 7.32, поз. *13* на виде *А*). На этих рисунках показаны стойки шасси, убирающиеся вдоль размаха крыла в его корневую часть. Но так получается не всегда: при длинной стойке (среднерасположенном по высоте фюзеляжа крыле) уже приходится усложнять кинематическую схему введением дополнительных элементов. Так, дополнительный определенной длины стержень, связанный с верхним кольцом рычага стойки с рычажной подвеской колеса, позволяет при уборке развернуть рычаг с колесом в сторону укорочения стойки и убрать колесо в корневую часть крыла. Применение параллелограммного механизма *1* (рис. 7.46, *а*), связанного со стойкой *2* и с подвижной осью *3* колеса *5*, позволяет при уборке стойки удержать колесо в вертикальном положении и убрать его в боковую часть фюзеляжа. Здесь (см. рис. 7.46, *а*) *4* — стержень, принудительно через параллелограммный механизм *1* разворачивающий в процессе уборки ось *3* с колесом *5* в положение для уборки в фюзеляж.

На рис. 7.46, *б, д* показана кинематическая схема уборки и выпуска передних опор легкого маневренного самолета (см. рис. 7.12 и описание такой опоры) и

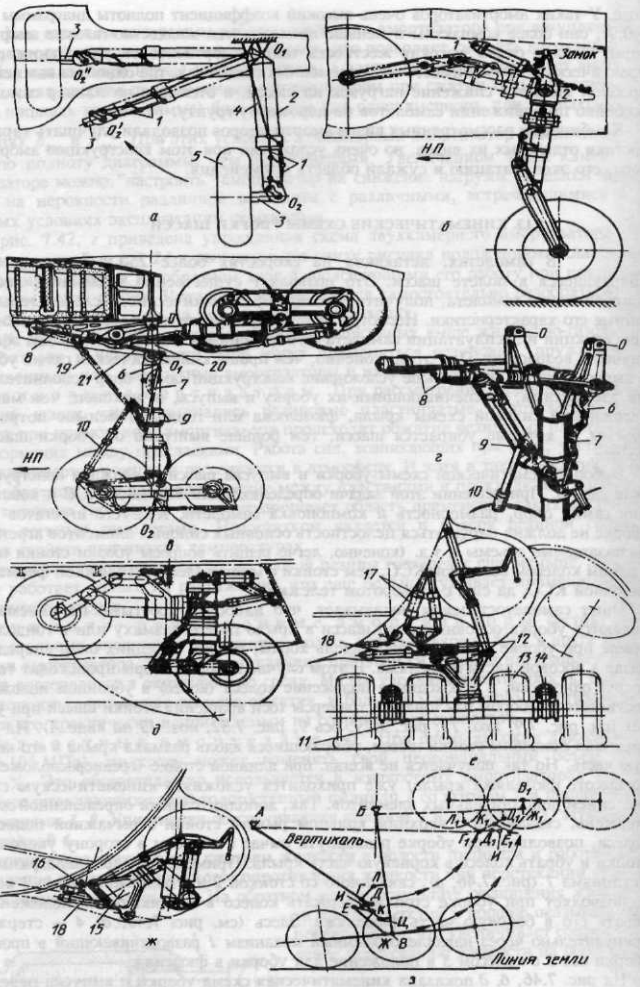


Рис. 7.46. Кинематические схемы уборки передних и основных опор

самолета С-5. Уборка этих стоек происходит вперед по полету. Преимуществом такого направления уборки по сравнению с уборкой назад против полета является более надежный выпуск передней опоры. Так, даже при отказе основной и аварийной систем выпуска шасси и открытии замка убранного положения вручную с помощью троса (см. рис. 7.16, *а*) передняя опора под действием собственной массы выходит в воздушный поток и скоростным напором дожимается до выпущенного положения, становится на замок выпущенного положения.

На рис. 7.46, *в*, *г* показаны основная опора самолета с четырехколесной тележкой, подвешенная рамой *20* к узлам *О—О* на заднем лонжероне кессонного крыла, и механизм, позволяющий при уборке опоры назад по хорде в специальную гондолу крыла разворачивать тележку с колесами на 180°. При уборке стойки рама *20*, поворачиваясь относительно оси *О—О* под действием силовых цилиндров *8*, через рычаг *6*, тягу *7*, двуплечий рычаг *9* и стабилизирующий амортизатор *10* разворачивает тележку. На рис. 7.46, *в*, *г*: *19* — подкос; *21* — штоки цилиндров-подъемников *8*.

Недостаток кинематической схемы уборки основной опоры, показанной на этом рисунке, в том, что уборка тележки назад в гондолу на крыле смещает ЦМ сечения крыла назад, ухудшая противофлаттерные характеристики крыла и усложняя выпуск стоек, особенно от аварийной системы.

На рис. 7.46, *з* приведена кинематическая схема уборки основной опоры самолета Ту-154. Сама конструкция этой опоры представляет интерес тем, что это *изменяемый в пространстве под действием нагрузок на опору механизм*. Механизм образован шарнирно закрепленными на силовых элементах крыла амортизационной стойкой *БВ* и подкосом *АГД*, соединенными через средний узел шлиц-шарнира *Г* между собой. Это позволяет разгрузить амортизационную стойку *БВ* от изгиба. Выгода в силовом отношении такой схемы опоры еще и в том, что подкос — цилиндр-подъемник стойки *АГД* работает только на растяжение. Как видно из схемы опоры (см. рис. 7.46, *з*), стойка *БВ* отклонена назад от вертикальной оси и при увеличении нагрузки на опору при сближении точек шлиц-шарнира *Л* и *Ц* угол наклона стойки назад увеличивается, что и обеспечивает разгрузку стойки от изгиба и работу подкоса на растяжение.

Кинематическая схема уборки такой опоры включает в себя кроме рассмотренных элементов тележку с шестью колесами, стабилизирующий амортизатор *ЕЖ*, качалку *ЕК*, тягу *ИД*. Положение тележки определяется положением точки *Д*. При уборке основной опоры подкос-цилиндр *АГД* снимается с цангового замка (см. рис. 7.17, *б*) и начинает удлиняться, поворачивая амортизационную стойку *БВ* и приводя ее в убранное положение. Тележка посредством стабилизирующего амортизатора *ЕЖ*, качалки *ЕК* и тяги *ИД* поворачивается относительно точки *В*, запрокидываясь колесами вверх. В выпущенном положении опоры тележка наклонена передней частью вниз, что при приземлении самолета с поднятой передней опорой придает тележке горизонтальное положение и обеспечивает более равномерное распределение нагрузок между колесами тележки.

После уборки основных опор люки их ниш в гондолах шасси на крыле закрываются щитками и боковыми передними и задними створками.

На рис. 7.46, *е*, *ж* приведена кинематическая схема уборки и выпуска основной опоры самолета С-5. Конструкция такой опоры была описана выше (см. § 7.7) и показана на рис. 7.24, *а**.. При уборке такой опоры поперечная балка *11* (см. рис. 7.46, *е*, *ж*) стойки *12* вместе с четырьмя колесами *13* и амортизаторами *14*

*Читателю целесообразно вернуться к описанию этой опоры в § 7.7.

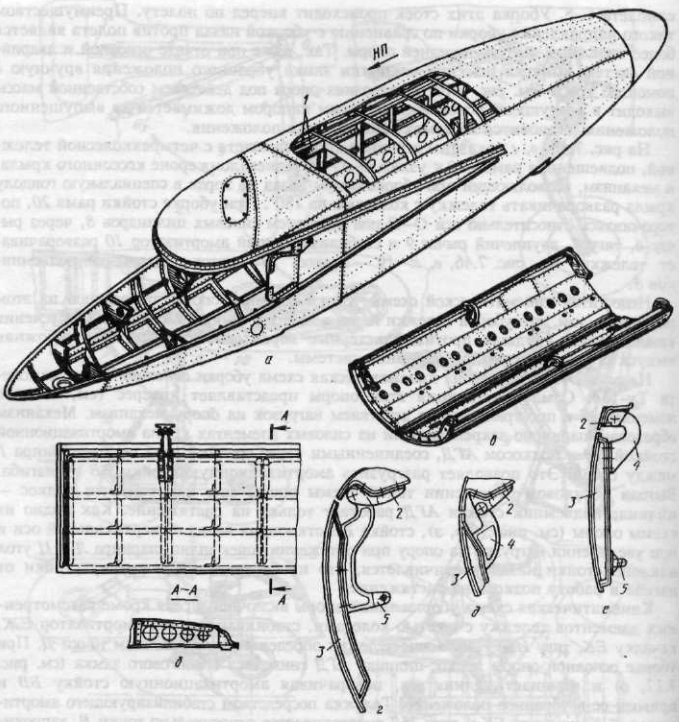


Рис. 7.47. Конструкция гондолы шасси и створок

разворачивается с помощью рычага *16* и цилиндров *17* в корпусе стойки *15* (шпинделе) на 90°. Стойка убирается в гондолы фюзеляжа цилиндром-подъемником *18* вверх колесами, занимая минимальный объем.

На рис. 7.47, *а* показана гондола для размещения основной опоры шасси в убранном положении. Гондола располагается за задним лонжероном крыла. Ее передняя часть заходит на верхнюю и нижнюю панели кессона крыла и соединяется с ними при помощи угольников. Силовая связь гондолы с верхней панелью крыла осуществляется также при помощи пояса силовой балки *1*. Силовой набор гондолы состоит из шпангоутов, лонжеронов, окантовывающих вырез под опору, силовой балки, стрингеров и обшивки. К лонжеронам крепятся узлы крепления створок основной опоры.

Вскрытая обшивка на гондоле позволяет определить ее основные силовые элементы, что и предлагается самостоятельно проделать читателю. Створки (см. рис. 7.47, *б, в*) по конструкции представляют собой коробку из внешней и внутренней обшивок, подкрепленных продольными профилями и диафрагмами. Управление створками осуществляется посредством тяг, связанных с амортизационной стойкой или с цилиндрами уборки и выпуска створок. На рис. 7.47, *г, д, е* показаны варианты узлов *2* крепления створок *3* к окантовкам ниш для шасси, кронштейнов на створках *4*, узлов крепления тяг и силовых цилиндров управления створками *5*.

§ 7.14. КОЛЕБАНИЯ, ВОЗНИКАЮЩИЕ ПРИ ДВИЖЕНИИ САМОЛЕТА ПО АЭРОДРОМУ

При рассмотрении особенностей конструкции передних опор (см. § 7.10) отмечалось, что свободно ориентирующиеся колеса передней опоры вместе со стойкой являются потенциально опасными с точки зрения возможности возникновения на определенной скорости движения самолета самовозбуждающихся колебаний. Этот вид колебаний получил название "шимми" и был связан в основном с передней опорой, колеса которой вместе со стойкой имеют несколько степеней свободы и в процессе движения самолета могут подвергаться несимметричному нагружению. Однако в последнее время явления "шимми" наблюдались и на основных опорах тяжелых самолетов при недостаточной общей жесткости опор, несимметричности нагружения и распределения масс и жесткостей в конструкции опор.

Возникновение колебаний типа "шимми" вызывает интенсивные вибрации частей фюзеляжа и крыла, к которым крепятся стойки шасси, и может привести к срыву пневматиков, обрыву деталей стоек и разрушению ими конструкции расположенных вблизи агрегатов и, наконец, к поломке самих стоек и самолета. Отсюда то внимание, которое уделяется изучению явления "шимми" и мерам борьбы с ним.

Очень опасными являются также колебания с высоким уровнем динамических нагрузок на опоры (и, как следствие, на самолет в целом), которые возникают в процессе разбега, пробега и руления самолета по неровной поверхности аэродрома. При этом амплитуды колебаний частей самолета (например, концов крыла и фюзеляжа) могут намного превосходить колебания этих частей в полете и вызывать в них перегрузки, превосходящие перегрузки в ЦМ самолета в несколько раз, особенно для тяжелых самолетов с крыльями больших удлинений. Большие значения динамических нагрузок на опоры и через них на планер возникают при больших неровностях поверхности ВПП, когда амортизационная система на определенных скоростях движения самолета уже не обеспечивает плавного поглощения и рассеивания энергии ударов о неровности аэродрома.

Ниже рассматриваются физические основы этих явлений и конструктивные меры борьбы с ними.

7.14.1. Шимми. С явлением шимми столкнулись при эксплуатации самолетов с передней опорой в начале 1940-х гг. Природа этого явления и меры борьбы с ним были исследованы академиком М.В. Келдышем в работе "Шимми переднего колеса трехколесного шасси" в 1945 г. Как показано на рис. 7.48 [17], колесо передней опоры имеет несколько степеней свободы: поворот относительно оси стойки (на угол θ, рис. 7.48, *а*); боковую деформацию пневматика (сдвига на величину λ, рис. 7.48, *б*); закручивание пневматика (на угол φ, рис. 7.48, *в*) относительно оси контактной площадки пневматика из-за его упругости, изгиб стойки от действующих на нее нагрузок.

При случайном несимметричном приложении нагрузки к колесу (сила F на рис. 7.48, *б*) и достаточной кинетической энергии поступательного движения

11*

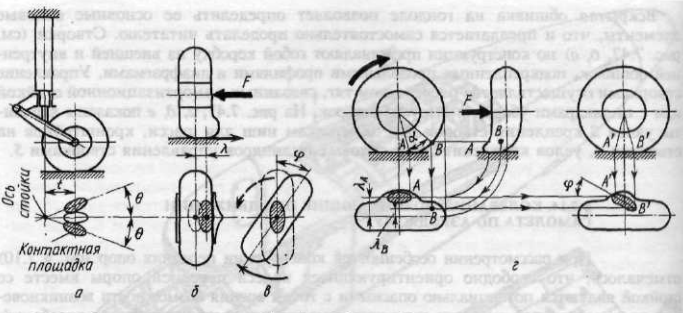


Рис. 7.48. К объяснению явления колебаний типа "шимми"

самолета, передаваемой колесу передней опоры от поверхности ВПП, возникают самовозбуждающиеся колебания колеса (стойки), выражающиеся в колебательном взаимосвязанном изменении (см. рис. 7.48, *г*) величин θ, λ и φ от нуля до их максимального значения со сдвигом фаз, как правило, равным $\pi/2$.

Взаимосвязь колебательного изменения параметров λ, θ и φ прослеживается на рис. 7.48, *г*. Так, если при нормальном вращении колеса точки *A* и *B* на беговой дорожке находились в плоскости симметрии колеса, то при возникновении боковой деформации колеса сместится контактная площадка и точка *A* получит сдвиг на величину λ_A, а точка *B* — на величину $\lambda_B < \lambda_A$, так как точка *B* находится выше точки *A*, и она подойдет к контактной площадке с меньшим сдвигом [17]. При повороте колеса на угол α точки *A'* и *B'* на контактной площадке будут определять положение ее оси, которая повернется на угол φ, разворачивая при этом плоскость колеса на угол θ (если предположить, конечно, что колесо не проскальзывает относительно поверхности аэродрома). Точно также взаимосвязь колебательного изменения этих же параметров можно проследить на примере случайного разворота колеса на угол θ и последующего смещения контактной площадки на λ. По мере увеличения сдвига λ из-за сил сцепления пневматика с поверхностью ВПП будет уменьшаться угол его разворота θ, пока не дойдет до нуля (при λ_{max}).

Дальше (как и в предыдущем примере) накопившийся сдвиг контактной площадки поведет к развороту колеса на угол θ, который по мере уменьшения λ будет возрастать до значения $\theta = \theta_{max}$, но уже в противоположную от начального поворота сторону. В рассматриваемом примере считалось, что стойка абсолютно жесткая. Но реально это не так. Колебательный процесс, совершаемый колесом, вызывает изгибные колебания стойки и тем бóльшие, чем меньше ее жесткость. Поэтому траектория качения колеса с учетом этого получается более сложной.

Амплитуда описанных колебаний уменьшается, если энергия, подводимая к колесу, меньше энергии демпфирования, главным образом, за счет использования гасителей колебаний (см. подразд. 7.6.6), а также за счет сил трения и проскальзывания пневматика.

Скорость движения самолета, при превышении которой возникают колебания типа "шимми", называют *критической скоростью шимми* $V_{кр}$. Если не использовать гасители колебаний, то $V_{кр} = \sqrt{ct/(JR)}$, где c — коэффициент, учитывающий жесткость стойки с пневматиком; t — вынос оси колеса относительно оси стойки;

R — радиус колеса; J — массовый момент инерции элементов передней опоры, вращающихся относительно оси стойки.

Конструктивные меры предотвращения колебаний типа "шимми" включают в себя прежде всего использование на передних опорах специальных гидравлических гасителей колебаний (демпферов), кинематически связанных с колесом (колесами). Конструкции демпферов шимми, приводов к ним от колес, а также принципы работы демпферов были описаны выше в подразд. 7.6.5 и 7.6.6.

Явления шимми можно избежать, если параметры, входящие в выражение $V_{кр}$, обеспечивают получение значений $V_{кр}$ больших, чем скорости движения самолета на разбеге и пробеге. Увеличению значений $V_{кр}$ способствуют: увеличение выноса t колеса (но при этом возрастают потребные объемы для уборки колес и трудности уборки передней опоры); увеличение жесткости опоры и колес; применение колес меньшего радиуса; уменьшение неравномерности разноса масс (и самого разноса масс) элементов опоры относительно оси стойки. Увеличению значений $V_{кр}$ способствуют уменьшение нагрузок на опору и снижение коэффициента трения пневматика о поверхность ВПП. Увеличение жесткости основных опор и уменьшение неравномерности разноса масс элементов стойки способствуют предотвращению появления "шимми" на основных опорах тяжелых самолетов с большой нагрузкой на опору. Показанное на рис. 7.28 моментное закрепление на стойке подкоса такой опоры способствует увеличению ее жесткости.

7.14.2. Колебания, возникающие при движении самолета по неровной поверхности ВПП, будь то неровная грунтовая ВПП или неровная бетонированная ВПП (например, после ее восстановления от повреждений боевыми средствами), характерны возникновением больших динамических нагрузок на опоры и весь самолет в целом при наезде на неровности и колебаний самолета и его частей. Наибольшую опасность такие нагрузки представляют для конструкции шасси и узлов подвески наружных грузов для самолетов с небольшой взлетной массой и высокой жесткостью конструкции, а для самолетов большой массы с более упругой конструкцией наиболее опасны: для конструкции шасси — ударные нагрузки, а для крыла и двигателей под крылом — колебания.

Конструктивные меры борьбы с этими колебаниями самолета при его движении по неровной поверхности ВПП заключаются прежде всего в улучшении свойств амортизационной системы шасси при пересечении неровностей ВПП за счет увеличения рассеивания энергии амортизацией шасси, повышения жесткости конструкции планера на изгиб и кручение, применения амортизаторов с активной системой управления, позволяющей в зависимости от величины ускорений хода штока амортизатора изменять давление в амортизаторе, изменяя в нем уровень жидкости. Для этого используется дополнительная система со своим насосом, бачком с жидкостью, следящей электронной системой, реагирующей на вторую производную перемещения штока амортизатора. Будучи соединенной с полостью амортизатора, заполненной жидкостью, дополнительная система позволяет изменять уровень жидкости в амортизаторе и давление в нем [31].

Интересно использование для уменьшения дополнительных нагрузок на переднюю опору, возникающих при наезде основных опор на неровности (при этом появляется большой пикирующий момент), изменения вектора тяги двигателя. Отклонение сопла в пределах до ±5° по командам следящей системы, связанной опять-таки с ускорениями штока амортизатора, позволяет значительно снизить нагрузки на переднюю опору. В такой системе возможно и применение средств механизации крыла. Хорошие результаты дает здесь использование многокамерных амортизаторов, облегчающих преодоление неровностей аэродромов при соответствующей настройке каждой из камер.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Определите назначение шасси. Проанализируйте различные схемы шасси (сделайте их эскизы). Покажите на сделанных эскизах параметры шасси. Укажите их возможные значения и от чего они зависят.

2. Сделайте эскиз основной и передней опор, укажите название и назначение отдельных элементов, входящих в конструкцию опор.

3. Назовите нагрузки на шасси. Как эти нагрузки уравновешиваются на элементах конструкции планера? Опишите конструкцию узлов крепления стоек шасси.

4. Назовите и проанализируйте КСС стоек шасси. Покажите на эскизах этих стоек нагружение, уравновешивание и характер эпюр M.

5. Проанализируйте и дайте сравнительную оценку стоек с телескопической и рычажной подвесками колес (сделайте их эскизы). Покажите нагружение элементов этих стоек, их уравновешивание и характер эпюр Q, M и $M_к$.

6. Назовите особенности конструкции передних опор. Как конструктивно реализуется управление разворотом передних колес?

7. Охарактеризуйте многоколесные опоры, их преимущества и недостатки. Сделайте эскиз опоры с четырехколесной тележкой и объясните назначение элементов такой опоры.

8. Опишите конструкцию цилиндров-подъемников стоек шасси, замков убранного и выпущенного положений.

9. Объясните назначение и назовите типы опорных элементов (сделайте их эскизы). Охарактеризуйте конструкцию колес, типы тормозов и дайте их сравнительную оценку. Каков уровень энергии, поглощаемой тормозами при посадке? Объясните явление юза при торможении колес и назовите конструктивные меры борьбы с этим явлением. Нарисуйте и объясните диаграмму работы пневматика.

10. Определите назначение и назовите типы амортизаторов. Сделайте эскизы их конструкции и схемы работы. Нарисуйте и объясните диаграмму работы амортизатора. Назовите конструктивные решения, влияющие на вид диаграммы (характеристику жесткости амортизатора).

11. Объясните явление "шимми" и назовите конструктивные меры борьбы с этим явлением.

12. Сформулируйте требования к шасси и приведите примеры реализации этих требований в конструкции шасси.

ГЛАВА 8

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

§ 8.1. НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НИМ

8.1.1. Виды и назначение систем управления. Системы управления самолетом можно подразделить на:

основную систему управления, предназначенную, главным образом, для изменения траекторий движения самолета, его балансировки и стабилизации на задаваемых режимах полета;

дополнительные системы управления, предназначенные для управления двигателями, шасси, закрылками, тормозными щитками, воздухозаборниками, реактивным соплом и др.

Эти системы управления рассматриваются в специальных курсах при изучении силовых установок и энергетических систем самолета как источников энергии для выпуска и уборки шасси, закрылков и др. Поэтому ниже для упрощения изложения термин "Система управления самолетом" будем относить только к основной системе управления.

Система управления современным самолетом представляет собой совокупность электронно-вычислительных, электрических, гидравлических и механических устройств, обеспечивающих решение следующих задач:

пилотирования самолета (изменение траекторий полета) летчиком в неавтоматическом и полуавтоматическом режимах;

автоматического управления самолетом на режимах и этапах полета, предусмотренных ТТТ;

создания достаточной мощности для отклонения органов управления;

реализации на самолете необходимых (заданных) характеристик устойчивости и управляемости самолета;

стабилизации установленных режимов полета;

повышения безопасности полета путем своевременного оповещения экипажа о подходе к опасным (по скорости, высоте, перегрузкам, углам атаки, скольжения и крена и другим параметрам) режимам полета и выдачи команд на отклонение органов управления, препятствующих выходу на эти режимы.

Для изменения траектории движения самолета в полете нужно изменять действующие на него силы и моменты. Процесс изменения действующих на самолет сил и моментов, создаваемых отклонением в полете органов управления, называется *процессом управления*.

В зависимости от степени участия в процессе управления человека системы управления могут быть неавтоматическими, полуавтоматическими, автоматическими и комбинированными.

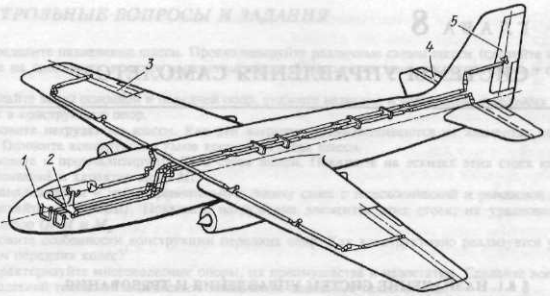


Рис. 8.1. Элементы системы неавтоматического управления самолетом

Системы, в которых человек (летчик) вырабатывает необходимые управляющие импульсы (сигналы) и посредством только своей мускульной энергии приводит в действие органы управления, обеспечивая этим самым изменение траектории движения самолета в нужном направлении, называют *неавтоматическими.* Такие системы включают: рычаги управления (РУ) — ручку или штурвал *2* (рис. 8.1), педали *1*, отклонением которых летчик вводит в систему управляющие сигналы и осуществляет их дозировку; органы управления (элероны *3*, РВ *4* и РН *5*), отклонение которых в соответствии с управляющими сигналами (отклонением РУ) создает необходимые для изменения траектории полета силы и моменты; проводку управления, соединяющую РУ с органами управления.

Системы, в которых необходимые управляющие сигналы вводятся летчиком посредством отклонения РУ и в которых, кроме РУ, органов управления и проводки управления, имеется еще целый ряд механических, гидравлических и электрических устройств и силовых приводов рулей (бустеров), преобразующих управляющие сигналы в отклонение органов управления, называются *полуавтоматическими.* Эти системы облегчают летчику управление самолетом и повышают качество управления.

В *автоматических* системах управляющие сигналы формируются комплексом автоматических устройств (автопилотом или другими автоматическими системами, обеспечивающими в автоматическом режиме выполнение отдельных этапов полета, — например, этап наведения и сопровождения цели, полет по заданному маршруту, заход на посадку и др.). Дальше эти импульсы, как и в полуавтоматических системах, преобразуются силовыми приводами в отклонение органов управления.

На современных самолетах чаще применяют различные комбинации этих систем управления. Так, например, на самолетах с небольшими дозвуковыми скоростями полета характерно применение неавтоматической системы управления в сочетании с автопилотом, освобождающим летчика от непосредственного управления самолетом при длительном полете. На скоростных самолетах характерно насыщение системы управления различными автоматическими устройствами и мощными силовыми приводами, обеспечивающими решение всего (или большей части) перечисленного выше комплекса задач.

Однако успехи в развитии электронной техники и разработка многоканальных приводов высокой надежности [27] в последние годы создали техническую базу для замены многочисленных автоматических и полуавтоматических систем с их

датчиками, вычислителями и исполнительными механизмами единой мощной многократно резервированной автоматической бортовой системой управления, выполняющей все их функции. Но и в этих системах не исключены человек, РУ, органы управления и проводка управления (см. далее рис. 8.26).

Если все устройства системы управления находятся на борту самолета, то такие системы называются *автономными*. Несмотря на явные достоинства самолетов с такими системами, на многих типах самолетов часть устройств системы управления (особенно те, что требуют мощных источников энергии, большого объема для своего размещения, имеют большую массу, а также могут одновременно обслуживать несколько самолетов) переносится на землю. В этом случае часть функций бортовой системы управления передается таким наземным устройствам (например, устройствам системы наведения, навигации, слепой посадки и др.). Такие решения целесообразны для самолетов с точки зрения экономии массы, объема, а главное, — повышения эффективности их использования и снижения стоимости.

8.1.2. Роль человека в системе управления самолетом определяется тем, что он является одним из элементов замкнутого контура управления "летчик — система управления — самолет". Характеристики системы управления, само качество этой системы определяются характеристиками входящих в контур управления основных элементов — человека, системы управления и самолета как объекта управления, их взаимосвязью и взаимным соответствием. Вот почему характеристики возможностей человека как элемента такого контура наряду с типом и назначением самолета определяют вид, структуру, а также во многом и характеристики самой системы управления, устанавливаемой на самолете.

Упрощенно человека (летчика) можно рассматривать как систему автоматического регулирования, состоящую из трех взаимосвязанных элементов (рис. 8.2):

органов чувств, выполняющих функции датчиков, воспринимающих при изменении физических ощущений (усилий на РУ, положения горизонта и показаний приборов) сигналы рассогласования $\varepsilon(t)$ между заданными и действительными значениями параметров полета V, H, n, α, γ, β, ...;

центральной нервной системы, обрабатывающей информацию от органов чувств (оцениваются величина и знак рассогласования параметров полета) и вырабатывающей на основании опыта пилотирования решения, направленные на устранение рассогласований $\varepsilon(t)$ (командные сигналы для движения скелетно-мышечных механизмов);

скелетно-мышечных механизмов, выполняющих функции исполнительных органов и энергетической системы, преобразующих командные сигналы в перемещения РУ $X(t)$ с усилиями $P(t)$, достаточными для отклонения органов управления на углы δ, необходимые для изменения параметров полета и устранения замеченных рассогласований.

Центральная нервная система может выполнять также функции задающего устройства по информации, полученной из полетных документов, по каналам связи, визуально или от других органов чувств.

Быстрота и точность управляющих усилий и их соответствие управляющим импульсам падают с увеличением перегрузок в полете, при кислородном голодании, с увеличением частоты пульса при усложнении воздушной обстановки, при увеличении скорости изменения высоты, крена, курса и других параметров полета, при одновременном изменении сразу нескольких параметров. Время запаздывания реакции летчика составляет 0,2...0,3 с в нормальных условиях полета и до 3...5 с — при неожиданном для него изменении обстановки. Все это ограничивает возможности использования летчика для непосредственного управления на сверхзвуковых самолетах с большой околозвуковой скоростью и требует ввода в систему управления различных автоматических устройств, осуществляющих функции управления самолетом более четко и без ограничений, присущих человеку. Кроме того, недостаточная мощность мышц и их быстрая утомляемость требуют ввода в систему

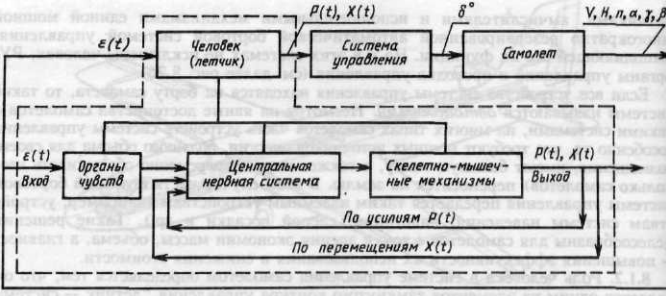


Рис. 8.2. Контур управления "человек–система управления–самолет"

управления различных усилителей мощности с энергетическими и следящими системами. По этим причинам непосредственное управление самолетом летчиком в неавтоматическом режиме целесообразно только на самолетах с небольшой дозвуковой скоростью полета. Во всех других случаях наличие летчика (штурмана) на борту самолета позволяет более эффективно использовать самолет в быстро меняющейся, не поддающейся прогнозам воздушной обстановке, когда автоматическое управление самолетом, с одной стороны, позволяет экипажу больше внимания уделять складывающимся условиям полета, а с другой стороны, экипаж может вовремя заметить и устранить неисправности в автоматике системы управления и отклонения от нормального режима полета. Все это позволяет повысить безопасность полета.

8.1.3. Требования к системе управления. Система управления должна обеспечивать в определенных пределах значения характеристик управляемости и устойчивости самолета* в зависимости от его типа, весовой категории и диапазона скоростей с тем, чтобы самолет мог выполнять в заданных условиях эксплуатации все задачи, предусмотренные его назначением. Это основное требование (конкретизируемое в специальных нормирующих документах, например, в [14]) должно выполняться при соблюдении общих ко всем частям и агрегатам самолета требований минимума массы системы, высокой надежности и безопасности полета, живучести, удобств осмотра, эксплуатации и ремонта.

Специфические для системы управления требования:

углы отклонения органов управления должны обеспечивать с некоторым запасом возможность полета на всех требуемых полетных и взлетно-посадочных режимах (РВ вверх 20...35°, вниз 15...20°, РН 20...30° в обе стороны, элероны вверх 15...30°, вниз 10...20°, бо́льшие значения углов относятся к маневренным самолетам, меньшие — к неманевренным)**. Крайние положения органов управления должны ограничиваться упорами, выдерживающими расчетные нагрузки;

деформация фюзеляжа, крыльев, оперения и проводки механического управления не должна приводить к снижению максимально возможных углов отклонения

*Эти характеристики изучаются в дисциплине "Динамика полета".

**В этих диапазонах углов отклонения органов управления они наиболее эффективны.

органов управления и их эффективности или вызывать хотя бы кратковременное заклинивание системы управления;

величина максимальных кратковременных усилий на РУ, потребных для пилотирования самолета, зависит от типа и массы самолета и не должна превышать 500...600 Н в продольном управлении, 300...350 Н — в поперечном управлении, 900...1050 Н — в путевом управлении [14]. Усилия на РУ должны нарастать плавно и быть направлены в сторону, противоположную движению РУ. На продолжительных режимах полета должна обеспечиваться балансировка самолета не только по моментам, но и по усилиям на РУ;

система управления должна работать плавно, без заеданий, автоколебаний и опасных вибраций, угрожающих прочности и(или) затрудняющих пилотирование. В проводке системы управления не должно быть люфтов;

размещение механизмов тяг, тросов и других деталей системы управления должно исключать возможность соприкосновения их с другими деталями, трения подвижных частей системы управления об элементы конструкции самолета, повреждения или заклинивания в процессе эксплуатации (грузами, пассажирами и т.д.). Силы трения в проводке управления, передающиеся на РУ, также зависят от типа и массы самолета и не должны превышать 30...70 Н. При больших значениях этих сил в системе управления надо предусматривать компенсаторы сил трения, снимающие эту нагрузку с РУ;

должны быть предусмотрены меры, исключающие возможность рассоединения элементов проводки механического управления, обесточивание или снижение давления в энергетических частях системы;

должно быть предусмотрено резервирование и дублирование основных жизненно важных элементов системы управления для повышения ее надежности;

для обеспечения высокой безопасности полетов необходимо, чтобы система управления включала устройства, не допускающие выхода самолета на опасные режимы полета и своевременно сигнализирующие о приближении таких режимов;

должно быть исключено попадание в систему управления посторонних предметов;

должна быть обеспечена независимость действий органов управления по крену и тангажу при отклонении ручки или штурвала.

В систему управления современными самолетами независимо от степени ее сложности и насыщенности автоматикой и приводами в качестве основных и обязательных элементов входят органы управления, расположенные на крыле и оперении, командные посты управления с рычагами управления, находящиеся в кабине экипажа, и проводка управления, соединяющая рычаги управления и другие элементы системы управления с органами управления.

§ 8.2. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ

Устройства, посредством которых в процессе управления самолетом создаются необходимые для этого силы и моменты, называются *органами управления*. Их отклонение вызывает нарушение равновесия аэродинамических сил и моментов, в результате чего возникает вращение самолета с угловыми скоростями ω_x, ω_y, ω_z относительно связанной системы осей $OXYZ$ (рис. 8.3) и изменение траектории движения, или, наоборот, балансировку (стабилизацию) самолета на заданных режимах полета. Таким образом, отклонение органов управления обеспечивает:

поперечную относительно оси OX управляемость (элероны, флайпероны, элевоны, интерцепторы, дифференциально отклоняемые половины ЦПГО);

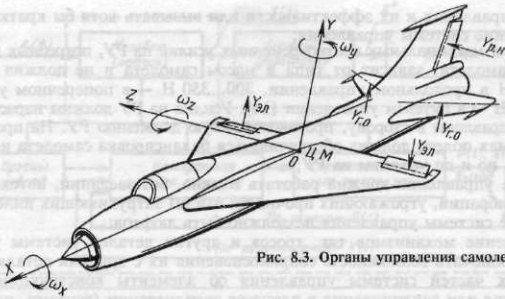


Рис. 8.3. Органы управления самолетом

продольную относительно оси *OZ* управляемость (РВ, элевоны, ЦПГО, плоские управляемые сопла реактивных двигателей);

путевую относительно оси *OY* управляемость (РН, ЦПВО). Однако для разворота самолета — изменения его курса — нужно одновременно с отклонением РН еще и создать силу $Z = Y\sin\gamma$ (γ — угол крена), искривляющую траекторию движения в горизонтальной плоскости (см. рис. 1.14 и 2.9). Последнее достигается созданием крена самолета в сторону желаемого разворота. Чтобы при развороте самолет не терял высоту, надо увеличить его подъемную силу (величина $Y\cos\gamma$ должна равняться силе тяжести самолета) увеличением угла атаки и (или) скорости полета. Для этого надо увеличить тягу двигателей.

На рис. 8.3 показаны органы управления сверхзвукового самолета: элероны, ЦПГО и РН в отклоненных положениях и возникающие вследствие этого разворачивающие моменты и угловые скорости разворота ω_x, ω_y, ω_z при отклонении ручки управления вперед (от себя) и влево, а педалей — левой вперед (от себя). При противоположных отклонениях РУ органы управления также отклонятся в противоположную сторону. Конструкция органов управления, их нагружение и работа под нагрузкой рассматривались в гл. 4, 5. Кроме перечисленных выше органов управления, на орбитальных самолетах и самолетах ВВП используют струйные рули.

На многих современных самолетах, особенно на легких маневренных, для создания вертикальных и боковых управляющих сил, изменяющих траекторию полета самолета при непосредственном управлении подъемной и боковыми силами, могут быть использованы в качестве органов управления закрылки и РВ (ЦПГО), синхронно отклоняемые на обеих консолях крыла интерцепторы, поворотное переднее ГО, адаптивное крыло, специальные дополнительные вертикальные поверхности и др.

§ 8.3. КОМАНДНЫЕ ПОСТЫ УПРАВЛЕНИЯ

Командные посты управления состоят из рычагов управления* и элементов их крепления в кабине экипажа. *Рычаги управления* — это устройства, посредством которых (при отклонении которых) летчик вводит в систему управления управляющие сигналы и осуществляет их дозировку.

*В [35] вместо термина "рычаг управления" используется термин "командный рычаг". В сочетании с термином "командный пост управления" это излишне.

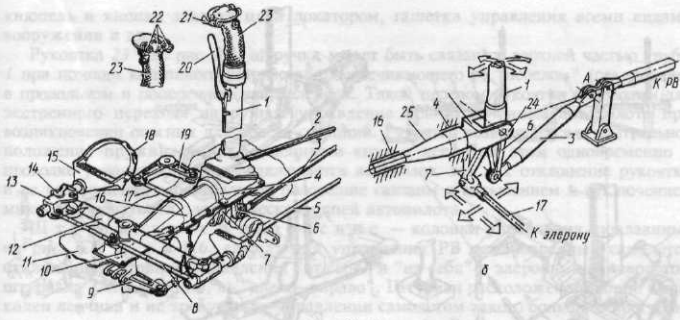


Рис. 8.4. Конструкция командного поста управления

Различают командные посты ручного управления с рычагами управления в виде ручки или колонки со штурвалом и командные посты ножного управления с рычагами управления в виде педалей. Первые используются в каналах поперечного и продольного управления, вторые — в канале управления по курсу.

На рис. 8.4, *а* показаны командные посты управления легкого маневренного самолета в виде ручки *1*, педалей *15*, установленных на полу *11* кабины летчика. На рис. 8.4, *б* приведена схема установки оси *25* ручки *1* в подшипниках кронштейнов *4* и *16*, установка самой ручки *1* в проушинах вилки *24* на конце оси *25*, а также рычаги *6*, *7* и тяги *3*, *17* в проводках управления к РВ и элеронам. Стрелками на рис. 8.4, *б* показаны возможные перемещения ручки управления и рычагов и тяг проводки управления. Для изменения трассы проводки управления к элеронам между тягами *2* и *17* (см. рис. 8.14, *а*) поставлена двуплечая качалка *19*.

На рис. 8.4, *а* показаны конструкция рычажно-параллелограммного механизма *8*, *12*, *13*, кронштейн *10* крепления этого механизма к полу кабины, конструкция педалей *15*, рычаг *9* и тяга *5* управления РН.

8.3.1. Командные посты ручного управления представлены на рис. 8.4, 8.5 и 8.6.

Ручка управления служит для управления рулем высоты (ЦПГО) и элеронами (интерцепторами) в основном маневренных самолетов и представляет собой рычаг, имеющий две степени свободы (см. рис. 8.4, *б* и 8.5, *а...г*). Шарнирное крепление нижней части ручки на оси *25* (см. рис. 8.4, *б*) или к оси *2* (см. рис. 8.5, *а...г*) и шарнирное крепление самих этих осей к полу кабины (кронштейны *3* на рис. 8.5) позволяют отклонять ручку: "на себя" до 400 мм и "от себя" до 180 мм при управлении рулем высоты (ЦПГО) и "вправо—влево" до 200 мм при управлении элеронами.

Независимость управления в продольном и поперечном каналах в любой из кинематических схем установки ручки (см. рис. 8.4, *б*, 8.5, *а...г*) достигается выполнением определенных условий. Например, в схеме, показанной на рис. 8.4, *б*, точка *А* на оси проушины тяги *3* должна находиться на продолжении осевой линии, проходящей через ось *25* подвески ручки *1*. В схемах, показанных на рис. 8.5, *а* и *б*, точка *А* на конце тяги *5* должна находиться на продолжении оси вала *2*. В схеме, приведенной на рис. 8.5, *г*, для обеспечения независимости управления в точке *О* должны пересекаться оси *1* и *2*, а в точке *А* — тяга *5* с продолжением оси *2*. При управлении элеронами тяга *3* (см. рис. 8.4, *б*) или тяга *5* (см. рис. 8.5, *а*) управле-

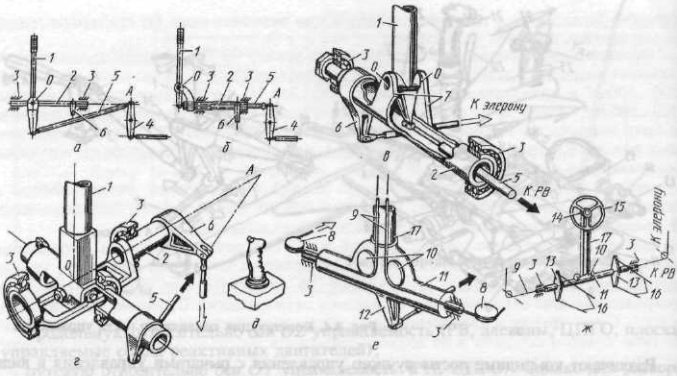


Рис. 8.5. Схемы командных постов ручного управления

ния РВ (ЦПГО) описывает коническую поверхность с вершиной в точке *А* с неизменной длиной образующей (длина тяги *3* или *5*), чем и обеспечивается независимость управления этими органами. На рис. 8.5, *а...г* рычаг *6* служит для управления элеронами.

Как видно из рис. 8.5, *а...г*, ручка *1* представляет собой двуплечий (относительно точки *О*) рычаг — трубу с рукояткой в верхней части (см. также рис. 8.4). Ручка крепится к продольной трубе — оси *2*, устанавливаемой в кронштейнах на подшипниках *3* (см. рис. 8.5). На рис. 8.4, *б* это ось *25* в подшипниках кронштейнов *4*, *16*. Кронштейны крепятся к полу кабины.

Поперечные трубы-оси для установки ручки встречаются значительно реже, так как такие установки хуже компонуются с катапультируемым сиденьем и с установкой педалей, а также могут мешать движению ног при управлении педалями.

Еще одна схема установки ручки приведена на рис. 8.5, *в*. Ручка *1* имеет здесь ось вращения *О—О* в проушинах *7* продольного вала *2*. При этом тяга *5* к РВ от нижнего конца ручки проходит вдоль оси вала *2*, чем и обеспечивается независимость управления РВ и элеронами. Последние управляются от рычага *6* на валу *2*, а сам вал поворачивается в подшипниках *3* ручкой, с которой вал связан болтом через проушины *7*.

На самолетах с электродистанционным управлением небольшого размера ручка управления (см. рис. 8.5, *д*) устанавливается, как правило, на правом борту (самолет А-320). Этой ручкой задаются управляющие сигналы в продольных и поперечных каналах управления самолетом.

Рукоятки ручек облицованы пластмассой с профилированной (ребристой) поверхностью для удобства обхвата ручки пальцами рук. Стандартов здесь пока нет. На рукоятках *23* (см. рис. 8,4, *а*) устанавливаются гашетки *20*, *21* для управления тормозами колес и вооружением и кнопки и переключатели *22* включения и управления различными устройствами, например для управления триммерами, включения автопилота, самолетного переговорного устройства (СПУ) и т.д. На современных истребителях на рукоятках ручек могут устанавливаться, например,

кнюпель и кнопка захвата цели локатором, гашетка управления всеми видами вооружения и др.

Рукоятка *23* (см. рис. 8.4, *а*) ручки может быть связана с верхней частью трубы *1* при помощи карданного устройства, обеспечивающего ее "перелом" (отклонение) в продольном и поперечном направлениях. Такой перелом рукоятки необходим для экстренного перехода на ручное управление при включенном автопилоте при возникновении опасных для полета ситуаций. Рукоятка возвращается в нейтральное положение пружинами, размещенными внутри нее. При этом одновременно к проводке управления снова подключается автопилот, так как отклонение рукоятки и ее возвращение в нейтральное положение связаны с включением и отключением микровыключателей электрических цепей автопилота.

Штурвальное управление — колонки управления, показанные на рис. 8.5, *е, ж* и 8.6, служат для управления РВ неманевренных самолетов отклонением колонки управления "от себя" и "на себя" и элеронами — поворотом штурвала *1* (см. рис. 8.6, *в*) "влево—вправо". Штурвал расположен в кабине выше колен летчика и не требует при управлении самолетом такого большого пространства между ногами летчика, как ручка управления. Все это позволяет при штурвальном управлении уменьшить расстояние между педалями ножного управления (сравните расстояние между педалями на рис. 8.7, *а* и 8.8) и упростить компоновку кабины экипажа.

На рис. 8.6, *а, б* представлено достаточно типичное штурвальное управление самолета Ту-134. Колонка управления состоит из штурвала *1*, литой головки *2*, дюралевой трубы *3*, литого колена *4* и секторной качалки *13*. В головке *2* на шарикоподшипниках установлена свободно вращающаяся стальная ось *8*. На ее конце на шпонках закреплен штурвал *1* управления элеронами. От перемещения вдоль оси *8* он зафиксирован с двух сторон гайками, навернутыми на наружную резьбу оси *8*. На этой же оси на шпонках закреплена звездочка *9*, через которую перекинута зубчатая цепь *10*. К вильчатым наконечникам *11* цепи присоединены тросы *12*, спускающиеся внутри трубы колонки в колено, где они закрепляются на секторной качалке *13*.

Штурвал *1* выполнен из магниевого сплава. Его рукоятки облицованы пластмассой с ребристой поверхностью. Нажимные кнопки на рукоятках штурвала служат для управления триммерами РВ, включения автопилота, СПУ, рации, выпуска гасителей подъемной силы. (На штурвалах других самолетов назначение кнопок может быть иным.) Рычаг *7* на колене *4* служит для присоединения проводки управления РВ. В приливе колена на подшипниках установлен стальной вал *14*, на конце которого закреплена коромысловая литая качалка *6*. Верхний шарнир этой качалки служит для присоединения проводки управления элеронами, а нижний — для связи с колонкой управления второго летчика. Колонки управления обоих летчиков устанавливаются на опорах *5* в кабине экипажа с помощью полуосей на подшипниках и закреплены гайками. Независимость управления РВ и элеронами в рассмотренной схеме штурвального управления достигается тем, что ось верхнего шарнира качалки *6* пересекается с линией, проходящей через оси шарниров крепления колонки управления на опорах *5*.

На рис. 8.5, *е, ж* показаны схематически конструкции штурвального управления, позволяющие проследить, как решаются вопросы независимости управления РВ и элеронами в этих схемах. На рис. 8.5, *ж* приведена колонка управления *17* со штурвалом *15* в виде колеса на оси в головке *14* колонки. Колонка связана с горизонтальным валом *11*, установленным в подшипниках опор *3* на полу в кабине экипажа. В головке *14* (так же, как и в рассмотренной выше конструкции) на оси закреплена звездочка с перекинутой через нее цепью. Цепь связана с тросами *9*, которые через ролики *10* пропускаются внутрь горизонтального вала *11* и проходят

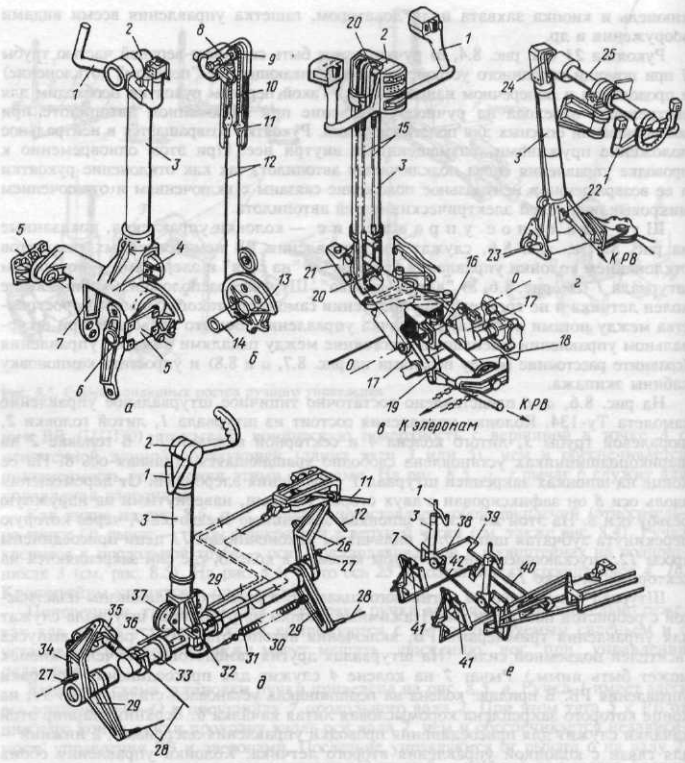


Рис. 8.6. Конструкция постов ручного управления

там вдоль оси к роликам *8* (см. рис. 8.5, *е*) и далее к элементам проводки управления элеронами. Двуплечие рычаги *13*, ось вращения которых совпадает с направлением тросов *9*, связаны тросами *16* с элементами проводки управления к РВ. Этим и обеспечивается независимость управления в продольном и поперечном каналах.

Конструктивное воплощение рассмотренной на рис. 8.5, *ж* схемы штурвального управления показано на рис. 8.6, *д*. Ось вращения колонки управления здесь проходит через штыри *27* на верхних рычагах *34* и *26* управления РВ, которые входят в гнезда с подшипниками на кронштейнах крепления колонки в кабине. С направлением оси вращения колонки совпадает направление тросов *36* после их схода с роликов *37* на нижней части трубы *3* колонки управления. Этим и обеспе-

чивается независимость управления РВ и элеронами. Колонка управления выполнена из труб из алюминиевого сплава и литых узлов из магниевого сплава. Штурвал также литой. На его оси закреплена звездочка цепной передачи. Концы цепи соединяются с тросами *36*. Для беспрепятственного покидания летчиком самолета во время катапультирования в этой схеме использовался пружинный механизм *30* откидывания штурвала к приборной доске, включающийся при сбросе фонаря. При этом палец *31* замка *32*, запирающий колонку управления на горизонтальной трубе *33*, выдергивался из гнезда замка *32*, и штурвал пружиной *30* откидывался вперед. На горизонтальной трубе *33* устанавливались противовес *35* для уравновешивания системы управления РВ и рычаги *29*, *34* к тросам проводки управления РВ. На рис. 8.6, *д*: *28* — тросы к РВ; *11* — трос управления пальцем *31* замка *32*.

Отличие конструкции колонки управления, показанной на рис. 8.5, *е*, от конструкции, показанной на рис. 8.5, *ж*, состоит только в том, что здесь на валу *11* вместо двух двуплечих рычагов *13* находится один рычаг *12*, от которого дальше идут элементы проводки управления к РВ.

На рис. 8.6, *в* показана одна из двух колонок управления самолета Ил-76, состоящая из вертикальной трубы *3*, головки *2* и нижнего колена *21*. Внутри головки *2* и нижнего колена *21* на осях установлены звездочки *20*, соединенные цепной и тросовой передачами *15* между собой. При вращении штурвала *1* на оси головки это вращение передается через звездочки на вал управления элеронами *18* с помощью кардана *16*, центр которого совпадает с осью вращения колонки *О—О*. Колонка вращается относительно кронштейнов *17* под полом кабины летчиков. К рычагу *19* на нижнем колене присоединена тяга проводки управления РВ.

В рассмотренных выше конструкциях колонки управления размещались вертикально между ног летчика. На рис. 8.6, *г* показана одна из двух колонок штурвального управления самолета Ил-62, где штурвалы *1* закреплены на горизонтальных трубах *25* колонок, выходящих в кабину через приборную доску. Благодаря этому пространство под горизонтальными трубами и штурвалами полностью освобождается для ног летчиков. Горизонтальные трубы соединены за приборной доской с помощью карданов *24* с вертикальными трубами *3*, уходящими под пол кабины к проводке управления. В головке внутри трубы *3* установлена на оси звездочка с цепной передачей с приводом от кардана *24* и далее троса *23* к управлению элеронами. На основании колонки установлен кронштейн *22*, к которому крепится тяга управления РВ.

Штурвальное управление на самолетах с экипажем из двух летчиков дублировано и состоит из двух одинаковых по конструкции колонок управления, связанных между собой тягами (см. рис. 8.6, *е* и далее рис. 8.17, *а*). Так, на колонке управления левого летчика (см. рис. 8.6, *а*) нижняя проушина рычага *6* управления элеронами связана тягой с таким же рычагом на колонке управления правого летчика (см. тягу *42* на рис. 8.6, *е*), а рычаги *7* управления РВ связаны кинематически с помощью тяг *38*, *40* и качалок *39* с проводкой управления к РВ. На этом же рисунке показаны педали ножного управления *41* обоих летчиков и их связь с проводкой к РН.

При наличии отдельных проводок к рулям от каждой из колонок управления они соединяются между собой разрушаемыми перемычками, чтобы можно было при необходимости от любой одной колонки управлять рулями. Такое резервирование повышает надежность управления самолетом. При заклинивании любой из параллельных проводок управления можно разрушить перемычку (например, с помощью пиромеханизмов), отсоединить этим самым неисправную часть проводки и дальше управлять самолетом только через исправную ее часть. Сочетание резервирования проводок управления с использованием механизмов их разъединения позволяет

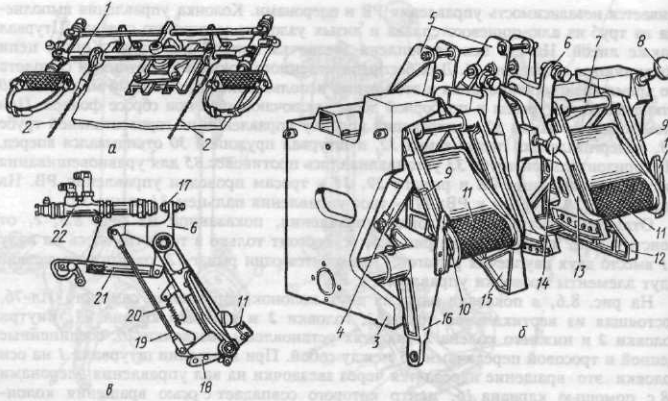


Рис. 8.7. Конструкция постов ножного управления с педалями на параллелограммном механизме и с качающимися педалями

сохранять возможность пилотирования даже при отказах типа заклинивания или разрушения элементов в какой-либо части системы управления.

8.3.2. Командные посты ножного управления представляют собой различные механизмы (см. рис. 8.4, *а*, 8.7, 8.8), используемые для установки педалей управления РН. Различают педали, устанавливаемые на рычажно-параллелограммном механизме, качающиеся педали с верхней и нижней осями вращения, скользящие педали.

Педали на рычажно-параллелограммном механизме показаны на рис. 8.4, *а* и 8.7, *а*. Механизм (см. рис. 8.4, *а*) состоит из трубчатого рычага *12* и тяги *8*, закрепленных посередине на вертикальной оси в кронштейне *10* крепления механизма педалей к полу кабины *11*. На нижнем конце оси находится рычаг *9* управления РН. Каретки педалей *13* с педалями *15* (*18*) и замками регулировки педалей по росту летчика *14*, установленные на болтах на концах рычага *12* и тяги *8*, образуют вместе с ними параллелограммный механизм. Это обеспечивает поступательное движение педалей (без их разворота) при управлении РН*.

Механизм, приведенный на рис. 8.7, *а*, принципиально не отличается от описанного выше. Однако вместо рычага *9* и тяги *5* (см. рис. 8.4, *а*) жесткой проводки управления к РН здесь (см. рис. 8.7, *а*) используется тросовая проводка с закреплением концов тросов *2* на трубчатом рычаге *1*.

Посты ножного управления с качающимися педалями с верхней и нижней осями вращения показаны на рис. 8.7, *б* и 8.8.

*Читателю предлагается убедиться в этом, изобразив схему параллелограммного механизма с каретками педалей при нейтральном и отклоненном положениях педалей.

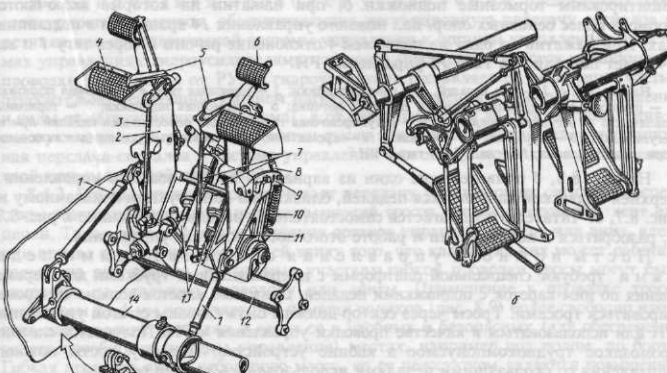


Рис. 8.8. Конструкция постов ножного управления с качающимися педалями с верхней и нижней осями вращения

Пост с верхней осью *7* вращения механизма педалей (см. рис. 8.7, *б*) со смонтированными на оси подвесками *9* педалей *11* устанавливается на литых опорах *3, 5, 12, 15* пульта, закрепленных на полу кабины. Подвеска педалей *9* состоит из двух штампованных дюралевых поводков, соединенных в верхней части осью *7*, а в нижней части — трубой с шарнирно установленной на ней литой педалью *11*. *Подвески с педалями свободно вращаются вокруг оси 7 на подшипниках в поводках.* Внутри нижней трубы смонтирован стопорный механизм с рукояткой *10*, соединяющий подвеску *9* с одним из шести отверстий в секторной качалке *13*. Это обеспечивает регулировку педалей под рост летчика и преобразование отклонений педалей в поворот вертикального рычага трехплечей качалки *16* управления РН. Трехплечая качалка *16*, закрепленная шарнирно на опорах *3* и *12*, при отклонении педалей *11* поворачивается, так как на два ее рычага через тяги *4* передаются усилия от верхних концов секторных качалок *13*, связанных с подвесками педалей *9*. На каждой педали *11* имеется рычаг *18*, отлитый за одно целое с нею и соединенный тягой *19* (см. рис. 8.7, *в*) с рычагом трехплечей качалки *6*. При нажатии ногой на верхнюю часть педали качалка *6* повернется и надавит роликом *17* на редукционный клапан *22* включения тормозной системы колес основных опор. Стояночный тормоз включается оттягиванием кнопки *8* на себя. Тормозная скоба *21* является элементом системы торможения самолета на стоянке. На рис. 8.7: *14* — кнопка; *20* — пружина.

Пост с нижней осью вращения педалей, расположенной внизу под полом кабины экипажа, показан на рис. 8.8, *а*. Педали выполнены из электронного литья и имеют регулировку по росту летчика. Каждая пара педалей (обоих летчиков) состоит из двух качающихся подножек *4*, установленных на кронштейне *12*. Они связаны друг с другом посредством тяг *1* и вала ножного управления *14*. На каждой подножке

смонтированы тормозные подножки *б*, при нажатии на которые включаются тормоза колес основных опор. Вал ножного управления *14* вращается в подшипниках. При нажатии на одну из подножек *4* отклонение рычага *2* через тягу *1* и вал *14* будет передано на тягу *15* управления РН.

На рис. 8.8, *а*: *1* — тяга педалей, *2* — рычаг подножки; *3* — тормозная тяга; *4* — основная подножка; *5* — рукоятка регулирования педалей под рост летчика; *6* — тормозная подножка; *7* — тормозные клапаны; *8* — регулировочная тяга; *9* — регулировочная гребенка для перестановки педалей при их регулировке; *10* — пружина; *11* — качалка; *12* — кронштейн; *13* — нажимные ролики для включения тормозных клапанов; *14* — вал; *15* — тяга к РН.

На рис. 8.8, *б* приведен еще один из вариантов постов ножного управления с верхней подвеской качающихся педалей, близкий по конструкции показанному на рис. 8.7, *б*. Читателю предлагается самостоятельно, используя описание к рис. 8.7, *б*, разобраться в конструкции и работе этого поста ножного управления.

Посты ножного управления со скользящими педалями требуют специальной платформы с направляющими трубками для перемещения по ним кареток с подножками педалей. Движение кареток должно синхронизироваться тросами. Тросы через сектор должны быть связаны с тягой управления РН или использоваться в качестве проводки управления к РН. Получается сложное громоздкое труднокомпонуемое в кабине устройство. Поэтому посты ножного управления со скользящими педалями использовались крайне редко.

§ 8.4. ПРОВОДКА УПРАВЛЕНИЯ

8.4.1. Общая характеристика. Основные понятия. Передача управляющих сигналов от летчика или автоматической системы управления к элементам системы управления и, в конечном счете, к органам управления самолета производится с помощью механической или электрической проводки управления.

Электрическая проводка управления представляет собой совокупность источников питания, электропроводки, коммутационных и других устройств, обеспечивающих передачу управляющих сигналов от летчика или автоматической системы управления к органам управления. Ранее такая проводка достаточно широко применялась для управления триммерами и включения электромеханизмов различных агрегатов автоматики. Сейчас ее начинают применять в системе электродистанционного управления органами управления самолета. Это объясняется насыщением системы управления элементами автоматики и вычислительной техники, использующими в своей работе электрические сигналы; возрастанием требований к точностным характеристикам управляющих сигналов, которые все труднее и труднее обеспечивать с помощью механических передач; повышением надежности работы систем электродистанционного управления; сравнительно бо́льшим простором при выборе компоновочных решений при прокладке коммутационных сетей проводки и т.д. Однако при отказе основной электродистанционной системы управления на этих самолетах в качестве резервного (аварийного) канала управления используется механическая проводка управления, хотя и приходится оговаривать при этом те режимы полета, на которых характеристики механической системы не могут обеспечить приемлемых характеристик устойчивости и управляемости [27].

Хорошо зарекомендовала себя электродистанционная система управления (ЭДСУ) на высокоманевренных неустойчивых (с отрицательным запасом устойчивости) самолетах (например, на самолетах МиГ-29 и Су-27, где для повышения безопасности полетов эта система многократно резервирована) и на таком тяжелом транспортном самолете, как Ан-124 с малым запасом устойчивости.

Механическая проводка управления представляет собой совокупность элементов, обеспечивающих дистанционную передачу сигналов от летчика или автоматической системы управления к органам управления. В системах управления с гидроусилителями мощности (бустерами) участок механической проводки управления от РУ до гидроусилителя составляет ее несиловую часть с относительно небольшим уровнем нагрузок (силы трения в проводке управления и силы от загрузочного механизма), а от гидроусилителя до органа управления — силовую часть с нагрузками в десятки тысяч ньютонов. Механическая дистанционная передача сигналов в системе управления может осуществляться гибкой, жесткой или смешанной проводкой.

8.4.2. Гибкая проводка обеспечивает передачу управляющих сигналов посредством возвратно-поступательных перемещений тросов, стальных проволок, лент или цепей. Такая проводка для отклонения органов управления вверх или вниз, влево или вправо состоит из двух ветвей ввиду того, что каждая из них может работать только на растяжение. На прямых участках гибкой проводки тросы могут быть заменены на стальную проволоку или ленты. Применение в проводке тросов диаметром 2...4 мм позволяет при помощи роликов (рис. 8.9) более свободно изменять направление проводки и вести ее в удобных и безопасных (для обеспечения работоспособности системы управления) местах, например под полом, по борту. Гибкая проводка имеет небольшую массу, но ее недостатком являются повышенное трение и износ в местах перегиба тросов и их вытяжка в процессе эксплуатации, несмотря на то, что тросы предварительно перед их установкой вытягивают под нагрузкой до 60 % от разрушающей нагрузки. Повышенный износ и вытяжка тросов требуют их частого осмотра и регулировки. Концы тросов заделываются в специальные наконечники. Раньше в этих целях использовались специальные коуши (см. рис. 8.9, *г*) — наконечники *6* с петлей *7*, внутрь которой для предохранения от истирания тросов вставляется металлическая прокладка *8*. Регулировка

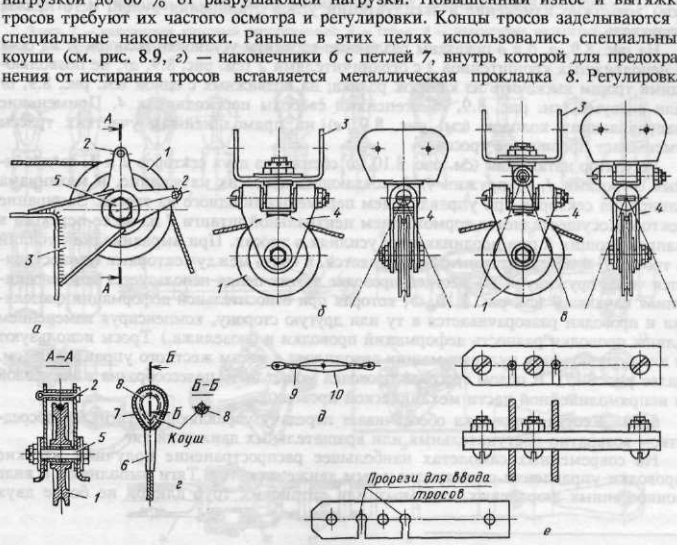


Рис. 8.9. Элементы тросовой проводки управления

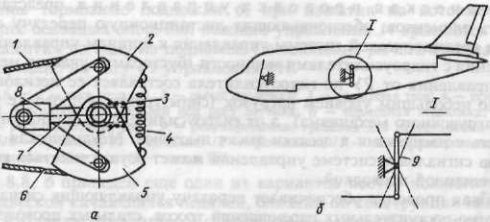


Рис. 8.10. Регулятор натяжения тросов. Компенсационная качалка

натяжения тросов осуществляется специальными тандерами (см. рис. 8.9, *д*) — муфтами *10* с правой и левой внутренней нарезками на концах, куда вворачиваются наконечники тросов *9*. Это позволяет при проворачивании муфты *10* в одну сторону увеличивать натяжение тросов, а при повороте муфты в противоположную сторону — уменьшать. Для компенсации относительных линейных деформаций конструкции самолета и проводки из-за изменения температуры, действия нагрузок и избыточного давления* в гибкой проводке устанавливают специальные регуляторы натяжения тросов (рис. 8.10, *а*). Без применения таких устройств (компенсаторов) возможно изменение в эксплуатации углов отклонения рулей, чего нельзя допускать.

На рис. 8.9, *а*, *б* и *в* показаны различные варианты установки роликов *1*: на осях *5* неподвижных кронштейнов *3* с ограничителями *2* (см. рис. 8.9, *а*), не позволяющими тросам выскочить из канавок ролика; на подвижных с одной (см. рис. 8.9, *б*) или с двумя (см. рис. 8.9, *в*) степенями свободы переходниках *4*. Применение направляющих колодок (см. рис. 8.9, *е*) на прямолинейных участках трассы уменьшает провисание тросов.

Регулятор натяжения (см. рис. 8.10, *а*) состоит из двух секторов *2* и *5*, соединенных с тросами *1*, *6*, пружин *4*, *3*, создающих в тросах натяжение, и механизма запирания секторов при управляющем перемещении одного из тросов. Запирание секторов осуществляется торможением центральной штанги *7* из-за ее перекоса в направляющих *8* при неодинаковых усилиях в тросах. При выравнивании усилий в тросах *1*, *6* перекос штанги *7* устраняется, и связь между секторами осуществляется через пружину *4*. (В жесткой проводке в этих целях используется компенсационная качалка *9* (см. рис. 8.10, *б*), которая при относительной деформации фюзеляжа и проводки разворачивается в ту или другую сторону, компенсируя изменением длины проводки разность деформаций проводки и фюзеляжа.) Тросы используют и для подключения рулевых машин автопилота к тягам жесткого управления (см. далее рис. 8.17). В целом тросовая проводка может быть целесообразна в несиловой и непрямолинейной части механической проводки.

8.4.3. Жесткая проводка обеспечивает передачу управляющих сигналов посредством возвратно-поступательных или вращательных движений тяг.

На современных самолетах наибольшее распространение получили жесткие проводки управления с поступательным движением тяг. Тяги выполняют в виде тонкостенных дюралевых, стальных или титановых труб длиной не более двух

*Изменение длины фюзеляжа тяжелых самолетов под действием этих факторов может достигать 100 мм и более.

метров (из условия обеспечения устойчивости труб при сжатии) с наконечниками на концах. Наконечники служат для присоединения тяг друг к другу, к качалкам и к другим агрегатам системы управления (к рулевым приводам, к рычагам на постах ручного и ножного управления и к кронштейнам на органах управления). На рис. 8.11, *а...е, и, н* показаны конструктивные варианты заделки концов тяг в наконечники, типы наконечников и шарниров, используемых длительное время в самолетостроении (до введения последнего ОСТ 1 12791—77 на трубы тяг управления). Наконечники тяг могут быть регулируемыми для изменения длин отдельных участков проводки, что упрощает регулировку всей проводки управления, и нерегулируемыми (фиксированными). В регулируемых наконечниках (см. рис. 8.11, *в, г, е*) ушковые *1* или вильчатые *4* болты ввертываются в стаканы *2* на нужную глубину и контрятся гайкой *3*. Стаканы *2* устанавливаются внутри тяг на резьбе и контрятся болтами. В нерегулируемых наконечниках ушковые *1* (см. рис. 8.11, *а, б*) или вильчатые *4*(см. рис. 8.11, *д*) наконечники стаканами *2* фиксируются внутри трубы либо сваркой, либо болтами.

На рис. 8.11, *м* приведен один из вариантов наконечников тяг с двойной проушиной *14*, выполненных уже в соответствии с указанным выше ОСТом на трубы тяг управления. Здесь в обжатом конце тяги сделана внутренняя резьба, в которую и ввертывается наконечник *14*, но уже без всяких промежуточных стаканов *2*, как это было в тягах (см. рис. 8.11, *а...е*). Одна (обычно внутренняя *12*) проушина такого наконечника используется для соединения тяги с поддерживающей качалкой (см. поз. *9* на рис. 8.26), а внешняя *13* — для соединения тяг между собой. На рис. 8.11, *ж* показан еще один из вариантов тяги, выполненной по новому ОСТу.

Здесь *1* — наконечник ушковый регулируемый; *3* — гайка; *4* — наконечник вильчатый нерегулируемый; *5* — труба; *6* — шайба; *7* — проволока (контровка).

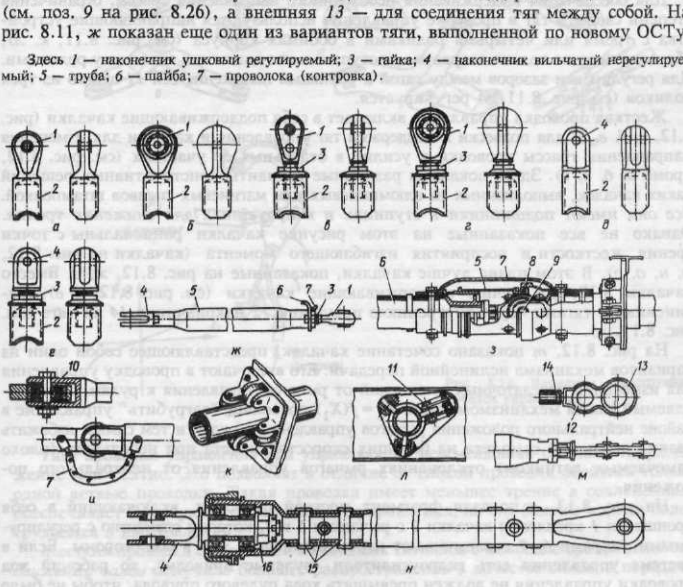


Рис. 8.11. Элементы жесткой проводки управления с помощью тяг

На рис. 8.11, *н* показана тяга с вильчатым наконечником *4*, закрепленным в головке тяги на двух шариковых подшипниках для образования карданного соединения. Головка *16* соединена с тягой болтами *15*.

Еще один из вариантов соединения тяг показан на рис. 8.11, *и*. Здесь *7* — гибкая перемычка металлизации, которыми должны быть соединены все элементы проводки управления между собой и с элементами конструкции планера для устранения разрядов статического электричества. В этом соединении использован сферический подшипник *10*. Однако законцовки тяг в этом случае не соответствуют ныне действующему ОСТу (сравните рис. 8.11, *и* и 8.11, *ж*).

На рис. 8.11, *з* показано регулируемое соединение тяг управления, когда для повышения надежности тяг управления тяги выполняются из наружных *5* и внутренних *6* труб. Соединение внутренних труб с ушковыми и вильчатыми наконечниками производится болтом *9*, а наружных труб — шлицевым соединением *8*. При разрушении любой из труб проводка не нарушается.

Для снижения трения в проводке управления *во всех соединениях тяг используют шарикоподшипники.* Возможность некоторого изменения трассы жесткой передачи, в том числе и из-за технологических и эксплуатационных перекосов (при деформациях частей планера), обеспечивается использованием специальных шарниров, а при больших перекосах — карданов (см. рис. 8.11, *н*) и сферических подшипников *10* (см. рис. 8.11, *и*).

Для обеспечения выдерживания необходимого направления трассы, ограничения степени свободы тяг в проводке управления используются направляющие устройства с тремя или четырьмя роликами в обоймах корпуса (см. рис. 8.11, *к, л*), обеспечивающие только возвратно-поступательное движение тяг между роликами. Для регулировки зазоров между тягой и роликами положение оси *11* одного из трех роликов (см. рис. 8.11, *л*) регулируется.

Жесткая проводка управления включает в себя поддерживающие качалки (рис. 8.12, *а, б, в, с*) для подвески и поддержки тяг управления и качалки для изменения направления трассы проводки и усилий в отдельных ее участках (см. рис. 8.12, кроме *а, б, в, с*). Здесь показаны различные варианты конструктивных решений таких качалок, выполненных из алюминиевых или магниевых сплавов штамповкой. Все они имеют подшипники в ступицах и в проушинах для снижения трения. Однако не все показанные на этом рисунке качалки рациональны с точки зрения жесткости и восприятия изгибающего момента (качалки на рис. 8.12, *м, н, о, р*). В этом плане лучше качалки, показанные на рис. 8.12, *ж, з*. Вместо качалки 8.12, *б, с* лучше поддерживающие качалки (см. рис. 8.12, *а, в*), соединенные с тягами через внутреннюю проушину *12* наконечника *14* на тяге (см. рис. 8.11, *м*).

На рис. 8.12, *т* показано сочетание качалок, представляющее собой один из вариантов механизма нелинейной передачи. Его включают в проводку управления для изменения передаточных отношений от рычагов управления к рулям. Осуществляемый таким механизмом закон $X_2 = f(X_1)$ позволяет "загрубить" управление в районе нейтрального положения рычагов управления и рулей и тем самым избежать резких эволюций самолета на больших скоростях полета при небольших (плохо замечаемых летчиком) отклонениях рычагов управления от нейтрального положения.

На рис. 8.13, *а* показан фрагмент жесткой проводки, включающий в себя кронштейн *1* крепления качалки *2* с рычагами *5* и *8*, которые совместно с регулируемыми упорами *6, 7* ограничивают перемещение тяг *3, 4* в обе стороны. Если в системе управления есть гидроусилители (рулевые приводы), то рабочий ход проводки управления не должен превышать хода рулевого привода, чтобы не было удара поршня рулевого привода о его донышко.

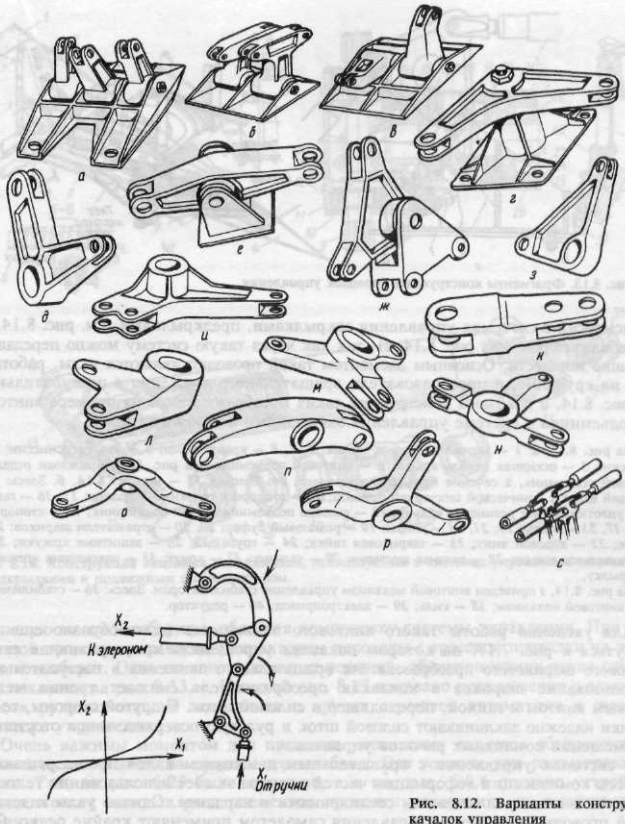


Рис. 8.12. Варианты конструкций качалок управления

Тяги проводки управления при управляющих перемещениях работают на растяжение или сжатие. Это позволяет в отличие от гибкой проводки обойтись только одной ветвью проводки. Такая проводка имеет меньшее трение в сочленениях, обеспечивает большую чувствительность управления, но она больше весит и более трудоемка в изготовлении.

Жесткая проводка с передачей командных сигналов с помощью *вращательного движения валов* получила бо́льшее распространение в качестве силовой передачи



Рис. 8.13. Фрагменты конструкции проводок управления

трансмиссий в системах управления закрылками, предкрылками (см. рис. 8.14, *а*) и стабилизатором (см. рис. 8.14, *г*), так как через такую систему можно передавать большие мощности. Основным элементом такой проводки являются валы, работающие на кручение, и преобразователи вращательного движения в поступательное. На рис. 8.14, *а* показаны конструкции таких преобразователей на примере винтового подъемника в системе управления закрылками и стабилизатором.

На рис. 8.14, *а*: *1* — задний лонжерон крыла; *2, 7, 8* — кронштейны; *3* — вал трансмиссии; *4* — закрылок; *5* — откидная панель крыла; *6* — винтовой подъемник. На рис. 8.14, *в* показан отдельно винтовой подъемник, а сечение привода подъемника, его головка *13* — на рис. 8.14, *б*. Здесь: *9* — ведущий валик с конической шестерней привода; *10* — стопорное пружинное кольцо; *11, 16* — гайки; *12* — уплотнительное резиновое кольцо; *13* — головка подъемника; *14* — подшипник; *15* — стопорный винт; *17, 35* — болты; *18, 31, 34* — упоры; *19* — резиновый буфер; *20, 30* — отражатели шариков; *21* — шарик; *22* — ходовой винт; *23* — шариковая гайка; *24* — труба; *25, 26* — защитные кожухи; *27* — уплотнительное кольцо; *28* — ведомая шестерня; *29* — сальник; *32* — хомут; *33* — наконечник крепления к закрылку.

На рис. 8.14, *г* приведен винтовой механизм управления стабилизатором. Здесь: *36* — стабилизатор; *37* — винтовой механизм; *38* — киль; *39* — электропривод; *40* — редуктор.

Для уяснения работы такого винтового подъемника целесообразно еще раз вернуться к рис. 7.17, на котором показана упрощенная конструктивная схема винтового шарикового преобразователя вращательного движения в поступательное. Использование шариков в канавках преобразователей снижает трение между ходовым винтом и гайкой, переходящей в силовой шток. С другой стороны, те же шарики надежно заклинивают силовой шток и рулевую поверхность при отсутствии перемещений командных рычагов управления.

В системах управления с вращательным движением валов проще решаются вопросы компенсации деформации частей планера за счет использования телескопических валов со шлицевыми соединениями и карданов. Однако узлы и детали такой проводки в системах управления самолетом применяют крайне редко. Они сложны в изготовлении, требуют большого внимания в эксплуатации, их масса и потребные усилия на рычагах управления быстро растут с увеличением размерности самолета.

8.4.4. Смешанная проводка управления представляет собой комбинации, как правило, гибкой и жесткой проводок или комбинации поступательной и вращательной проводок управления. Применение комбинированных видов проводки, несмотря на ее усложнение при этом, оправдывается тем, что жесткая проводка с помощью тяг обеспечивает большую простоту эксплуатации и меньшее трение при многократных изменениях направления проводки, а гибкая тросовая проводка имеет

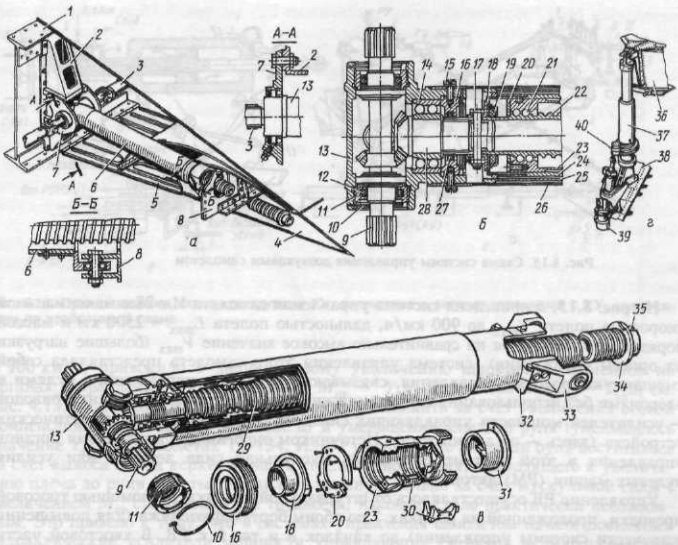


Рис. 8.14. Конструкция винтовых подъемников, используемых в системах управления закрылками, предкрылками и подвижным стабилизатором

меньшую массу и габариты, облегчая компоновку системы управления. При смешанной проводке управления характерны переходы с тросовой проводки на жесткую и наоборот. Одно из конструктивных решений, обеспечивающих такие переходы, показано на рис. 8.13, *б*. Ниже на рис. 8.17 показано подключение с помощью тросов рулевых машин автопилота и других агрегатов автоматики к жесткой проводке управления.

Очень важным моментом для проводки управления является обеспечение ее герметического вывода за пределы гермокабины. Эти вопросы уже рассматривались выше. Так, на рис. 6.25 было показано, а в подразд. 6,8.6 описано устройство герметических выводов ряда элементов проводки управления из герметической кабины.

§ 8.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТАМИ С ДОЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА

8.5.1. Простейшие системы управления. Схема простейшей системы управления самолетом, состоящей из рычагов управления, органов управления и механической проводки, рассматривалась в § 8.1. На рис. 8.1 были схематически показаны элементы такой системы на самолете с небольшой дозвуковой скоростью и дальностью полета.

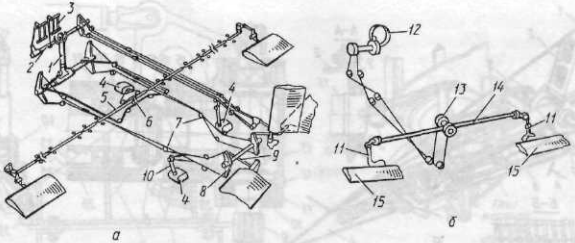


Рис. 8.15. Схема системы управления дозвуковым самолетом

На рис. 8.15, *а* приведена система управления самолета Ил-28 с максимальной скоростью полета V_{max} до 900 км/ч, дальностью полета L_{max} = 2500 км и массой порядка 20 т. Несмотря на сравнительно высокое значение V_{max} (большие нагрузки на органы управления), система управления этого самолета представляла собой смешанную проводку управления, связывающую рычаги управления с рулями и элеронами без использования гидравлических или электромеханических приводов — усилителей мощности управляющих сигналов от летчика или автоматических устройств (здесь — от автопилота). Источником энергии для отклонения органов управления в этой системе оставались мускульная сила летчика или усилия рулевых машин (РМ) автопилота.

Управление РВ осуществлялось от штурвальной колонки *1* с помощью тросовой проводки, проложенной на роликах *7* по обоим бортам фюзеляжа (для повышения живучести системы управления) до качалок *8* и тяг *9* к РВ. В хвостовой части фюзеляжа слева на борту была расположена рулевая машина *4* автопилота (АП), соединенная тросами *10* с проводкой управления РВ.

Управление элеронами осуществлялось от штурвала (детально конструкция этого штурвала показана на рис. 8.6, *д*) с помощью смешанной проводки управления: тросами на роликах от штурвальной колонки до заднего лонжерона центроплана и тягами в роликовых направляющих (см. рис. 8.11, *к*) вдоль крыла до элеронов. Передача движения от тросов на тяги обеспечивалась креплением тросов к центральной тяге *5* с помощью хомута *6*. Здесь же с помощью тросов к тяге *5* подключалась и РМ *4* управления элеронами от АП.

Управление РН осуществлялось от педалей *3*, которые через вал *2* под полом кабины летчика соединялись тросами в направляющих роликах по правому борту фюзеляжа с качалкой и тягой к РН в хвостовой части фюзеляжа. Здесь же к проводке управления подсоединялась и РМ *4* АП.

Триммеры РН и элеронов отклонялись с помощью электромеханизмов с электродистанционным управлением. Триммеры РВ *15* (см. рис. 8.15, *б*) управлялись из кабины штурвальчиком *12*, связанным тросовой проводкой с центральным механизмом *13* на заднем лонжероне стабилизатора, и далее валами *14* с винтовыми механизмами *11* триммеров РВ *15*. Автопилот обеспечивал стабилизацию самолета на задаваемых летчиком (штурманом) режимах полета и использовался при бомбометании.

8.5.2. Развитие систем управления самолетов с высокой дозвуковой скоростью полета. Развитие магистральных пассажирских и транспортных самолетов, сопровождавшееся увеличением их полезной нагрузки и взлетной массы при $V_{max} \approx$

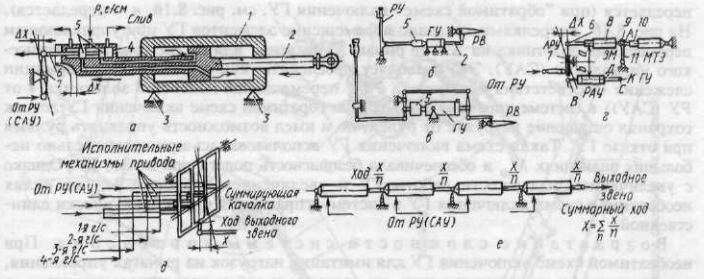


Рис. 8.16. Принципиальная схема конструкции ГУ. Автоматика в системе управления с ГУ, включенным по необратимой схеме

≈ 900 км/ч, приводило к значительному увеличению шарнирных моментов на органах управления $M_ш$. Значение $M_ш = Y_р a$ (для элеронов $M_ш = Y_эл a$, см. рис. 4.13, *а*) нельзя уже было существенно уменьшить за счет увеличения осевой компенсации (уменьшалось значение *а*) и уменьшения площади руля (уменьшалось значение $Y_р$). На самолетах Ту-134, Ил-62 уменьшение площади руля достигалось за счет выноса ГО на верхнюю часть стреловидного киля, приводящего к увеличению плеча до руля высоты. Управлять вручную только за счет мускульной силы с увеличением $M_ш$ становилось все труднее и, наконец, стало практически невозможным. Это привело к тому, что в системах управления самолетом начали появляться гидравлические усилители мощности управляющих сигналов — гидроусилители (ГУ). Внедрению ГУ в систему управления способствовала также необходимость улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета. Автоматизация системы управления в этих целях также потребовала использования гидравлических или электромеханических усилителей мощности.

Упрощенная схема ГУ* показана на рис. 8.16, *а*. ГУ состоит из силового цилиндра *1*, в одну из полостей которого в зависимости от положения поясков *5* управляющего золотника *4* подводится от гидросистемы через этот золотник гидросмесь с давлением порядка 21 МПа. Противоположная полость при этом сообщается с линией слива гидросмеси через корпус золотника *4* в гидробак. Шток *2* цилиндра ГУ непосредственно (или реже через тяги и качалки) соединен с рулем и, перемещаясь под давлением гидросмеси в цилиндре *1*, отклоняет руль. При давлении гидросмеси 21 МПа усилие на штоке ГУ достигает десятков кН**. Корпус цилиндра ГУ устанавливается на усиленных элементах конструкции *3* и передает нагрузки от руля на эти элементы, если ГУ включен в систему управления по необратимой схеме (см. рис. 8.16, *б*). Термин "по необратимой схеме" как раз и означает, что при такой схеме включения ГУ на рычаги управления нагрузка от рулей не

---

*Конструкции и работа гидравлических и электромеханических приводов изучаются в специальных курсах.

**Предполагается, что давление в гидросистемах перспективных самолетов будет значительно бо́льшим.

передается (при "обратимой схеме" включения ГУ, см. рис. 8.16, *в* — передается). На рис. 8.16, *а* стрелками показано перемещение элементов ГУ при управляющем перемещении золотника на ΔX от рычага управления или от системы автоматического управления (САУ). Это позволяет проследить, как осуществляется принцип слежения (соответствия хода штока *2* ГУ перемещению поясков *5* золотника *4* от РУ (САУ)) в системе управления с ГУ. При обратимой схеме включения ГУ летчик сохранял ощущение нагрузок от рулей, но и имел возможность управлять рулями при отказе ГУ. Такая схема включения ГУ использовалась при сравнительно небольших значениях $M_ш$ и обеспечивала безопасность полета при отказе ГУ. Однако с увеличением надежности работы ГУ и увеличением значений $M_ш$ на рулях необратимая схема включения ГУ в систему управления стала практически единственной.

Возрастание сложности системы управления. При необратимой схеме включения ГУ для имитации нагрузок на рычагах управления, возрастающих с увеличением угла отклонения рулей и скоростного напора q, в систему управления надо было вводить загрузочные механизмы (ЗМ) *8*, а для снятия этих нагрузок с рычагов управления при отклоненных рулях — механизмы триммерного эффекта (МТЭ) *10* (см. рис. 8.16, *г*). Здесь: *6* — тяга ЗМ; *9* — шарнирный узел между ЗМ, МТЭ и поддерживающей качалкой *11*.

При изменении режимов полета (изменении значений скоростного напора) надо изменять передаточные отношения от рычагов управления к рулям и загрузочным механизмам, вводя в систему управления автоматы регулировки управления (АРУ) и (или) автоматы регулировки загрузки (АРЗ) для изменения плеч a и b к ЗМ и ГУ (см. рис. 8.16, *г*, где функции АРУ *7* и АРЗ совмещены в одном агрегате). И, наконец, для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета в систему управления стали вводить демпферы, исполнительным механизмом которых являются рулевые (раздвижные) агрегаты управления (РАУ). Особенно важно это было для улучшения боковой устойчивости (для парирования короткопериодических боковых колебаний самолета).

Возрастание сложности систем управления самолетами определялось также и тем, что они (для обеспечения работы системы) обрастали множеством датчиков, вычислителей, электромеханизмов и других исполнительных механизмов, а также проводками, обеспечивающими их питание энергией. Многие из элементов системы управления надо было многократно резервировать для повышения ее надежности и повышения безопасности полетов, что также вело к усложнению системы управления.

К усложнению системы управления вело также использование: двойных комплектов рычагов управления; блокировок и разблокировок различными способами проводок управления от обоих летчиков к разделенным на секции рулям; управления каждой секцией несколькими ГУ, питающимися от различных энергосистем (см. рис. 8.18, *а, б, в*); проводки управления по обоим бортам фюзеляжа и др.

Реализация новых принципов резервирования [27], когда суммируются усилия резервируемых исполнительных механизмов привода (см. рис. 8.16, *д*), а не создаваемые каждым из них перемещения X/n (см. рис. 8.16, *е*) и производится пересиливание отказавшего механизма оставшимися исправными ("голосование большинством"), еще более повысила безопасность полета, сводя к крайне маловероятным (или практически невероятным) событиям возможность выхода из строя системы управления самолетом. Отсюда — оправданность усложнения систем управления на современных самолетах.

Система управления самолетом с высокой дозвуковой скоростью полета на примере системы управления самолетом Ту-134 представлена на рис. 8.17. Продольное, путевое и поперечное управление

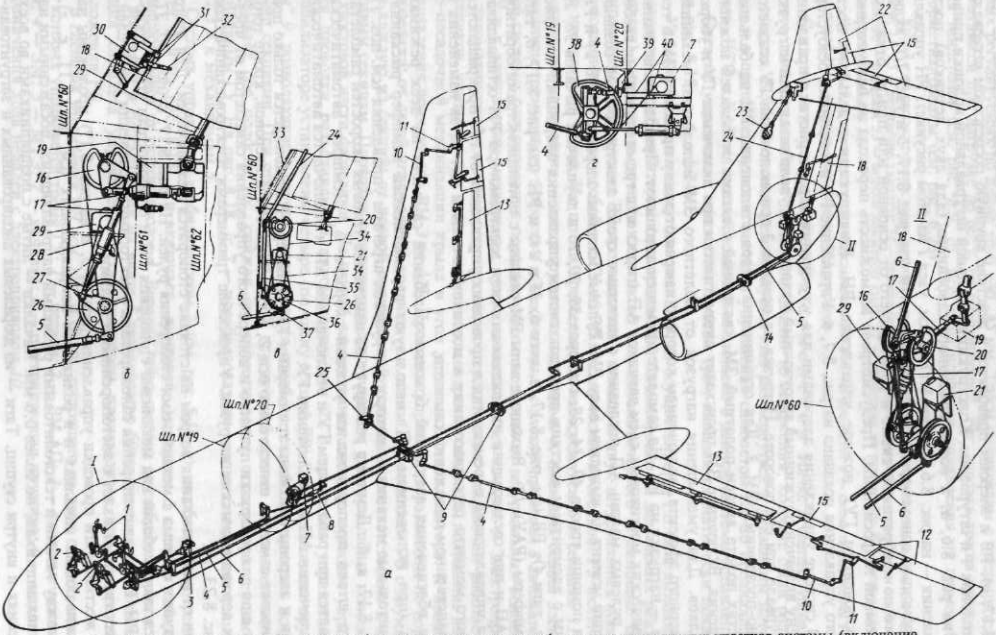


Рис. 8.17. Компоновочная схема системы управления самолетом с фрагментами отдельных участков системы (включение в проводку управления рулевых машин, демпферов)

самолетом осуществляется РВ *22*, РН *18*, элеронами *12* и интерцепторами *13* (см. рис. 8.17, *а*). РВ и элероны приводятся в действие вручную посредством штурвальных колонок *1* и штурвалов. Конструкция отдельной штурвальной колонки приведена на рис. 8.6, *а*, а всего командного сдвоенного (для двух летчиков) поста управления — на рис. 8.6, *е* и рис 8.17, *а* (см. узел *I* на этом рисунке). РН управляют с помощью однокамерного гидроусилителя *19* (см. рис. 8.17, *б* и узел *II*), включенного по необратимой схеме и работающего от основной или при ее отказе от автономной гидросистемы. Предусмотрена возможность перехода на безбустерное (с отключением ГУ) ножное управление РН. Конструкция отдельного поста ножного управления показана на рис. 8.7, *б*. Управление РВ и элеронами безбустерное. В системе управления элеронами для улучшения характеристик управления по крену включен пружинный загрузочный механизм *8*, увеличивающий нагрузку на штурвале при его повороте. Нагрузка на педалях *2* при включении ГУ создается взлетно-посадочным ЗМ *3*. Для ограничения углов отклонения РН на больших скоростях полета введен полетный ЗМ, связанный с тягами от педалей ножного управления. Включение ЗМ происходит автоматически при включении ГУ и уборке закрылков. Для уменьшения нагрузок от полетного ЗМ используют механизм триммерного эффекта, включением которого изменяют длину пружин в ЗМ и тем самым — нагрузку на РУ. На самолете применен автопилот. При рассогласовании электрических мостиковых схем датчиков АП (гироскоп с тремя степенями свободы) и рулевых машин АП последние с помощью своих электромоторов создают крутящий момент на выходном валу РМ. Рулевые машины: элеронов *7*, РВ *21* и РН *29* при помощи тросов *40*, *34*, *28*, секторов *38*, *20*, *16* и двуплечих рычагов *36*, *27* связаны с элементами жестких проводок систем управления элеронами (см. рис. 8.17, *г*, тяги *4*), РВ (см. рис. 8.17, *в*, тяги *6*, *35* и *24*) и РН (см. рис. 8.17, *б*, тяга *5* и демпферы (РАУ) *17*). Выходные валы РМ связаны с потенциометрами обратной связи АП и при согласовании их мостиковых схем электромоторы РМ останавливаются, а управляющие перемещения в проводках управления от РМ прекращаются до нового момента рассогласования в мостиковых схемах АП из-за изменения в пространственном положении самолета.

Для обеспечения затуханий боковых колебаний самолета на всех режимах полета (при включенном АП) используют двухканальный демпфер рыскания, исполнительные механизмы которого — рулевые агрегаты управления (см. поз. *17* на рис. 8.17, *а*, *б*). Демпфер реагирует на изменение угловых скоростей самолета, ход его штока пропорционален угловой скорости ω_y. Демпфер автоматически включается при работающем ГУ и отключенном АП и отключается автоматически при включении АП и выключении ГУ.

Рули и элероны снабжены триммерами *15*. Триммер РВ используется только при балансировке самолета относительно оси *Z*, а триммеры РН и элеронов, кроме того, служат еще для разгрузки путевого и поперечного управления самолетом от чрезмерных аэродинамических нагрузок. Управление триммерами электромеханическое (см. рис. 8.23, *е*).

Рули от разбалтывания ветром на стоянке стопорятся механически. Для этого используется система с механизмами стопорения рулей. На рис. 8.17, *б* (поз. *30*, *31*, *32*) представлен общий вид механизма стопорения РН и ограничители углов отклонения РН. Система стопорения сблокирована с секторами управления двигателей, что предотвращает взлет с застопоренными рулями.

Все жесткие тяги проводки управления (поз. *4*, *5*, *6* на рис. 8.17) проложены на поддерживающих качалках и в роликовых направляющих (см. рис. 8.11, *к*, *л*). Зазор между тягами и текстолитовыми роликами направляющих, посаженными на оси на подшипниках, не более 0,6 мм. Качалки — литые с подшипниками во всех сочленениях и внутри ступиц. Тяги — из дюралевых анодированных и загрунтован-

ных регулируемых по длине труб ⌀40...45 мм. Тросы оцинкованы с предварительной вытяжкой при нагрузке до 60 % от разрушающей. Регулировка тросов производится тандерами (см. рис. 8.9, *д*). Все виды проводки управления из гермокабины герметизированы (см. рис. 6.25).

Кроме уже рассмотренных выше позиций, на рис. 8.17 показаны: 9 — направляющие для тяг; 10 — тяги; 11, 25 — двуплечие качалки; 14 — гермовыводы; 23 — электромеханизм управления стабилизатором; 26 — барабан; 33 — задний лонжерон киля; 37 — проушина на рычаге 36; 39 — ролик для троса 40 от РМ к сектору 38.

На рис. 8.17, *б* приведена схема подключения РМ РН, на рис. 8.17, *в* — схема подключения РМ РВ, на рис. 8.17, *г* — схема подключения РМ элеронов.

Система управления самолетом Ил-86. В системе управления этого самолета наиболее полно воплощены те положения, которые были развиты в подразд. 8.5.2. Читателю рекомендуется еще раз вернуться к указанным материалам и в процессе изучения системы управления самолетом Ил-86 проанализировать, ЧТО и КАК из этих положений воплощено в данной системе управления.

Система управления самолетом по всем трем каналам схематически показана на рис. 8.18, *а, б, в* [24].

Управление по тангажу (см. рис. 8.18, *а*) осуществляется РВ (для выполнения маневров) и стабилизатором (для продольной балансировки на задаваемых режимах полета) с помощью ручного (летчиком) или автоматического (с помощью САУ) управления. Управление РВ производится с помощью двух штурвальных колонок *1*, соединенных между собой и с ГУ *10* РВ механической проводкой. ГУ включены по необратимой схеме. Их штоки присоединены непосредственно к секциям *11* РВ. В проводке управления — два загрузочных механизма *6*, имеющих общий электромеханизм триммерного эффекта *4* и механизмы *5* с электроприводом *8* автоматической системы регулирования передаточных отношений от штурвальных колонок к ГУ и к загрузочным механизмам путем изменения плеч качалок *5*. Электропривод *8* автоматической системы регулирования передаточных отношений работает от датчиков, учитывающих скоростной напор, центровку самолета, положение взлетно-посадочной механизации крыла и угол установки стабилизатора. К проводке управления подключена РМ *3* от АП. Проводки управления разнесены по бортам фюзеляжа: от левой штурвальной колонки — к левым двум секциям РВ с двумя ГУ на каждую из секций; от правой штурвальной колонки — соответственно к двум правым секциям. Проводки соединяются друг с другом у штурвальных колонок и в хвостовой части фюзеляжа. На случай заклинивания одной из проводок управления проводки разъединяются пиромеханизмами *2*. В проводках управления в стабилизаторе установлены четыре (по числу секций РВ) "развязывающие пружины" *9*, позволяющие в случае заклинивания одной из секций РВ управлять исправными секциями. При отказе одного из ГУ перепускной клапан внутри него закольцовывает обе полости ГУ, снижая его сопротивление отклонению секции РВ исправным ГУ. На рис. 8.18, *а*: *7* — преобразователи вращательного движения от МТЭ *4* к механизмам *5*.

Система управления стабилизатором *2* (см. рис. 8.18, *г*) подобна рассмотренным в гл. *5* и на рис. 8.14, *г* и включает винтовой механизм *3* с двумя гайками, вращающимися от гидроприводов *1*. Верхняя гайка связана со стабилизатором и при ее вращении и перемещении на винте *3* стабилизатор будет отклоняться. Стабилизация самолета управляемым стабилизатором производится при нейтральном положении РВ.

В *системе управления РН* (см. рис. 8.18, *б*), состоящего из двух секций, каждая из которых управляется тремя ГУ: *1* — педали; *2* — РМ АП; *3* — винтовые механизмы; *4* — ЗМ; *5* — МТЭ; *7* — качалка; *8* — центрирующая пружина; *9* — механизм ограничения хода педалей с электроприводом *10*.

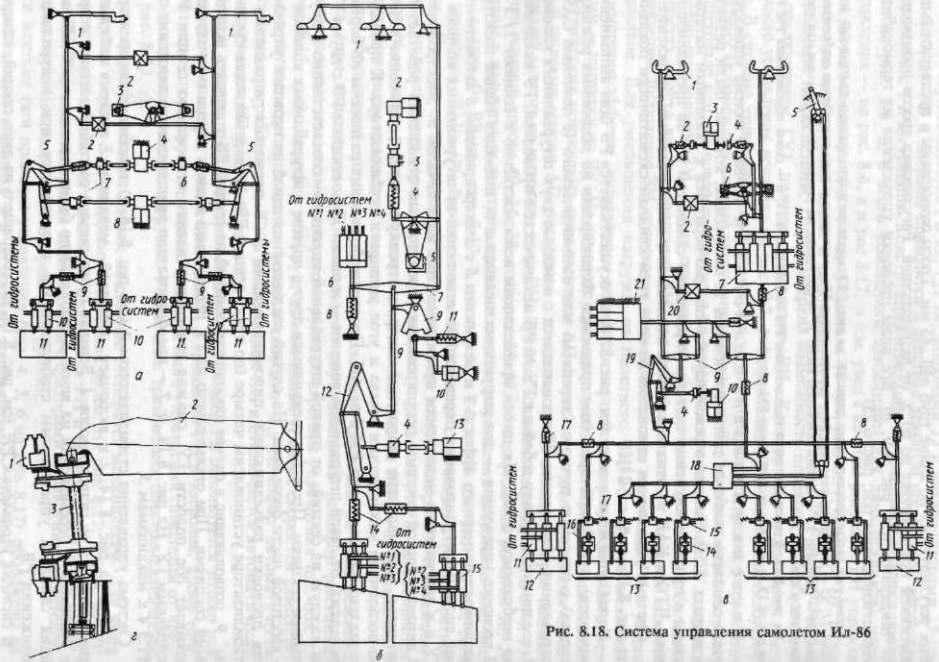


Рис. 8.18. Система управления самолетом Ил-86

В отличие от агрегатов, включенных в канал продольного управления, в систему управления РН включен еще демпфер рыскания *6* для улучшения боковой устойчивости самолета. Реагируя на изменение угловой скорости ω_y самолета, замечаемое специальным датчиком угловых скоростей (ДУС), демпфер своим гидроприводом управляет РН через ГУ *15*, отклоняя РН в сторону, парирующую отклонение самолета. Четыре модуля привода демпфера, как и три ГУ, включены в управление РН параллельно и резервируют исполнительные механизмы приводов управления РН по принципу суммирования усилий и "голосования большинством" (см. рис. 8.16, *д*), что вместе с развязывающими пружинами *14* в проводке управления вместо жестких тяг повышает надежность управления РН. На рис. 8.18, *б*: *11* — загрузочный механизм; *12* — механизм изменения передачи от педалей к РН с электроприводом *13*.

Управление по крену осуществляется с помощью элеронов и интерцепторов. Штурвалы *1* (см. рис. 8.18, *в*) обоих летчиков соединены между собой и с ГУ элеронов *12* и интерцепторов *13* механической проводкой. Штоки ГУ (по три на элерон и по одному ГУ *14* на интерцептор) крепятся непосредственно к секциям элеронов *12* и интерцепторов *13*. Для преодоления сил трения в проводке управления и в золотниках ГУ, а также для преодоления усилий развязывающих пружин *8* в проводку включен вспомогательный ГУ *7*. Внутренние секции интерцепторов (по три на каждом крыле) могут использоваться в качестве воздушных тормозов и гасителей подъемной силы на пробеге (см. подразд. 4.3.3) и управляться через смесительный механизм *18* как от штурвалов, так и от специального рычага *5*, установленного в кабине экипажа. К проводке управления подключен гидропривод демпфера крена *21* и РМ *6* АП. Демпфер служит для улучшения боковой устойчивости самолета. В остальном в системе управления по крену используются те же принципы, что и в системах управления по другим каналам.

На рис. 8.18, *в*: *2* — ЗМ; *3* — МТЭ; *4* — винтовые механизмы; *9* — дифференциальные качалки; *10* — электропривод механизма *19*; *11* — рулевые приводы; *15* — золотниковые устройства, управляющие ГУ *14* интерцепторов *13*; *16* — проводка; *17* — загрузочный механизм; *20* — пиромеханизмы разъединения проводок.

Управление элевонами. На самолетах без ГО, выполненных по схеме "бесхвостка", поперечное и продольное управление осуществляется при помощи элевонов, располагающихся на месте элеронов. На рис. 8.19 показана кинематическая схема управления элевонами от командного рычага управления в

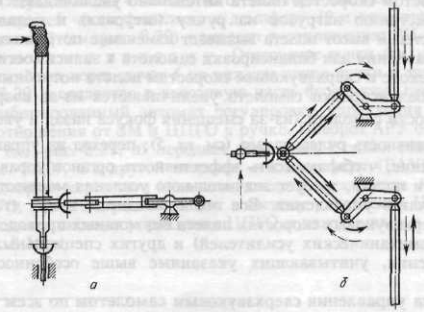


Рис. 8.19. Схема управления элевонами

виде ручки. При движении ручки вперед элевоны как РВ должны отклоняться на обеих консолях крыла вниз, а при движении ручки назад — вверх. При движении ручки вправо—влево элевоны отклоняются как элероны. На рис. 8.19 стрелками обозначена кинематическая схема отклонения звеньев проводки управления элевонами при отклонении ручки: сплошными линиями показано управление элевонами как РВ, а пунктиром — как элеронами (*а* — вид сбоку на ручку, *б* — вид в плане).

При использовании на самолете элеронов-закрылков, чтобы увеличить площадь крыла, занятую механизацией, и тем самым повысить ее эффективность, элерон-закрылок работает от ручки (штурвала) как элерон с обычной системой управления, а для зависания элеронов (использования их как закрылков) должны использоваться дополнительные кинематические звенья.

Дальнейшее развитие систем управления может быть связано с уменьшением запаса статической устойчивости самолета, обеспечивающим повышение его аэродинамического качества из-за снижения потерь на балансировку самолета и выигрыш в массе за счет снижения площади и массы ГО. Однако это потребует введения в систему управления автоматов продольной устойчивости. Представляет также интерес введение систем активного управления для перераспределения с помощью подвижных частей крыла воздушных нагрузок на крыле для уменьшения изгибающих моментов (см. рис. 4.16). Последнее может быть использовано для уменьшения массы крыла или увеличения перегрузок на маневре n_y.

Перспективен переход на электродистанционное насыщенное компьютерами с большой степенью резервирования управление с боковыми ручками управления вместо традиционных штурвальных колонок. Это позволит высвободить большой объем пространства в кабине экипажа и под полом, занимаемого обычно механическими агрегатами, получить более высокие точностные характеристики при передаче управляющих сигналов, повысить еще более надежность системы управления и безопасность полета.

§ 8.6. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫМИ САМОЛЕТАМИ

8.6.1. Особенности управления сверхзвуковыми самолетами обусловлены тем, что с ростом скоростей полета интенсивно увеличиваются значения $M_{ш}$, приводя к возрастанию нагрузок на ручку (штурвал) и педали; возрастание диапазона скоростей и высот полета вызывает изменение потребных углов отклонений органов управления для балансировки самолета в зависимости от скоростного напора; при переходе к сверхзвуковым скоростям полета потребные углы отклонения рулей для балансировки самолета увеличиваются из-за возрастания статической устойчивости самолета (из-за смещения фокуса назад и увеличения $|\bar{x}_T - \bar{x}_F|$), а эффективность рулей падает (см. гл. 5); переход на управляемое цельноповоротное оперение, чтобы повысить эффективность органов управления на сверхзвуковой скорости полета, требует значительного усиления мощности управляющих сигналов от рычагов управления. Все это приводит к тому, что эксплуатация самолетов на сверхзвуковых скоростях полета без мощных приводов (гидравлических или электромеханических усилителей) и других специальных механизмов в системе управления, учитывающих указанные выше особенности, становится невозможной.

8.6.2. Система управления сверхзвуковым самолетом по всем трем каналам с командными постами управления в кабине, подобными рассмотренным на рис. 8.4,

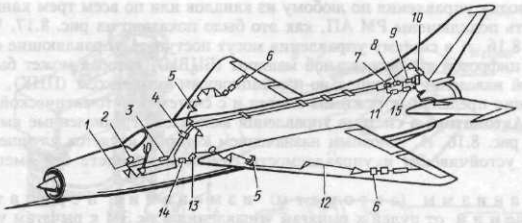


Рис. 8.20. Схема управления сверхзвуковым самолетом

показана на рис. 8.20. Для пояснений отдельных фрагментов системы управления используются уже разобранные выше конструкции (рисунки)*.

Управление по крену. При отклонении ручки *1* влево или вправо движение ручки через рычаг *7* (см. рис. 8.4), тягу *17*, качалку *19* и тягу *2* передается через ЗМ *14* (см. рис. 8.20) на центральный узел *13* раздачи управления к элеронам на правую и левую консоли крыла. Далее это движение передается через механизмы нелинейной передачи *5* (механизм показан отдельно на рис. 8.12, *т*), тяги и качалки *12* к золотникам ГУ *6*. Перемещение влево от нейтрального положения штока золотника *4* с поясками *5* ГУ *1* (см. рис. 8.16, *а*), перекрывающих до этого доступ гидросмеси из линии нагнетания в полости цилиндра ГУ, сообщит с этой линией теперь правую полость ГУ. Шток *2* ГУ вместе с корпусом золотника *4* начнет двигаться влево, отклоняя элерон. В это же время гидросмесь из левой полости ГУ через корпус золотника будет стравливаться через линию слива в гидробак. При остановке ручки *1* остановится и шток *6* золотника, а сам корпус золотника *4* будет продолжать двигаться, пока пояски *5* золотника не перекроют каналы в корпусе *4* и не запрут гидросмесь в полостях золотника и ГУ — шток ГУ и элероны остановятся. Так реализуются управление элеронами от ГУ и принцип слежения в системе управления с ГУ.

Управление по курсу. Отклонение педалей *2* (см. рис. 8.20) или *15* (см. рис. 8.4, *а*) через рычаг *9*, связанный через ось *10* с параллелограммными механизмами *8*, *12*, *13* подвески педалей, передается на тягу *5* и далее через ЗМ *3* (см. рис 8.20), гермовыводы *4* на задней стенке гермокабины, тяги в направляющих роликах в верхней части фюзеляжа к демпферу *10* и кронштейну на РН. Так отклонение педалей *2* (см. рис. 8.20) приводит к отклонению РН.

Управление по тангажу. Отклонение ручки (см. рис. 8.4) управления *1* вперед или назад через рычаг *6* на нижнем конце ручки и тягу *3*, гермовыводы *4* (см. рис. 8.20) передается в хвостовую часть фюзеляжа, где в районе киля расположен комбинированный автомат регулировки управления для изменения передаточного отношения от ЗМ и ЦПГО к ручке. Поворот АРУ относительно оси его подвески *6* (см. рис. 8.21, *а*) передает движение, с одной стороны, к ЗМ *8* и МТЭ *9* (см. рис. 8.20), а с другой стороны — к демпферу (РАУ) *11* и к ГУ *15*, выходной вал которого через тяги и качалки соединен с хомутом *11* (см. рис. 5.16) на валу *10* ЦПГО. Все эти агрегаты входят в систему управления ЦПГО. Блок этих агрегатов, входящих в систему управления ЦПГО и находящихся в основании киля, показан на рис. 8.16, *г*.

*Читателю предлагается вернуться к описанию конструкции поста управления на рис. 8.4.

В проводку управления по любому из каналов или по всем трем каналам сразу могут быть подключены РМ АП, как это было показано на рис. 8.17. Через РАУ (см. рис. 8.16, *г*) в систему управления могут поступать управляющие сигналы от бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ), которая может быть связана с системой наведения и прицельно-навигационным комплексом (ПНК), с системой ограничения предельных режимов полета и с системой автоматической посадки.

8.6.3. Автоматика в системе управления включает перечисленные выше устройства (см. рис. 8.16, *г*), основным назначением которых является улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета в полете без вмешательства летчика.

Механизмы (автоматы) изменения передаточных отношений от рулей к рычагам управления и от ЗМ к рычагам управления могут быть выполнены в виде различных вариантов механизмов нелинейной передачи (см. рис. 8.12, *т*) или автоматов (рис. 8.21, *а*). Передаточное отношение $K_ш$ от рулей (элеронов) к рычагам управления характеризуется передаточным числом (коэффициентом передачи), равным $\delta_р/X_{р.у}$ (где $\delta_р$ — отклонение руля, рад; $X_{р.у}$ — линейное перемещение рычага управления, м). Значение $\delta_р/X_{р.у}$ может быть определено из равенства работы, совершаемой летчиком при отклонении рычага управления $PX_{р.у}$, работе при отклонении руля на угол $\delta_р$ ($M_ш\delta_р$):

$$PX_{р.у} = M_ш\delta_р, \tag{8.1}$$

откуда

$$\delta_р/X_{р.у} = P/M_ш. \tag{8.2}$$

В механизмах нелинейной передачи (МНП) можно получить малые значения $d\delta_р/dX_{р.у} = K_1 dX_2/dX_1$ (см. рис. 8.12, *т*) при небольших отклонениях руля и большие значения $d\delta_р/dX_{р.у}$ при больших отклонениях руля. Иными словами, одно и то же изменение в отклонении руля (элерона) в первом случае требует большого перемещения рычага управления и соответственно большего приложения силы к нему, во втором — малого. Изменение усилий летчик чувствует хорошо. Однако он хуже ощущает отклонение РУ, их перемещения, особенно вблизи нейтрального положения рулей, и достоинство МНП как раз и состоит в парировании этого недостатка летчика.

В вариантах конструктивного воплощения МНП (см. рис. 8.12, *т*), кроме качалок, могут быть также использованы зубчатые передачи в виде рейки *8* (см. рис. 8.21, *б*) на корпусе *11* и шестерни *9*, закрепленной на конце качалки *10*. Основным недостатком описанного МНП является то, что величина $d\delta_р/dX_{р.у}$ изменяется в зависимости не от режима полета, а от перемещения ручки. От этого недостатка освобождены автоматы изменения передаточных отношений или иначе — автоматы регулировки управления (см. схему АРУ на рис. 8.16, *г* и конструкцию АРУ на рис. 8.21, *а*), так как они реагируют не только на изменение режима полета — скоростного напора q и высоты полета H, но и на центровку самолета $x_т$. Возможна также корректировка с помощью АРУ передаточных отношений в зависимости от положения стабилизатора и взлетно-посадочной механизации. Конструкция АРУ, представленная на рис. 8.21, *а*, состоит из электромеханизма *1*, который включается по командам от датчиков q, H, $x_т$... (при рассогласовании электрической "мостиковой" схемы АРУ и соответствующего датчика) и перемещает шток *2*, связанный с потенциометром обратной связи *3*, до момента согласования сопротивлений в "мостиковой" схеме. Здесь *4* — втулка. При этом выключается электромеханизм *1*, и шток *2*, связанный одним концом с ЗМ *5*, а другим — с тягой *7* к РАУ, останавливается. При перемещении штока *2* изменяются плечи относи-

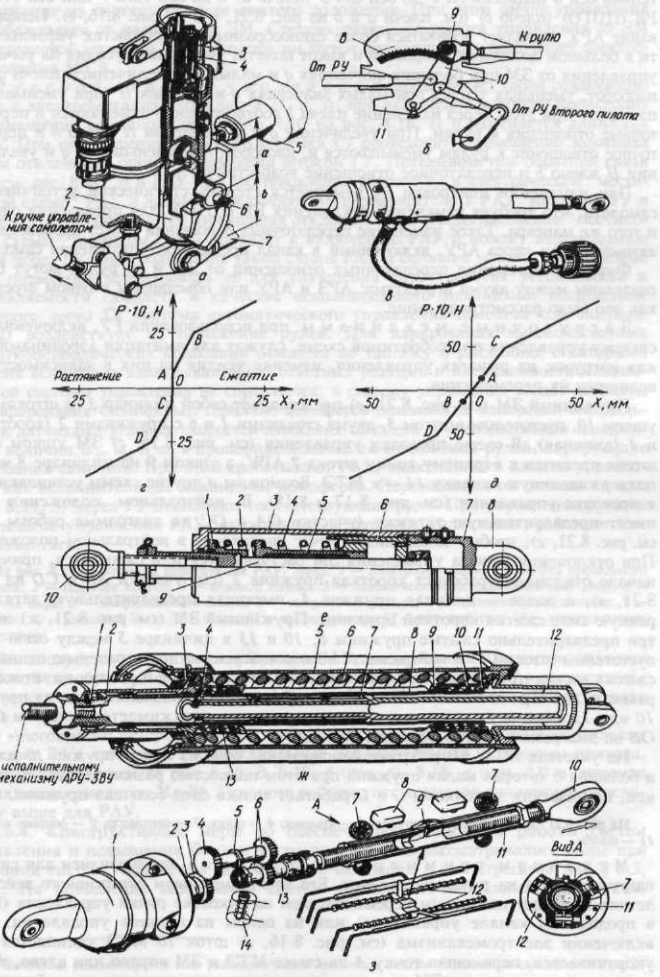


Рис. 8.21. Конструкция элементов автоматики систем управления современных самолетов

тельно оси *6* подвески АРУ до оси ЗМ *5* (плечо *а*) и до оси тяги *7* или оси РАУ к РВ (ЦПГО) (плечо *b*) (см. плечи *а* и *b* на рис. 8.21, *а* и на рис. 8.16, *г*). Использование АРУ позволяет добиваться более единообразных характеристик управляемости в большом диапазоне скоростей и высот полета, увеличивая усилия на рычагах управления от ЗМ при больших значениях q и малых H (увеличением плеча *а*) и, наоборот, уменьшая усилия при малых значениях q и больших H (при уменьшении плеча *а*). При этом через изменение плеча *b* соответственно изменяются и передаточные отношения к рулям. При увеличении q и уменьшении H плечо *b* и передаточное отношение к рулям уменьшаются и, наоборот, при уменьшении q и увеличении H плечо *b* и передаточное отношение возрастают.

При изменении центровки x_T изменяется степень статической устойчивости самолета, что требует изменения отклонения РВ (ЦПГО) для проведения одного и того же маневра. Такое изменение передаточных отношений может производиться автоматически через АРУ, включенный в канал продольного управления самолета.

Функции изменения передаточных отношений от ЗМ и от рулей могут быть разделены между двумя агрегатами: АРЗ и АРУ или объединены в одном агрегате, как это было рассмотрено выше.

Загрузочные механизмы при использовании ГУ, включенных в систему управления по необратимой схеме, служат для имитации аэродинамических нагрузок на рычагах управления, изменяя усилия на них в зависимости от величины их перемещения.

Пружинный ЗМ (см. рис. 8.21, *е*) представляет собой цилиндр *3* со штоком *9* с ушком *10*, пустотелым штоком *5*, двумя стаканами *1* и *6* с пружинами *2* (короткая) и *4* (длинная). В схеме проводки управления (см. рис. 8.16, *г*) ЗМ ушком *6* на штоке крепится к верхнему концу штока *7* АРУ, а ушком *9* на цилиндре *8* через поддерживающую качалку *11* — к МТЭ. Возможны и другие схемы установки ЗМ в проводке управления (см. рис. 8.17 и 8.18). В нейтральном положении ЗМ имеет предварительную затяжку (участки *OA* и *OC* на диаграмме работы ЗМ, см. рис. 8.21, *г*), чтобы "затяжелить" рычаг управления в нейтральном положении. При отклонении рычага управления ЗМ растягивается или сжимается, причем в начале отклонения работает короткая пружина *2* (см. участки *AB* и *CD* на рис. 8.21, *г*), а далее — длинная пружина *4*, имеющая предварительную затяжку, равную силе сжатия короткой пружины. Пружинный ЗМ (см. рис. 8.21, *ж*) имеет три предварительно сжатые пружины *6*, *10* и *13* в цилиндре *5* между осью *12* и пустотелым штоком *8*. В нейтральном положении усилия предварительно одинаково сжатых малых пружин *13* и *10* взаимно уравновешиваются и усилие на штоке ЗМ равно нулю. При движении штока *8* от нейтрального положения одна из пружин *10* или *13* начинает сжиматься, а другая в это время разжимается (участки *OA* и *OB* на диаграмме работы ЗМ, рис. 8.21, *д*).

На участках *AC* и *BD* работают одновременно одна из малых пружин *10* или *13* и большая *6* (вторая малая пружина при этом полностью разжимается). И, наконец, на участках за точками *C* и *D* работает только одна большая пружина.

На рис. 8.21, *ж*: *1* — винт; *2* — втулка; *3* — крышка; *4* — гайка; *7* — сепаратор; *9* — опорное кольцо; *11* — шайба.

Механизм триммерного эффекта предназначен для снятия нагрузок от ЗМ на рычаг управления. Его электромеханизм реверсивного действия летчик включает нажимным переключателем на рукоятке ручки управления (МТЭ в продольном канале управления) или на одном из пультов управления. При включении электромеханизма (см. рис. 8.16, *г*) шток *10* МТЭ удлиняется или укорачивается, перемещая точку *A* на стыке МТЭ и ЗМ вправо или влево, давая тем самым пружинам в ЗМ при полной его разгрузке вернуться в нейтральное

положение из растянутого или сжатого положения. При этом рычаг управления освобождается от нагрузок от ЗМ. Степень разгрузки рычага управления от ЗМ определяется летчиком и реализуется им путем периодических включений электромеханизма МТЭ.

Рулевой агрегат управления представляет собой раздвижную тягу и электромеханизм (см. рис. 8.21, *в*, *з*), при включении которого происходит перемещение выходного звена РАУ (*ДС* на рис. 8.16, *г*) и изменяется длина l_{BC} РАУ. При перемещении штока РАУ (точки *С*) происходит перемещение золотника ГУ и отклонение органа управления штоком ГУ. Потенциометры обратной связи *12* (см. рис. 8.21, *з*) в РАУ при восстановлении равновесия в электрической "мостиковой схеме" РАУ и датчика отключают электродвигатель *1* РАУ, золотник ГУ и его шток останавливаются, прекращая отклонять руль. Рассогласование "мостиковой схемы" датчиком снова приведет к включению РАУ и новому перемещению руля через ГУ. Быстродействие такой схемы РАУ и большие усилия, развиваемые ГУ, позволяют использовать ее для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета в качестве исполнительного механизма, посредством которого через ГУ система автоматического управления самолета (см. подразд. 8.6.2) воздействует на положение рулей. Для парирования высокочастотных короткопериодических колебаний самолета по тангажу и рысканию, с которыми летчик вследствие запаздывания его ответных реакций и инерционности механической системы управления не справляется, в систему управления вводят автоматы демпфирования (демпферы). Действие демпферов основано на измерении специальными датчиками угловых скоростей движения самолета и преобразовании измеренных величин ω_x, ω_y и ω_z в пропорциональные им отклонения рулей, парирующие колебания самолета. При этом срабатывают РАУ, включенные в каналы управления как исполнительные механизмы демпферов. Перемещения их штоков *11* (см. рис. 8,21, *з*) через ГУ отклоняют соответствующие рули. При управлении рулями от рычагов управления РАУ, включенные в проводку управления, работают как жесткие тяги.

На рис. 8.21, *з* показана конструкция РАУ. Здесь: *1* — электродвигатель; *2* — муфта предельного момента; *3* — ведущее колесо; *4* — ведомое колесо; *5* — механический незаклинивающий упор; *6* — зубчатая пара; *7* — направляющие штока; *8* — микровыключатели, ограничивающие ход штока; *9* — *кулачок*; *10* — *ушковый болт*; *11* — *шток*; *12* — *потенциометр*; *13* — ведущий вал; *14* — *электромагнитный стопор*.

Как следует из описания конструкции РАУ, его основным элементом является винтовой преобразователь вращательного движения от двигателя *1* в поступательное перемещение выходного штока *11*, принцип работы которого рассматривался выше.

В многократно резервированной автоматической бортовой системе управления функции РАУ выполняют многоканальные исполнительные механизмы привода, подобно показанным на рис. 8.16, *д*, 8.18, *б* (поз. *6*), 8.18, *в* (поз. *21*) в системах управления самолетом Ил-86. Принцип работы этих агрегатов аналогичен описанному выше для РАУ.

8.6.4. Конструктивные меры по обеспечению надежности работы систем управления и повышения безопасности полетов уже рассматривались выше при описании систем управления самолетами и входящих в них агрегатов (см. § 8.5, 8.6)*. На повышение надежности систем управления и безопасности полетов

*Читателю рекомендуется еще раз вернуться к описанию систем управления самолетами Ту-134 и Ил-86, сделав упор на рассмотрение конструктивных мер по повышению надежности этих систем и безопасности полетов.

работает и то, что в РАУ ход штоков в автоматическом режиме его работы ограничен и он меньше возможного перемещения РАУ как жесткой тяги в системе неавтоматического управления самолетом от рычагов управления для обеспечения возможности парирования отказов (заклинивания штоков) РАУ. Повышает надежность систем управления самолетом использование многоканальных исполнительных механизмов приводов. В конструкции ГУ для повышения надежности их работы используют многокамерные цилиндры, работающие на один общий выходной шток, с питанием от различных гидросистем; в ГУ используют более надежные в работе плоские золотники вместо поршеньковых; в цилиндрах ГУ устанавливают клапаны кольцевания, которые сообщают полости цилиндров между собой при отказе ГУ, чтобы уменьшить его сопротивление тем ГУ, которые остаются работоспособными. Мощность каждого из ГУ при их параллельном включении на один руль (секцию руля) выбирается такой, чтобы при отказе одного (двух) ГУ у работающего ГУ хватило мощности для отклонения руля. Повышению надежности и безопасности полетов способствует также и обеспечение прочности элементов проводки управления и предотвращение вибраций ее частей. Значение коэффициента безопасности f в расчетах на прочность элементов систем управления принято равным двум, что больше, чем для других агрегатов.

8.6.5. Расчетные величины сил, приложенных к рычагам управления, определяются нормами прочности и зависят от типа самолета. Эти силы ограничиваются пределами:

1270...2350 Н для ручки, штурвальной колонки при управлении РВ;

640...1270 Н для ручки, штурвала при управлении элеронами;

1760...2450 Н для педалей при управлении РН.

Величины сил $P^{э}$, прикладываемых летчиком к рычагам управления в эксплуатации, определяются величиной шарнирных моментов $M_{ш}$, углами отклонения рулей $\delta_{р}$ и перемещениями рычагов управления $X_{р.у}$:

$$P^{э} = M_{ш}^{э}\delta_{р}/X_{р.у}. \qquad (8.3)$$

Величина $\delta_{р}/X_{р.у}$ может быть определена при заданных схеме и размерах элементов проводки управления. Величина $M_{ш}^{э} = Y_{р}^{э}a$ определяется величиной $Y_{р}^{э}$ ($Y_{эл}^{э}$), достигаемой в эксплуатации (см. подразд. 4.4.5, рис. 4.13 и 4.15). Эта величина также задается нормами прочности. Значение $P^{э}$ не должно превосходить значение $P^{р}/f$.

§ 8.7. КОМПОНОВКА И КРЕПЛЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Здесь в дополнение к описанным выше рассматриваются некоторые варианты взаимного расположения, размещения и крепления различных элементов системы управления к силовым элементам каркаса планера.

На рис. 8.22, *а* показано положение рычагов и качалок при нейтральном положении ручки, которые везде с тягами составляют угол 90°. При таком их взаимном положении при симметричном отклонении ручки (педалей) достигается симметричное отклонение в обе стороны и рулей. Если это правило не соблюдать, а использовать дифференциальную качалку *1* (см. рис. 8.22, *б*), то симметричного отклонения рулей не будет. Такие качалки применяются в системе управления элеронами *2* для достижения их дифференциального отклонения (вверх на больший угол, вниз — на меньший). Это необходимо для того, чтобы уменьшить вероятность выхода той половины крыла, на которой элерон отклоняется вниз, на закритичес-

кие углы атаки, если угол атаки всего крыла и так уже был близок к критическому. Отклоняемый вниз элерон увеличивает угол атаки своей половины крыла. Кроме того, больший угол отклонения элерона вверх позволяет увеличить эффективность его действия при большой кривизне верхней поверхности крыла.

На рис. 8.23, *а* показан фрагмент конструкции жесткой проводки управления к РН от постов ножного управления обоих летчиков тягами *1*, *2* на выходную тягу *3* к РН через смесительный механизм, установленный на шпангоуте. Этот механизм состоит из трехплечей качалки *6*, двуплечей качалки *4* и переходного звена *5*, что позволяет изменять трассу проводки.

На рис. 8.23, *б* приведена конструкция узла с поддерживающими качалками для тяг проводки управления к РВ *7*, РН *8* и элеронам *9*, установленного на стыке верхней части усиленного шпангоута с панелью обшивки фюзеляжа.

На рис. 8.23, *в* показана конструкция участка тросовой проводки через ролики *10* с ограничителями для тросов *13*. Ролики закреплены на кронштейне *11*, установленном в фюзеляже на поперечной балочке *12*.

Для изменения трассы жесткой проводки управления используется конструктивное решение, показанное на рис. 8.23, *г*.

Здесь: *14* — пояс лонжерона; *18* — стенка лонжерона; *16* — качалка на кронштейне, установленном на стенке *18* лонжерона, связывающая тяги *15* и *17* проводки управления.

На рис. 8.23, *д* дан фрагмент компоновки РВ *20* с триммером *19* и некоторых элементов системы управления этими органами.

Здесь: *21* — фланец крепления вала РВ к рулю; *22* — карданный вал; *23* — рычаг; *24* — опора вала; *25* — качалка; *26* — валик; *28* — тросы проводки к триммеру; *29* — тяга к РВ; *27, 30* — корпуса механизма управления триммером; *31* — стабилизатор; *32* — тяги к триммеру; *33* — качалка; *34* — кронштейн навески РВ.

На рис. 8.23, *е* показан еще один из вариантов конструктивного решения управления триммером *35* от электромеханизма *38* через качалку *37* и тягу *36*.

На рис. 8.23, *ж* и видах *А...Г* показан один из вариантов монтажа механизма управления элеронами на заднем лонжероне крыла.

Здесь: *39* — кронштейн механизма с рычагами *40*; *43* — втулка на оси с болтом *44* для установки рычагов *40* на кронштейне; *45* — проушины на валу *42* для качалки *41*; *46* — серьга от качалки *41* к рычагу *47* на лонжероне элерона; *49* — тяга от рычага управления элеронами; *48* — тяга к качалке *41*.

На рис. 8.17 было представлено расположение на самолете и подключение РМ АП к управлению РВ, РН и элеронами.

На рис. 8.23, *з* показаны монтаж РМ РН *51* и РВ *50* на усиленном шпангоуте фюзеляжа и их подключение через секторы-качалки *53* к тягам проводки управления РН и РВ. На сечении *А—А* показана конструкция кронштейна *52* и установка на нем секторов-качалок *53*.

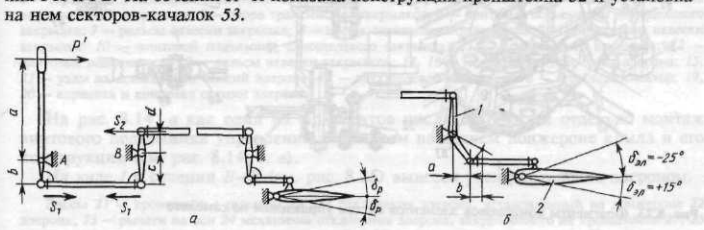


Рис. 8.22. Кинематика элементов систем управления, обеспечивающая симметричное и дифференциальное (несимметричное) отклонение рулей

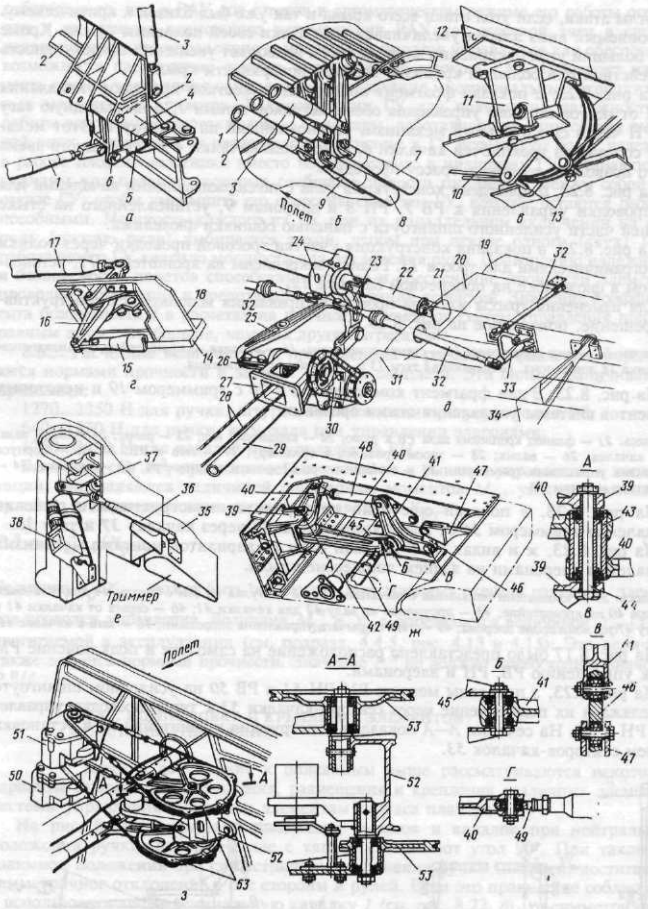


Рис. 8.23. Фрагменты компоновок элементов систем управления на самолете

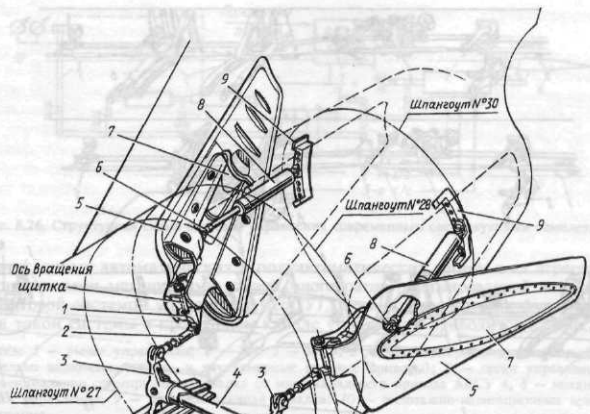


Рис. 8.24. Тормозные щитки и их установка

На рис. 8.24 приведены конструктивная схема управления воздушными тормозами, расположенными в хвостовой части фюзеляжа, и их конструкция.

На рис. 8.24: *1* — кронштейны навески щитка; *2* — тяга; *3* — качалка; *4* — колонка; *5* — щиток; *6* — *узел крепления цилиндра к щитку*; *7* — *обтекатель*; *8* — *цилиндр уборки щитка*; *9* — *кронштейн* крепления цилиндра; *10* — профиль крепления колонки.

На рис. 8.25 показана монтажная схема по заднему лонжерону крыла системы управления закрылками и элеронами.

Здесь: *а* — монтаж в центроплане с двухщелевыми закрылками; *б* — монтаж в центроплане с однощелевыми закрылками; *в* — монтаж в консольной части крыла; *1* — рулевая машина автопилота; *2* — гермоузел и механизм стопорения элеронов; *3* — гидропривод закрылков; *4* — механизм концевых выключателей закрылков; *5* — опора трансмиссии закрылков; *6* — винтовые подъемники двухщелевого закрылка; *7* — рельсы навески закрылка; *8* — щиток однощелевого закрылка; *9* — кронштейны навески закрылка; *10* — винтовой подъемник однощелевого закрылка; *11* — однощелевой закрылок; *12* — винтовые подъемники; *13* — рельсы навески закрылков; *14, 16* — механизмы отклонения элерона; *15, 21* — узлы на лонжеронах секций элерона; *17* — двухщелевой закрылок; *18* — сервокомпенсатор; *19, 20* — корневая и концевая секции элерона.

На рис. 8.14, *а* как один из фрагментов рис. 8.25 показан отдельно монтаж винтового подъемника управления закрылком на заднем лонжероне крыла и его конструкция (см. рис. 8.14, *б, в*).

На виде *I* и сечении *В—В* (см. рис. 8.25) вынесен узел управления элероном.

Здесь: *21* — кронштейн с рычагом *28* для отклонения элерона, установленный на лонжероне *22* элерона; *23* — рычаги на оси *24* механизма отклонения элерона, закрепленного на кронштейне *27*; *25* — лонжерон крыла; на стенке лонжерона — стойка *26*, на нижнем конце ее гнездо *29* крепления оси *24*.

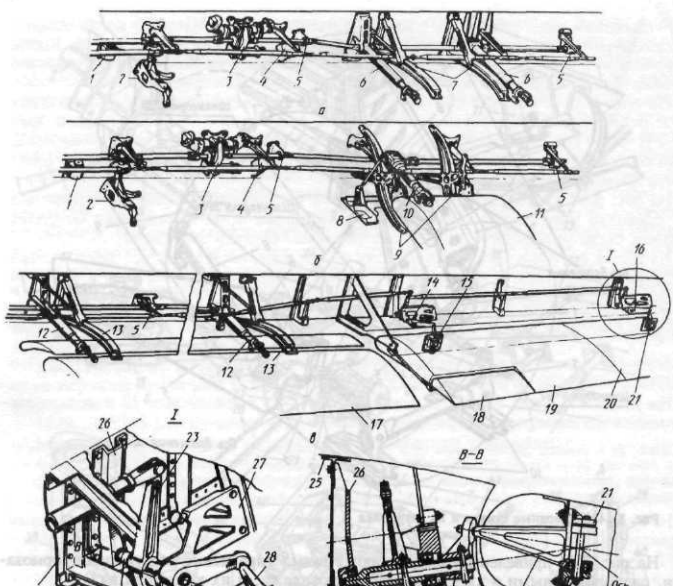


Рис. 8.25. Компоновка элементов системы управления в крыле самолета

Оригинальность показанного на этом рисунке узла управления элеронами — в кинематической схеме механизма отклонения элерона, узлов навески элерона и крепления рычагов *28*.

§ 8.8. ВОЗМОЖНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТАМИ

8.8.1. Возможные направления развития систем управления самолетами определяются в основном успехами в развитии электронной техники и в разработке многоканальных приводов высокой надежности, использующих описанный выше принцип резервирования исполнительных механизмов привода, когда суммируются их усилия и происходит пересиливание отказавшего исполнительного механизма исправными. Уже сейчас достигнутые здесь успехи позволяют начать замену

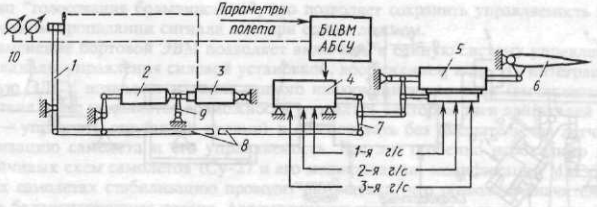


Рис. 8.26. Структурная схема системы управления современным сверхзвуковым самолетом

многочисленных автоматических и полуавтоматических систем с их агрегатами и исполнительными механизмами единой многократно резервированной автоматической бортовой системой управления (АБСУ), выполняющей все их функции [27]. Схема такой системы в продольном канале управления приводится на рис. 8.26.

Здесь: *1* — рычаг управления; *2* — ЗМ; *3* — МТЭ; *5* — многокамерный рулевой привод (или параллельно включенные одно- и двухкамерные рулевые приводы); *6* — орган управления; *7* — дифференциальная суммирующая качалка от многоканального привода АБСУ *4*; *8* — механическая проводка управления; *9* — поддерживающая качалка; *10* — пилотажно-навигационные приборы и сигнализация.

В такой схеме управления самолетом текущие значения параметров полета перерабатываются в БЦВМ АБСУ в соответствии с заложенными в нее программами на каждый из этапов полета от взлета до посадки и в виде команд передаются через привод АБСУ *4* на рулевой (рулевые) приводы *5* для отклонения органов управления. Увеличение рабочего давления в гидросистемах (больше 21 МПа, как это принято в большинстве гидросистем современных самолетов) позволит повысить мощность исполнительных механизмов и снизить их массу и габариты.

Все большее внимание привлекают сейчас электродистанционные системы управления (ЭДСУ), так как в таких системах можно получить более высокие точностные характеристики передаваемых управляющих сигналов, чем в механической проводке, а многие автоматические и вычислительные устройства для своей работы уже давно используют электрические сигналы. В эти системах значительно проще решаются такие сложные вопросы, как обеспечение соответствия взаимных деформаций конструкции планера и проводки управления (здесь проводка с помощью электропроводов), борьба с трением в проводке управления, люфтами и т.д.

8.8.2. Электродистанционная система управления. Первые опыты по разработке ЭДСУ относятся к самолету М-52 и к сверхзвуковому ракетоносцу Т-4 (Су-100). В 70-е годы ЭДСУ была использована в канале тангажа на истребителе Су-27, который и стал первым отечественным серийным самолетом с ЭДСУ. Аналогичные работы велись и за рубежом (F-18, "Конкорд", "Мираж 2000" и др.)*.

На рис. 8.27 приведена принципиальная схема ЭДСУ по одному из каналов. Здесь посредством механической проводки управляющее усилие передается от ручки управления *1* на датчик *2* положения ручки управления (ДПР). ДПР вырабатывает электрический сигнал, соответствующий положению ручки управле-

*По материалам М.Ю. Куприкова.

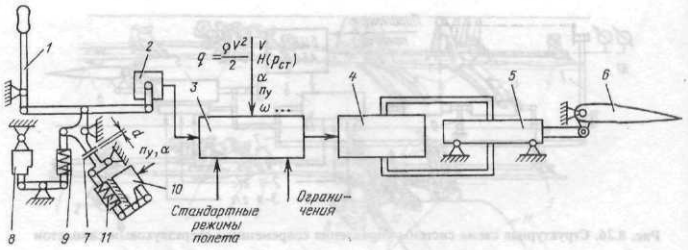


Рис. 8.27. Принципиальная схема ЭДСУ по одному из каналов

ния, который затем поступает в вычислитель *3* ЭДСУ. Здесь поступивший сигнал проходит обработку (производится либо согласование с ограничениями по режимам полета, согласование с текущими параметрами полета (см. рис. 8.27) и соответствующим им значением передаточного отношения $K_ш$, или с параметрами стандартных режимов полета) и преобразуется в управляющий сигнал. Таким образом, в вычислителе без вмешательства летчика производится обработка поступающей текущей и хранящейся в его базе данных информации. Управляющий сигнал, поступая в распределительное устройство *4* рулевого привода, вызывает перемещение золотников и соответствующее перемещение штоков исполнительных устройств, которые, в свою очередь, приводят к отклонению органов управления *6*.

В качестве исполнительных устройств используются гидроусилители *5*, электродвигатели и автономные рулевые приводы (АРП). Гидроусилители обычно применяются для создания больших управляющих усилий, например для управления ЦПГО, а электродвигатели — для создания малых усилий. АРП представляет собой *электронасос и гидроцилиндр. Автономность позволяет размещать* АРП *на концевых* участках в аэроупругой зоне конструкции и использовать для управления любыми органами управления. Установка нескольких АРП или ГУ при секционировании органов управления повышает безопасность полетов и позволяет повысить жесткость системы ГУ— орган управления при непосредственном соединении штоков гидроцилиндров с органами управления, избавиться от противофлаттерных грузов. На самолете Ан-124 это позволило только по этой причине сэкономить до 800 кг.

Для имитации режима полета с ручкой управления механически связаны загрузочный механизм *9* и механизм триммерного эффекта *8*.

Сейчас применяются как обычные посты управления (Су-27, МиГ-29), так и боковые ручки управления (А-320). Боковая ручка управления (см. рис. 8.5, *д*), сокращая пространство, необходимое для поста управления, позволяет объединить в одном агрегате ручку управления, ДПР, ЗМ и МТЭ.

Для повышения надежности системы управления и безопасности полетов (на самолете Су-27 вероятность отказа, приводящего к потере управляемости самолетом, равна 10^{-7}) в ЭДСУ предусмотрено трехкратное резервирование при наличии механической проводки управления (например, к флайперонам и РН, как на Су-27) или четырехкратное резервирование по тангажу. В системе используется

принцип "голосования большинством", что позволяет сохранить управляемость при трехкратном пропадании сигнала или при одном ложном.

Применение бортовой ЭВМ позволяет включить в единую систему управления также каналы управления силовой установкой, вооружением и др. Их интеграцию в единую ЭДСУ позволяет наличие единого информационного поля (вычислителя). Вследствие этого появляется возможность управлять вектором тяги двигателей (на СВВП — управлять струйными рулями) и обеспечивать без вмешательства летчика стабилизацию самолета и его управляемость. Все это особенно необходимо для неустойчивых схем самолетов (Су-27 и его модификации, модификации МиГ-29). На этих самолетах стабилизацию проводит автоматика, что позволяет значительно снизить балансировочные потери. Автоматически срабатывает и система ограничения предельных режимов по углу атаки α и перегрузке n, включающая датчики α и n, вычислитель и сервопривод *10* (см. рис. 8.27). При достижении предельных значений этих параметров сервопривод *10* выбирает зазор d (*7*), ограничивающий движение ручки *1*. Пружина *11* в сервоприводе позволяет летчику при необходимости преодолевать эти ограничения и использовать сверхманевренные возможности самолета.

Помимо значительного расширения функциональных возможностей, ЭДСУ позволяет существенно снизить затраты полезного объема и массы самолета. Однако как вычислитель, так и электрическая проводка управления подвержены воздействиям электромагнитных полей (молния, ядерный взрыв, антенна РЛС и др.), что необходимо учитывать при разработке такой системы (например, применять экраны). Перспективна волоконно-оптическая проводка управления.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Объясните назначение и перечислите виды систем управления самолетом, дайте их общую характеристику. Сделайте эскиз и дайте определения элементам системы неавтоматического управления.

2. Опишите назначение и варианты конструкции постов ручного и ножного управления.

3. Назовите типы проводок управления и дайте их характеристику. Охарактеризуйте назначение и конструкцию элементов проводки управления, сделайте эскизы этих элементов.

4. Опишите системы управления современными дозвуковыми самолетами, конструктивные меры по повышению надежности систем управления и безопасности полетов.

5. Охарактеризуйте особенности управления сверхзвуковыми самолетами при изменяющихся в широком диапазоне значениях скоростного напора. Перечислите состав такой системы управления. Объясните назначение и конструкцию элементов системы. Перечислите основные направления развития систем управления самолетом.

6. Сформулируйте требования к системам управления самолетом и приведите примеры реализации этих требований.

ГЛАВА 9

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

§. 9.1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

9.1.1. Назначение силовой установки. Силовая установка (СУ) на самолете представляет собой совокупность двигателей с агрегатами, системами и устройствами, обеспечивающими их надежную работу в заданных условиях эксплуатации. Сами двигатели служат для создания силы тяги, необходимой для полета самолета на всех режимах, определяемых для каждого конкретного типа самолета предъявляемыми к нему ТТТ. Кроме того, двигатели используются для привода генераторов, насосов топливной системы и энергетических систем самолета, а также для питания сжатым теплым воздухом системы жизнеобеспечения и противообледенительной системы самолета. На самолетах с системой управления пограничным слоем или с реактивными закрылками (для повышения несущей способности крыла) питание сжатым воздухом этих систем обеспечивается компрессорами двигателей. Двигатели вспомогательных силовых установок (ВСУ) обеспечивают запуск основных двигателей, привод механизмов управления стабилизатором и др.

9.1.2. В силовую установку входят:

двигатели (основные и вспомогательные) с агрегатами и системами запуска, управления и контроля работы;

воздушные винты с коками для самолетов с поршневыми и турбовинтовыми двигателями;

моторамы, пространственные стержневые фермы, узлы непосредственно на силовых элементах фюзеляжа, гондол, пилонов и крыла для установки и крепления двигателей;

входные и выходные устройства двигателей;

противопожарная система;

система охлаждения двигателей и их агрегатов;

противообледенительная система;

система питания топливом и другие, например маслосистема.

9.1.3. Типы двигателей и их размещение на самолете. На самолете могут быть установлены:

поршневые двигатели (ПД) для учебных самолетов и самолетов со скоростями полета до 300...400 км/ч;

турбовинтовые (ТВД), турбовентиляторные и турбовинтовентиляторные двигатели (ТВВД) для самолетов со скоростями полета 700...800 км/ч и более для перспективных самолетов с ТВВД;

турбореактивные двигатели (ТРД) без форсажной или с форсажной (ТРДФ) камерой, двухконтурные ТРД (ТРДД) с различной степенью двухконтурности без

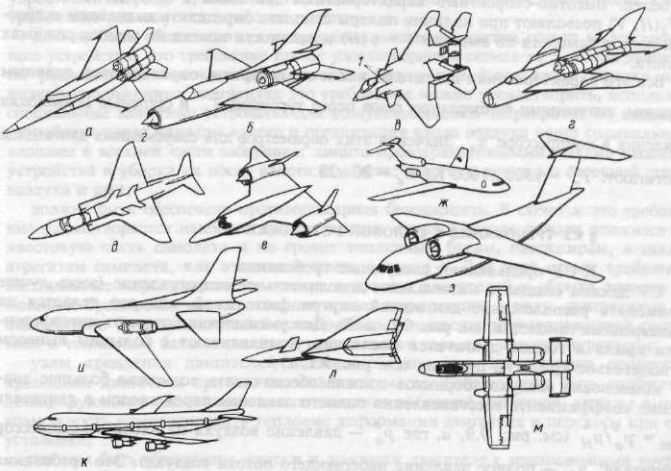


Рис. 9.1. Варианты компоновок двигателей на самолете

форсажа и с форсажем (ТРДДФ) для установки на пассажирских и грузовых самолетах с большой дозвуковой скоростью полета и на маневренных сверхзвуковых самолетах;

прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД), жидкостно-реактивные двигатели (ЖРД) и другие типы ракетных двигателей для установки на самолетах со скоростями полета более 3000 км/ч.

Возможные варианты установок двигателей на самолетах приведены на рис. 9.1, *а*...*м*. Анализ этих вариантов будет дан в § 9.2 и 9.3.

9.1.4. Характеристики двигателей. Наиболее важными характеристиками, определяющими тяговые (мощностные), массовые и геометрические характеристики двигателей и используемыми для сравнения различных типов двигателей, являются удельные характеристики: удельный вес двигателя $\gamma_{дв}$ ($\gamma_{дв} = m_{дв}g/P_0$), удельный расход топлива c_{p_0} и удельная тяга $P_{уд}$; степень двухконтурности m и высотно-скоростные характеристики двигателя.

Значение $\gamma_{дв} = 0{,}10...0{,}18$ (меньшие значения — для ТРДДФ); P_0 — стартовая тяга двигателя достигает значений 25 000...26 000 даН и более; $c_{p_0} = 0{,}3...0{,}6$ кг/(даН·ч) (меньшие значения — для ТРДД с высокой степенью двухконтурности m). Степень двухконтурности m вместе со значением стартовой тяги P_0 определяет диаметр двигателя. Для сверхзвуковых самолетов значение m, как правило, не превышает единицы, а для транспортных и пассажирских самолетов — 2...4 и более. Значение удельной тяги двигателя $P_{уд}$ (тяга на 1 кг протекающего через двигатель в одну секунду воздуха) характеризует экономичность СУ, влияет на значения $c_{ха}$ и массу двигателя. Значения $P_{уд}$ могут достигать 40...60 даН/кг/с

и более. Высотно-скоростные характеристики двигателя $P = f_1(H, V)$ и $c_p = f_2(H, V)$ позволяют при наличии поляры самолета определять диапазоны скоростей полета самолета по высотам $V = \varphi(H)$ и дальности полета на разных режимах полета.

Все эти характеристики двигателя, как и его габариты, определяются, главным образом, значениями температуры газов перед турбиной $T_г^*$ и степенью повышения давления в компрессоре $\pi_к^*$. Значения этих параметров для современных двигателей достигают: $T_г^* = 1500...1600$ К; $\pi_к^* = 20...28$.

§ 9.2. ТРЕБОВАНИЯ К СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

К СУ предъявляют следующие требования:

СУ должна создавать минимальное дополнительное сопротивление (здесь лучше применять расположение двигателей внутри фюзеляжей, как это делается на маневренных самолетах, см. рис. 9.1, *а...д*). Для уменьшения потерь от интерференции крыла и гондол двигателей последние устанавливают с большим выносом относительно крыла на пилонах (см. рис. 9.1, *к*);

компоновка воздухозаборников должна обеспечивать возможно большее значение коэффициента восстановления полного давления перед входом в двигатель $\sigma_{вх} = p_a^*/p_H^*$ (см. рис. 9.9, *а*, где p_a^* — давление воздуха на входе в компрессор двигателя; p_H^* — полное давление набегающего потока воздуха). Это требование удовлетворяется организацией отвода (слива или отсоса) пограничного слоя, образующегося на поверхности фюзеляжа (или крыла) перед входом в воздухозаборник и приводящего к нарушению равномерности поля скоростей перед двигателем и снижению вследствие этого коэффициента $\sigma_{вх}$. Для организации слива пограничного слоя между воздухозаборником и фюзеляжем делают сливную щель (см. поз. *1* на рис. 9.1, *в*; *8* — на виде *А*, рис. 9.9, *г* и 9.9, *д*) шириной больше возможной толщины пограничного слоя или посредством пилона отделяют гондолу двигателя (воздухозаборник) от крыла или фюзеляжа (см. рис. 9.1, *ж, и, м*). На сверхзвуковых самолетах поверхность фюзеляжа или крыла впереди воздухозаборника (см. рис. 9.1, *л*), затормаживая поток, способствует сжатию сверхзвукового потока и повышению значения $\sigma_{вх}$. Это обстоятельство использовано на самолете F-16 с воздухозаборником под фюзеляжем позади кабины летчика (см. рис. 6.1, *б* и компоновку самолета F-16);

размещение воздухозаборников на самолете не должно усложнять его компоновку. Так, размещение воздухозаборника в носовой части фюзеляжа — лобовые воздухозаборники (см. рис. 9.1, *б, г*) — приводит к тому, что большие внутренние объемы фюзеляжа оказываются занятыми воздушными каналами, затрудняя компоновку фюзеляжа. Размещение воздухозаборников по бокам фюзеляжа упрощает компоновку самолета, освобождая носовую часть фюзеляжа, например, для радиолокационной станции, и сокращает длину воздушных каналов;

тяга двигателей должна как можно меньше влиять на характеристики устойчивости и управляемости самолета. В идеальном случае тяга P должна проходить через ЦМ самолета. С этой точки зрения лучше схемы, приведенные на рис. 9.1, *а...г*, хуже — схемы на рис. 9.1, *к, л, м*;

должно быть обеспечено удобство технического обслуживания. Это достигается достаточностью числа капотов, их легкосъемностью (раскрытие двигателя),

удобствами подхода и, в частности, высотой установки двигателей. В схеме *к* это требование реализуется наиболее просто;

должно быть обеспечено предотвращение попадания частиц грунта во всасывающие устройства. Это требование проще удовлетворить в схемах *ж, з, м*, где двигатели расположены высоко, экранированы крылом или фюзеляжем. Однако и в низкорасположенных двигателях это требование можно удовлетворить, используя специальные защитные устройства для воздухозаборников (перекрытие их входного устройства перед началом взлета и организация входа воздуха через специальные клапаны в верхней части заборника; защита предохранительными сетками входного устройства и уборка их после взлета самолета; защита с помощью отсечной струи воздуха и др.);

должна быть обеспечена противопожарная безопасность. В схеме *ж* это требование удовлетворяется наиболее просто, так как пламя в случае пожара относится за хвостовую часть самолета и не грозит топливным бакам, пассажирам, а также агрегатам самолета, как это имеет место в схеме *и*. Для этой схемы требуются специальные меры защиты от пожара в отсеках двигателей и обрыва лопаток — мощные бронированные противопожарные перегородки между двигателями и фюзеляжем. Отсеки двигателей должны быть защищены противопожарной системой, а топливные баки — системой нейтрального газа или пенополиуретаном;

узлы крепления двигателей должны обеспечивать достаточную прочность крепления двигателя при их минимальной массе. Они должны быть снабжены демпфирующими элементами для поглощения вибраций двигателя, а также иметь возможность компенсировать тепловые деформации двигателя и перекосы при его установке;

должны быть обеспечены монтаж и демонтаж двигателя с минимальными трудозатратами. В схемах *б* и *г* задача замены двигателя решается отстыковкой хвостовой части фюзеляжа по усиленным шпангоутам, как это показано на рис. 6.8, для обеспечения подходов к узлам подвески двигателя. В схемах *а, в, ж, к, л* такая задача решается с меньшими трудозатратами: при открытии нижних крышек капотов двигатели с узлами их подвески полностью обнажаются. Замена двигателей в схеме *к*, закрепленных всего в трех точках на пилонах под крылом (см. рис. 9.8, *г*), требует значительно меньших трудозатрат из-за простоты узлов крепления. Двигатели с легкосъемными гондолами на них в схеме *к* расположены на небольшой высоте, и к ним имеются удобные и свободные подходы.

§ 9.3. АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ РАЗМЕЩЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ НА САМОЛЕТЕ

Частично этот анализ был дан в § 9.2 при рассмотрении требований к СУ. Кроме того, целесообразно отметить:

в схемах *а...г* (см. рис. 9.1) минимально дополнительное сопротивление от СУ и небольшое ее влияние на устойчивость и управляемость самолета (даже при отказе одного из двигателей в схемах *а, в, г*). Крепление двигателей осуществляется непосредственно к силовым шпангоутам и продольным балкам фюзеляжа (см. далее рис. 9.3) при небольших затратах массы на узлы крепления. Крылья здесь аэродинамически чистые (свободны от СУ), что позволяет их эффективнее механизировать и использовать для подвески целевой нагрузки и дополнительных топливных баков. Однако воздушные каналы в этих схемах имеют большую протяженность и, как следствие, — большие потери скоростного напора $q = \rho V^2/2$. Большие объемы, занятые воздушными каналами, затрудняют размещение в фюзеляже топливных баков и оборудования, особенно в схемах *б, г* с лобовым воздухозаборником. При

такой схеме габариты антенны радиолокационной станции (РЛС) ограничиваются сравнительно небольшими размерами конуса *2* (см. рис. 9.1, *б*) воздухозаборника, что приводит к уменьшению дальности действия РЛС. При боковых воздухозаборниках влияние этих недостатков существенно уменьшается. *СУ из двух двигателей более надежна.* Она при сравнительно небольших дополнительных затратах массы может обеспечить потребную тяговооруженность двумя двигателями вместо одного и возможность продолжить взлет при одном отказавшем двигателе. Такая СУ может обеспечить и бо́льшую живучесть, если одним разорвавшимся снарядом не могут быть выведены из строя сразу оба двигателя (двигатели разнесены в фюзеляже — схемы *а* и *в* на рис. 9.1 — и между ними есть перегородки-экраны). Однако удвоенный комплект двигателей на каждый самолет значительно усложняет их эксплуатацию и обеспечение и повышает материальные затраты;

схема *е* с расположением двигателей в крыле выигрывает по сравнению со схемами *а...г* в значениях $\sigma_{вх}$ (обеспечиваемых короткими лобовыми воздухозаборниками) и разгрузкой крыла в полете за счет веса двигателей. В остальном схема *е* проигрывает, в частности, за счет большого разворачивающего момента при отказе одного двигателя. Кроме того, перерезывание основных силовых элементов крыла двигателями в схеме *е* усложняет эти элементы (например, нужны уже кольцевые лонжероны) и повышает из-за этого массу крыла;

размещение двигателей в корневой части крыла (схема *и*) на тяжелых дозвуковых самолетах "Вулкан", "Виктор", Ту-104 позволяет уменьшить значения разворачивающего момента при отказе двигателя и c_{xa}. Однако уже отмечалось, что при этой схеме существует большая опасность последствий пожара, который легко может перекинуться на пассажирскую кабину и топливные баки в крыле, и опасность от обрыва лопаток двигателя как для пассажиров, так и для топливных баков. В пассажирских салонах высок уровень шума от работающих двигателей, подход к двигателям затруднен, трудно осуществить их реверсирование. Корневую часть крыла нельзя использовать для механизации;

в схеме *к* — самолеты B-52, C-5, Ил-76 и Ил-86 — крыло разгружено в полете двигателями, что позволяет уменьшить его массу на 10...15 %. При такой схеме компоновки СУ увеличивается критическая скорость флаттера — двигатели являются противофлаттерными балансирами, сдвигая ЦМ сечений крыла вперед. Двигатели в гондолах на пилонах имеют короткие лобовые воздухозаборники и меньшие потери скоростного напора, их легче обслуживать, упрощаются их монтаж и демонтаж. Недостаток схемы *к*: большие разворачивающие моменты при отказе двигателей. Близость земли заставляет принимать меры для защиты воздухозаборников от пыли, песка и мелких камней. Затруднена в этой схеме и механизация крыла. На самолетах Ил-76 и Ил-86 это затруднение преодолено большим выносом гондол двигателей на пилонах по сравнению с передней кромкой крыла, выбором формы и расположения узлов крепления пилонов на крыле (см. далее рис. 9.8);

в схеме *ж* крепления двигателей в хвостовой части фюзеляжа — самолеты Ту-154, Ту-134, Як-40, Ил-62 и др. — крыло свободно для механизации, оно аэродинамически чистое и его качество можно за счет этого поднять на 6...10 %. Двигатели расположены близко к оси и парировать отказ любого из них легче, чем в схеме *к*. Шум в кабинах и пожарная опасность уменьшены, ресурс работы двигателей выше, акустическое воздействие выхлопной струи газов на конструкцию меньше, безопасность посадки с убранным шасси выше. Минусы — надо усиливать хвостовую часть фюзеляжа для восприятия нагрузок от двигателей, растут изгибающие моменты на фюзеляже от двигателей. Отсюда масса фюзеляжа возрастает на 10...15 %. Масса крыла также возрастает на 10...15 %, так как нет его разгрузки от двигателей. В такой схеме центровки пустого и загруженного самолетов сильно различаются, что приводит к усложнению эксплуатации самолета как на земле, так и в воздухе;

для схем *з, м* (расположение двигателей над фюзеляжем или над крылом — самолеты А-10, Ан-72 и Ан-74) присущи преимущества и недостатки схем с высоким расположением двигателей, но в этих схемах двигатели экранируются крылом, фюзеляжем и ВО от поражения осколками снарядов и снижается тепловая заметность самолета, что затрудняет его обнаружение. В схеме *з* возможно повышение c_{yz} за счет так называемого эффекта Коанда (поворота вниз струи из плоского сопла двигателя, "прилипающей" к верхнему обводу крыла и выпущенных закрылков, и создание за счет этого реактивной силы, направленной вверх);

в схеме *л* — самолеты ХВ-70, "Конкорд", Ту-144 — часть крыла, занятая СУ, не может быть использована для механизации. При полете на больших углах атаки возможно нарушение равномерности поля скоростей перед двигателем, а при полете с большими отрицательными углами атаки — затенение воздухозаборника. В обоих этих, правда, очень редких, случаях возможны срыв потока на лопатках компрессора, помпаж или полная остановка двигателя. В такой схеме разворачивающий момент при остановке двигателя (двигателей по одну сторону от оси *X*) небольшой.

§ 9.4. НАГРУЗКИ НА УЗЛЫ КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

На узлы крепления двигателя действуют тяга, массовые силы и реактивный момент. Величина, направление и расчетное значение каждой из этих сил зависят от: типа двигателей (ПД, ТВД или ТРД); расположения двигателей на самолете (т.е. от расстояния между ЦМ самолета и двигателей и от того, установлен двигатель в фюзеляже или в гондоле); маневренных характеристик самолета (значений максимальных эксплуатационных перегрузок и угловых скоростей самолета ω_z и ω_y) и рассматриваемого расчетного случая нагружения.

9.4.1. Тяга *P*. Значение стартовой тяги двигателя P_0 для современных ТРД может составлять от нескольких сотен до 25 000...30 000 даН.

9.4.2. Массовые силы включают в себя вес двигателя $G_{дв} = m_{дв}g$, инерционные силы $m_{дв}dV/dt$ и $m_{дв}V^2/R$ и силы от гироскопических моментов, возникающих при маневрах самолета (вращении самолета относительно осей *Z*, *X*, *Y*).

Расчетная сила, действующая на узлы крепления двигателя от его веса, $P = m_{дв}g n^{э*}_{max} f$ и может достигать 25 000...30 000 даН. Здесь $n^{э*}_{max}$ и f соответственно — максимальная перегрузка в ЦМ двигателя* и коэффициент безопасности для каждого из расчетных случаев, предусмотренных нормами прочности.

Расчетные силы от гироскопических моментов $M_{гY} = J_{x\,рот}\omega_{x\,рот}\omega_z$ относительно оси *Y* или $M_{гZ} = J_{x\,рот}\omega_{x\,рот}\omega_y$ относительно оси *Z* зависят от расчетных значений угловых скоростей вращения самолета ω_z и ω_y, от типа и числа узлов крепления двигателя, их расположения и расстояний между ними. Здесь $J_{x\,рот}$ и $\omega_{x\,рот}$ — соответственно момент инерции вращающихся масс (ротора) двигателя (для ТРД), вращающихся масс двигателя и винта (для ПД или ТВД) относительно оси их вращения, кг·м^2, и угловая скорость вращающихся масс, с$^{-1}$. Значения $M_{гY}$ и $M_{гZ}$ могут достигать 10^4...$1{,}5\cdot 10^4$ Дж и более.

9.4.3. Реактивный крутящий момент M_x действует на узлы крепления двигателя от вращающегося винта ПД или ТВД. Величина $M_x = 5{,}1\cdot 10^3\, N/n$ Дж, где *N* — мощность двигателя, развиваемая на валу винта; кВт; *n* — частота вращения винта.

---

*Перегрузки в ЦМ двигателя могут существенно (на несколько единиц) отличаться от перегрузки в ЦМ самолета (см. подразд. 1.8.5).

9.4.4. Аэродинамическая нагрузка на гондолы двигателя невелика. Однако боковая сила P_z, возникающая при скольжении самолета, может вызывать большие силы в элементах конструкции пилонов, к которым крепятся гондолы. Учитывается аэродинамическая нагрузка при расчетах местной прочности гондол, пилонов, воздушных каналов, капотов и люков.

Максимальное значение вертикальной силы $P_y = P_{y\max}$ действует на узлы крепления двигателя в криволинейном полете в вертикальной плоскости с максимальной перегрузкой $n_y = n^{э}_{y\max}$. Наибольшее значение продольной силы $P_x = P_{x\max}$ получается при опробовании двигателя на стоянке на максимальной частоте вращения. Большие перегрузки действуют на узлы крепления двигателей при грубой посадке самолета (особенно опасны боковые силы на гондолы двигателей, возникающие при посадке со сносом, для элементов конструкции пилонов, на которые эти силы передаются), при рулении самолета по неровному грунту, при возникновении вибраций частей самолета, к которым крепится двигатель. Ниже на различных схемах крепления двигателей будет рассмотрено восприятие нагрузок, действующих на узлы их крепления к агрегатам планера.

§ 9.5. КОНСТРУКЦИЯ УЗЛОВ КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для крепления двигателя к силовым элементам крыла или фюзеляжа применяют специальные рамы, стержневые пространственные сварные ферменные и другие виды конструкций, которые позволяют надежно соединять двигатель с планером самолета и передавать на него нагрузки от двигателя. Силовые схемы таких конструкций определяются типом двигателя и его расположением на самолете.

Двигатель имеет шесть степеней свободы (перемещения и поворот относительно осей X, Y, Z), поэтому в общем случае надо не менее шести стержней, направления которых не пересекали бы одну прямую, чтобы решить задачу крепления двигателя. Часто для повышения живучести СУ число стержней крепления двигателя может быть увеличено. Высокая нагруженность элементов крепления двигателя предопределяет использование в этих целях высокопрочных сталей (например, 30ХГСА со значениями $\sigma_в$ до 12...15 МПа). Эти стержни располагают обычно в двух плоскостях, перпендикулярных продольной оси двигателя, причем основные узлы крепления двигателя располагают вблизи ЦМ, вспомогательные узлы — возможно дальше от ЦМ.

9.5.1. Крепление на самолетах ПД жидкостного охлаждения осуществлялось на подмоторных рамах, основным элементом которых были две продольные балки, закрепленные непосредственно на силовых элементах планера или через пространственную стержневую систему. Для крепления двигателя на балках подмоторной рамы использовался ряд специальных узлов ("лап" с проушинами) по обеим сторонам силовой части двигателя — картера и соответствующие им гнезда под шпильки на балках рамы.

Крепление звездообразного ПД воздушного охлаждения часто осуществляется на трубчатой сварной моторной раме, состоящей из трубчатого кольца, к которому крепится картер двигателя, и приваренных к нему стержней. Узлы крепления мотора к фюзеляжу или к крылу представляют собой вваренные в стержни проушины или фитинги. Ответные узлы должны быть и на усиленном шпангоуте фюзеляжа или на лонжероне крыла в местах стыка с усиленными нервюрами. На рис. 9.2, *а* приведена конструкция моторамы звездообразного ПД. Картер двигателя шпиль-

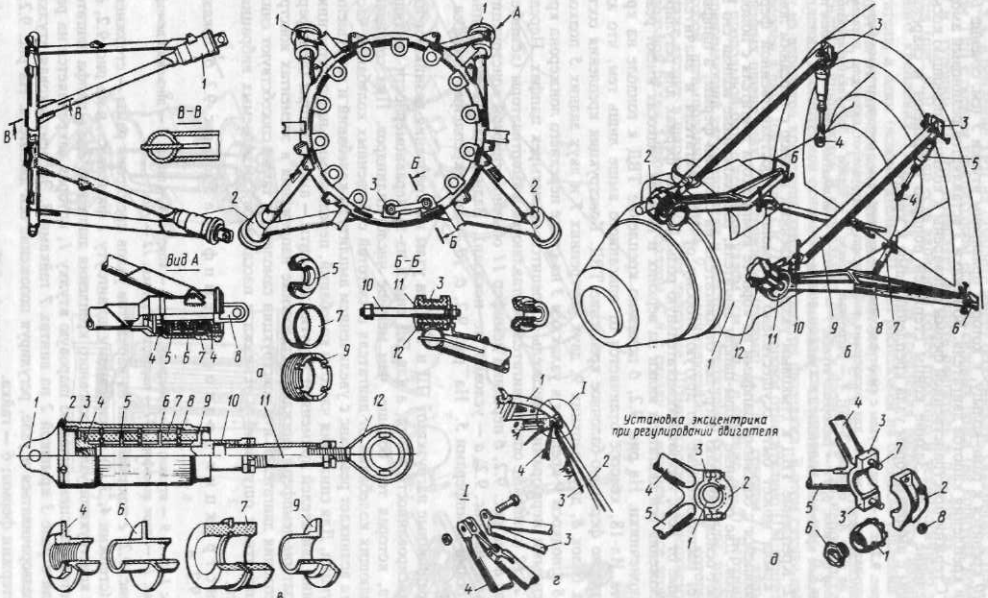


Рис. 9.2. Конструкция узлов крепления ПД и ТВД

ками *10* крепится к раме-кольцу, к которой приварены втулки *3* (см. сечение *Б—Б*) и ушки крепления капотов двигателя. Во втулки *3* вставляется резиновый амортизатор. Стержни пространственной фермы приварены к кольцу с помощью косынок (см. сечение *В—В*). Задние концы стержней попарно соединены и сварены со стаканом с амортизатором узла крепления рамы к крылу.

На рис. 9.2, *а*: *1* — верхние узлы с амортизаторами; *2* — нижние узлы с амортизаторами (конструкция амортизаторов, служащих для поглощения вибрационных нагрузок от двигателя, показана на рис. 9.2 на виде *А* и сечении *Б—Б*); *4* — распорные чашки; *5* — шайба с привулканизированными резиновыми шайбами; *6*, *11* — распорные втулки; *7* — втулка; *8* — вильчатый болт; *9* — затяжная гайка; *10* — шпилька крепления двигателя; *12* — резиновая втулка.

9.5.2. Крепление ТВД к стыковым узлам усиленных нервюр с передним лонжероном крыла может быть осуществлено с помощью пространственной фермы, соединяющейся с боковыми цапфами на корпусе компрессора двигателя с помощью демпферов. Две основные опоры-цапфы двигателя, расположенные вблизи его ЦМ, передают основную долю нагрузки от двигателя на стержни фермы, а цапфы на корпусе, расположенные по другую сторону от ЦМ двигателя и значительно удаленные от него, играют вспомогательную роль. В таких фермах для регулирования положения оси двигателя вилки на верхних и нижних подкосах имеют резьбовые наконечники. На рис. 9.2, *б* показано крепление ТВД к гондоле на крыле самолета Ил-18, которое отличается от описанного выше лишь тем, что здесь осуществлено ферменно-балочное крепление ТВД. Конструкция крепления состоит из двух балок *8*, двух верхних *9*, двух внутренних *7* и двух задних *5* подкосов. Балки *8* и подкосы *9* крепятся в узлах *6* и *3* на стыке переднего лонжерона крыла с усиленными нервюрами. Двигатель *1* крепится на четырех цапфах. Передние цапфы *2*, *12* (основные опоры двигателя) вставляются в амортизаторы (демпферы) *11* балок *8* (на рис. 9.2, *б* передний демпфер *11* обычной типовой конструкции — см. вид *А* на рис. 9.2, *а* — условно не показан). Задние цапфы *4* соединены с подкосами-демпферами *5*. На рис. 9.2, *б*: *10* — узел крепления подкоса *9* к балке *8*.

Вибрационные нагрузки от ПД и ТВД на узлы их крепления возникают из-за несбалансированности винта, а для ПД еще и из-за неравномерности крутящего момента, которая тем больше, чем меньше число цилиндров. При совпадении возмущающих колебаний от двигателя с частотой собственных колебаний частей самолета возникает резонанс с увеличением амплитуды колебаний и разрушением конструкции. Для снижения частоты колебаний, передаваемых на конструкцию, в креплении двигателей применяют упругие элементы — амортизаторы (демпферы). Амортизаторы-демпферы снижают усталостные напряжения в элементах конструкции крепления двигателей и в конструкции самолета, а также способствуют снижению неприятных ощущений у экипажа и пассажиров, вызываемых вибрациями самолета.

Конструкция подкоса-демпфера *5* (см. рис. 9.2, *б*) показана на рис. 9.2, *в*.

Здесь: *1*, *5*, *6*, *9* — втулки; *2* — стопорный винт; *3* — корпус; *4* — гайка; *7* — дисковый демпфер; *8* — кольцо; *10* — шток демпфера; *11* — переходная втулка; *12* — ухо.

На рис. 9.2, *г* показан один из вариантов узлов крепления рамы — стержневой фермы (стержни *4*, *3*, *2*) к усиленному шпангоуту *1* фюзеляжа, а на рис. 9.2, *д* — вариант конструкции узла *3* основного крепления двигателя. Здесь цапфа двигателя вставляется в эксцентриковую шаровую втулку *1*, которая закрепляется на раме двигателя в узле *3* крышкой *2* на винтах *7* гайками *8*. Эксцентриковая втулка *1* может разворачиваться в узле, регулируя положение оси двигателя. На рис. 9.2, *д*: *4*, *5* — стержни фермы; *6* — гайка.

9.5.3. Крепление ТРД на самолете имеет особенности, связанные с тем, что на самом ТРД с осевым компрессором есть два силовых пояса (на корпусах компрессора *I* и турбины *II*). Это позволяет крепить двигатель в плоскостях *I* и *II* этих поясов (рис. 9.3). Однако есть варианты более простого и технологичного трехточечного крепления ТРД, когда два узла крепления располагаются вблизи ЦМ двигателя, а один (вспомогательный) узел расположен на большом удалении от ЦМ по другую от него сторону (см. далее рис. 9.4, 9.8).

Крепление ТРД внутри фюзеляжа характерно использованием силовых шпангоутов и продольных балок в фюзеляже для непосредственного крепления кронштейнов основных узлов подвески двигателя. На рис. 9.3 показан один из вариантов крепления двигателя внутри фюзеляжа. В этом случае двигатель закреплен в двух плоскостях *I* и *II* по обе стороны относительно ЦМ двигателя на усиленных шпангоутах *2*, *4* стержнями (тягами) *1*, *3* (см. сечения *I*, *II*, виды *А*, *Б*) и на продольной балке верхним узлом (см. вид *В* и сечение *Д–Д*). Верхний узел, воспринимающий тягу двигателя и вместе со стержнем *3* боковые силы, представляет собой штампованный штырь *9*, оканчивающийся пальцем *8*, который при монтаже входит в шаровой узел *7* на двигателе. Штырь крепится к верхнему поясу продольной балки *5* фюзеляжа болтом *4*, а к гнезду на нижнем поясе этой балки

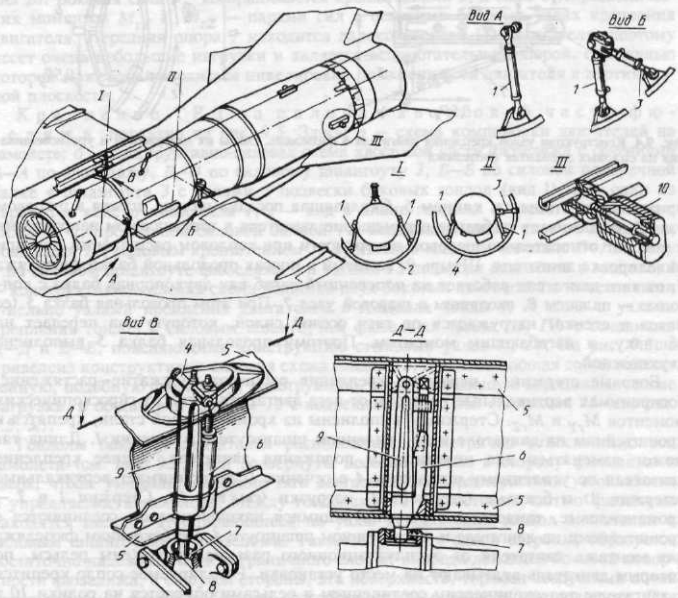


Рис. 9.3. Конструкция узлов крепления ТРД в фюзеляже

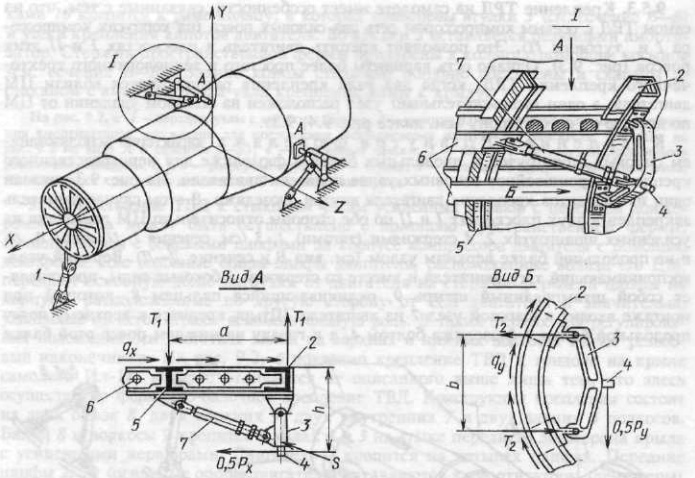


Рис. 9.4. Конструкция узлов крепления двигателя в фюзеляже, схемы их нагружения и уравновешивания на силовых элементах фюзеляжа

прижимается стальным клином *6*. Скользящая посадка пальца штыря в шаровом узле *7* обеспечивает свободное перемещение двигателя в вертикальном направлении и поворот относительно шаровой поверхности при тепловом расширении или при нивелировке двигателя. Штырь *9*, зажатый в поясах продольной балки фюзеляжа *5*, от тяги двигателя работает на поперечный изгиб как двухопорная балка с консолью — пальцем *8*, входящим в шаровой узел *7*. При этом продольная балка *5* (ее пояса и стенка) нагружается от тяги осевой силой, которую она передает на обшивку, и изгибающим моментом. Поэтому продольная балка *5* выполнена двухпоясной.

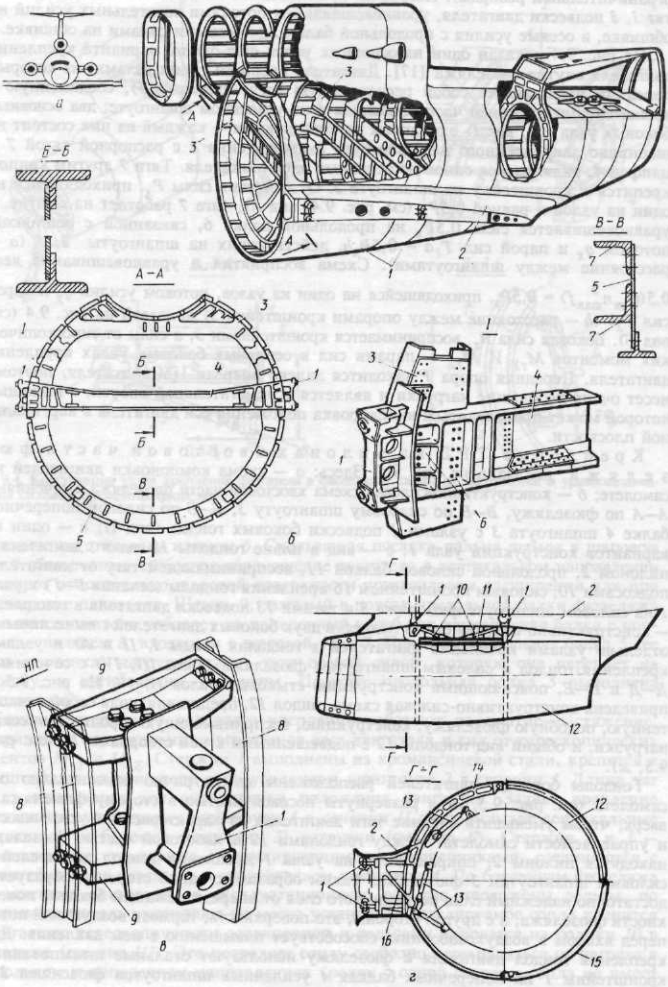
Боковые стержни *1* переднего крепления работают на сжатие—растяжение, воспринимая вертикальные нагрузки от веса двигателя и сил от гироскопических моментов M_{rY} и M_{rZ}. Стержни *1* выполнены из хромансилевой стали, крепятся к кронштейнам на двигателе и на усиленном шпангоуте *2* в сечении *I*. Длина тяг может изменяться для нивелировки положения двигателя. Заднее крепление двигателя по усиленному шпангоуту *4* в сечении *II* воспринимает вертикальные (стержни *1*) и боковые (стержень *3*) нагрузки (см. вид *Б*). Стержни *1* и *3* — хромансилевые, тандерные с регулирующимися наконечниками, соединяются с кронштейнами на двигателе и на усиленном шпангоуте *4*. По боковинам фюзеляжа для монтажа двигателя от эксплуатационного разъема проложены рельсы, по которым двигатель вкатывают на место установки. Регулируемое сопло крепится к двигателю телескопическим соединением и рельсами опирается на ролики *10* в фюзеляже (см. вид *III*). Это позволяет соплу свободно перемещаться от нагрева в продольном и поперечном направлениях (ролик с одной стороны сопла не имеет

ограничительной реборды). Нагрузки, приходящиеся на усиленные шпангоуты от тяг *1, 3* подвески двигателя, уравновешиваются потоками касательных усилий на обшивке, а осевые усилия с продольной балки *5* — осевыми силами на обшивке.

На рис. 9.4 показан один из основных узлов еще одного варианта крепления двигателя внутри фюзеляжа [17]. Двигатель крепится тремя узлами, из которых передний представляет собой регулируемую тягу (стержень *1*), соединенную с кронштейнами в нижней части двигателя и на усиленном шпангоуте; два основных боковых узла (см. вид *Л*) одинаковы по конструкции — каждый из них состоит из шарнирно закрепленного на шпангоуте *2* кронштейна *3* с распорной тягой *7* и цапфой *4*, являющейся одной из основных опор двигателя. Тяга *7* другим концом крепится к кронштейну на шпангоуте *5*. От действия силы P_x, приходящейся на один из узлов и равной $0{,}5P_x$ (см. рис. 9.4, вид *А*), тяга *7* работает на сжатие, а уравновешивается сила $0{,}5P_x$ на продольной балке *6*, связанной с обшивкой, потоком q_x и парой сил $T_1a = 0{,}5P_xh$, действующих на шпангоуты *2, 5* (*a* — расстояние между шпангоутами). Схема восприятия и уравновешивания веса $0{,}5(G_{дв}n^э_{max}f) = 0{,}5P_y$, приходящейся на один из узлов, потоком усилий q_y и парой сил T_2b (*b* — расстояние между опорами кронштейна *3*) показана на рис. 9.4 (см. вид *Б*). Боковая сила P_z воспринимается кронштейнами *3*, а силы от гироскопических моментов $M_{гY}$ И $M_{гZ}$ — парами сил в основных боковых узлах крепления двигателя. Передняя опора *1* находится далеко впереди ЦМ двигателя, поэтому несет очень небольшие нагрузки и является вспомогательной опорой, с помощью которой может производиться нивелировка положения оси двигателя в вертикальной плоскости.

Крепление ТРД на пилонах хвостовой части фюзеляжа показано на рис. 9.5. Здесь: *а* — схема компоновки двигателей на самолете; *б* — конструктивно-силовая схема хвостовой части фюзеляжа с сечениями *А—А* по фюзеляжу, *В—В* по силовому шпангоуту *3*, *Б—Б* по силовой поперечной балке *4* шпангоута *3* с узлами *1* подвески боковых гондол (вид I); *в* — один из вариантов конструкции узла *1*; *г* — вид в плане гондолы *12* левого двигателя с пилоном *2*, продольной силовой балкой *11*, воспринимающей тягу от двигателя, подкосами *10*, силовым кронштейном *16* крепления гондолы (сечение *Г—Г*) к узлу *1* на силовом шпангоуте фюзеляжа *3* и тягами *13* подвески двигателя в гондоле; *д* — конструктивно-силовая схема подвески двух боковых двигателей с вынесенными отдельно узлами крепления двигателей в гондолах (виды *I, II* и *А*) и узлами крепления гондол к силовым шпангоутам фюзеляжа (виды *III, IV*) с сечениями *Д—Д* и *Е—Е*, поясняющими конструкцию стыковых узлов *II, IV*. На рис. 9.5, *е* приведена конструктивно-силовая схема гондол *12*, представляющая собой тонкостенную, подобную фюзеляжу, конструкцию, воспринимающую аэродинамические нагрузки, и общий вид гондолы *12* с подвешенными к ней створками *15* (см. рис. 9.5, *ж*).

Гондолы боковых двигателей расположены симметрично относительно оси самолета (см. рис. 9.5, *а*) и развернуты носовой частью в сторону фюзеляжа и вверх, чтобы уменьшить влияние тяги двигателей на характеристики устойчивости и управляемости самолета. Между гондолами *12* и хвостовой частью фюзеляжа находятся пилоны *2*, опирающиеся на узлы *1* крепления гондол двигателей к силовым шпангоутам *3* фюзеляжа. Таким образом, с одной стороны, образуется достаточно надежный слив пограничного слоя от впереди лежащей боковой поверхности фюзеляжа, а с другой стороны, эта поверхность, тормозя воздушный поток перед входом в воздухозаборник, способствует повышению в нем давления. Для крепления гондол двигателя к фюзеляжу используют стальные штампованные кронштейны *1* на поперечных балках *4* усиленных шпангоутов фюзеляжа *3* и


а
А
3
Б–Б
А–А
Б
В
1
2
4
5
б
В–В
7
Г
Г–Г
10
11
12
НП
9
8
в
13
14
15
16
г

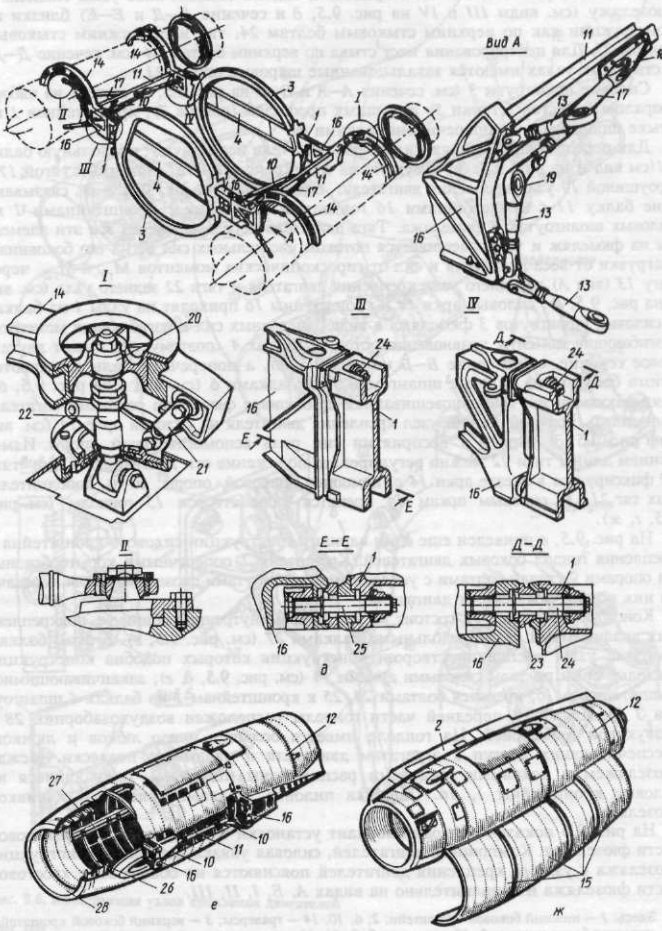


Рис. 9.5. Конструкция узлов крепления двигателей на пилонах в хвостовой части фюзеляжа. Конструкция гондол

кронштейны *16*, связанные силовыми арками *14* с гондолами двигателей (см. сечение *Г—Г*, рис. 9.5, *г* и *д*). Передние и задние стыковочные узлы гондолы к фюзеляжу (см. виды *III* и *IV* на рис. 9.5, *д* и сечение *Д—Д* и *Е—Е*) близки по конструкции как по верхним стыковым болтам *24*, так и по нижним стыковым болтам *25*. Для центрирования мест стыка по верхним болтам *24* (см. сечение *Д—Д*) в стыковых узлах имеются завальцованные шаровые опоры *23*.

Силовые шпангоуты *3* (см. сечения *А—А* и *В—В* на рис. 9.5, *б*) состоят из набора дюралевых листов (стенки *5*) и мощных профилей (поясов *7*), кронштейнов *1* на стыке шпангоутов с поперечными балками *4*.

Для передачи на фюзеляж силы тяги двигателя используют: продольную балку *11* (см вид *А* на рис. 9.5, *д*), несущую на себе кронштейн *18*, связанный тягой *17* с проушиной *19* узла крепления двигателя; подкосы *10* (см. рис. 9.5, *г*, *д*), связывающие балку *11* с кронштейнами *16* гондолы и через них с кронштейнами *1* на силовых шпангоутах *3* фюзеляжа. Тяга двигателя передается через все эти элементы на фюзеляж и уравновешивается потоком касательных сил q_x на его боковинах. Нагрузки от веса двигателя и сил от гироскопических моментов M_{rY} и M_{rZ} через тягу *13* (вид *А*) переднего узла крепления двигателя и тяги *22* заднего узла (см. вид *I* на рис. 9.5, *д*), силовые арки *14* и кронштейны *16* приходят на узлы *1* на балках *4* силовых шпангоутов *3* фюзеляжа в виде поперечных сил и изгибающих моментов. Изгибающие моменты уравновешиваются на балках *4* (поэтому они имеют двутавровое сечение, см. сечение *Б—Б* на рис. 9.5, *б*), а поперечные силы передаются этими балками на силовые шпангоуты *3* накладками *6* (см. вид *I* на рис. 9.5, *б*), связывающими их, и уравновешиваются на обшивке фюзеляжа потоками касательных сил q_y. Верхний задний узел крепления двигателя на силовой арке *14* (см. вид *I* на рис. 9.5, *д*) играет в восприятии сил роль вспомогательной опоры. Изменением длины тяги *22* можно регулировать положение оси двигателя. Сама тяга *22* фиксируется в гнезде арки *14* с помощью шаровой опоры *20* и дополнительных тяг *21*. К силовым аркам *14* крепятся узлы створок *15* гондолы (см. рис. 9.5, *г*, *ж*).

На рис. 9.5, *в* приведен еще один вариант конструкции силового кронштейна *1* крепления гондол боковых двигателей. Кронштейн *1* поперечными корытообразными опорами *9* связан болтами с усиленными шпангоутами фюзеляжа *8* для передачи на них поперечных сил от двигателя.

Конструкция гондол *12* состоит из внешней и внутренней обшивок, подкрепленных диафрагмами *26* и продольными балками *27* (см. рис. 9.5, *е*). К этим балкам крепятся узлы крепления створок, конструкция которых подобна конструкции гондолы. Сами гондолы силовыми арками *14* (см. рис. 9.5, *д*, *е*), заканчивающимися кронштейнами *16*, крепятся болтами *24*, *25* к кронштейнам *1* на балках *4* шпангоутов *3* фюзеляжа. В передней части гондолы расположен воздухозаборник *28* с дозвуковой геометрией. На гондоле имеется большое число люков и лючков, обеспечивающих доступ к агрегатам двигателя и узлам его подвески. Между фюзеляжем и боковыми гондолами расположены пилоны *2*, опирающиеся на силовые кронштейны *1*, *16*. Обшивка пилонов уголками связана с обшивкой фюзеляжа.

На рис. 9.6 показан еще один вариант установки трех двигателей в хвостовой части фюзеляжа. Компоновка двигателей, силовая увязка элементов конструкции фюзеляжа с узлами крепления двигателей поясняются на общем виде хвостовой части фюзеляжа и дополнительно на видах *А*, *Б*, *I*, *II*, *III*.

Здесь: *1* — нижний боковой кронштейн; *2, 6, 10, 14* — траверсы; *3* — верхний боковой кронштейн; *4* — передняя балка пилона; *5, 12* — штанги; *7, 9, 11, 13* — кронштейны; *8* — задняя балка пилона; *15, 17, 18, 23* — серьги; *16* — тяга; *19* — вилка; *20* — заднее резьбовое гнездо штанги *5*; *21* — подшипник; *22* — переднее резьбовое гнездо штанги *5*; *24* — палец; *25* — такелажный узел.

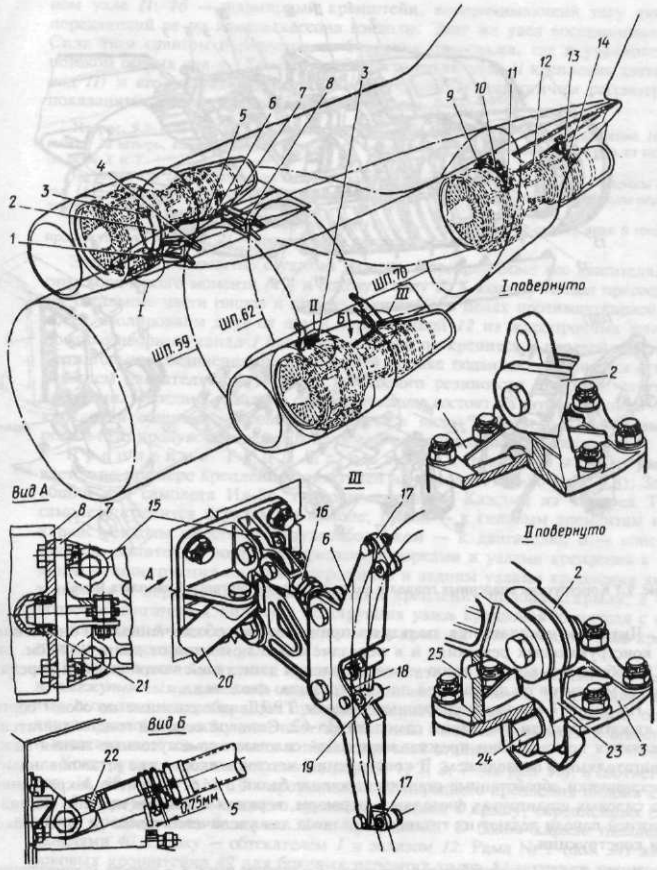


Рис. 9.6. Конструкция узлов крепления двигателей

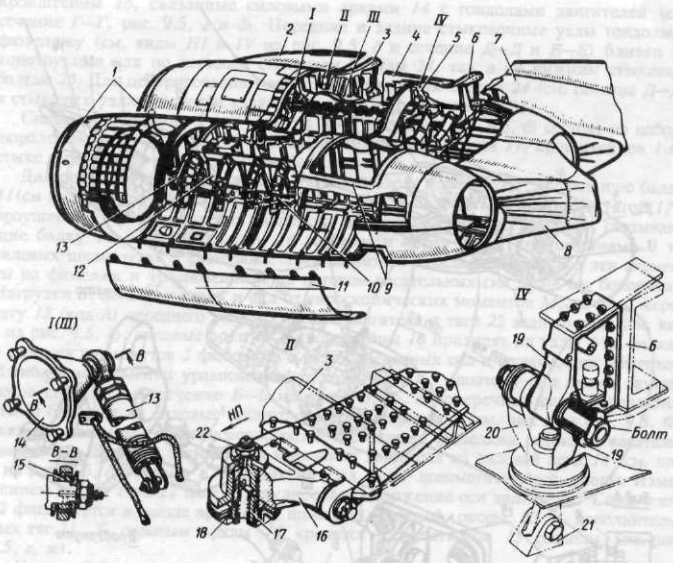


Рис. 9.7 Конструкция спаренных гондол и узлов крепления двигателей самолета Ил-62

Читателю предлагается, пользуясь приведенными обозначениями и аналогиями в конструктивных решениях и в передаче сил и моментов от двигателя (см. рис. 9.5), объяснить конструкцию узлов крепления двигателей в этой схеме и передачу сил и моментов от двигателей на конструкцию фюзеляжа.

На рис. 9.7 показаны спаренные гондолы ТРДД, размещенные по обоим бортам в хвостовой части фюзеляжа самолета Ил-62. Силовой основой гондол двигателей являются кессоны. Они представляют собой силовые промежуточные звенья между двигателями и фюзеляжем. В конструкцию кессонов входят две штампованные и механически обработанные стальные арочные балки *3* и *6*, моментно закрепленные на силовых шпангоутах фюзеляжа, нервюры, верхняя и нижняя панели. Обшивку нижней панели делают из титановых сплавов для увеличения тепло- и огнестойкости конструкции.

На рис. 9.7: *1* — воздухозаборники; *2* — пилон; *3* — передняя балка; *4* — нервюра (противопожарная перегородка); *5* — задний узел крепления двигателя; *6* — задняя балка; *7* — залив гондол; *8* — "бобровый хвост"; *9* — вырезы под решетки реверса; *10* — шпангоуты; *11* — створки; *12* — межгондольная перегородка; *13* — подкос-амортизатор переднего крепления двигателя.

Крепление каждого двигателя осуществляется в четырех точках: по три основных узла *I, II, III* на передней арочной балке *3* и по одному заднему узлу *5* (IV) на задней арочной балке *6*, играющему роль вспомогательной опоры. На централь-

ном узле *II*: *16* — шарнирный кронштейн, воспринимающий тягу двигателя и передающий ее на панель кессона гондолы. Этот же узел воспринимает силу *Z*. Сила тяги сдвигом передается на боковину фюзеляжа, где и уравновешивается потоком осевых сил q_x. Конструкция центрального узла *II* крепления двигателя (см. вид *II*) и его силовая завязка с кронштейном *16* аналогичны рассмотренным и показанным на рис. 9.3 на виде *В* и сечении *Д—Д*.

На рис. 9.7 (вид *II*): *18* — гнездо со сферическим подшипником *17*. В кронштейне *16* закреплен гайкой *22* штырь, который входит в гнездо *18* и фиксирует таким образом двигатель от перемещений по осям *X* и *Y*.

На видах *I* и *III* представлены боковые узлы крепления двигателя. Здесь: *13* — подкосы-амортизаторы; *14* — кронштейн крепления двигателя; *15* — сферические подшипники. На эти узлы передается вес двигателя.

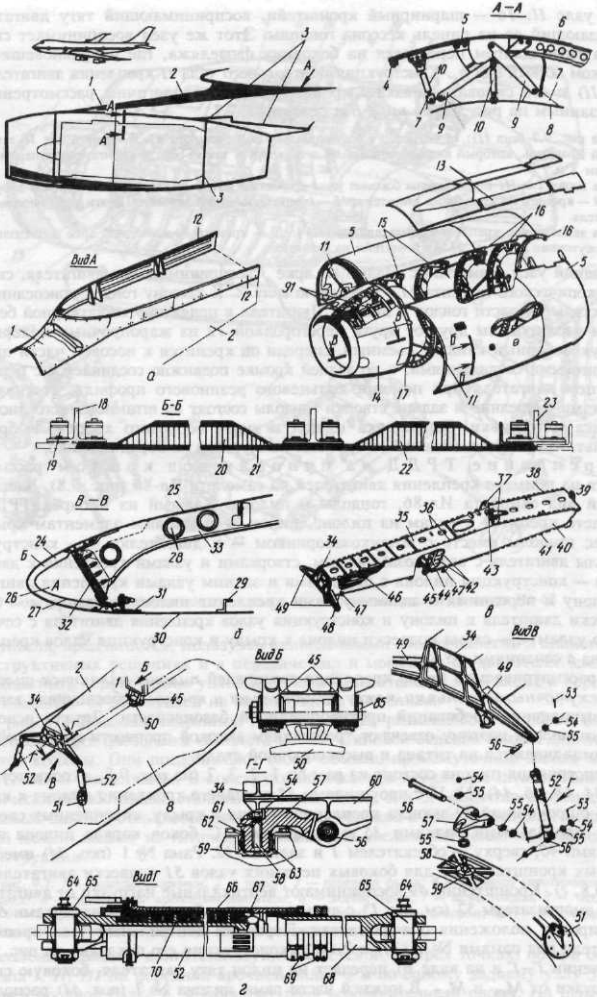
На заднем узле крепления двигателя (вид *IV*): *19* — кронштейн на задней арке *6* гондолы; *20* — промежуточная качалка; *21* — кронштейн на двигателе.

Задний узел совместно с узлами на арке *3* воспринимает вес двигателя, силы от гироскопического момента M_{rZ} и боковую силу *Z*. К кессону гондол присоединяются все остальные части гондол и пилона. Двигатели в целях противопожарной безопасности изолированы друг от друга перегородкой *12* из жаропрочных материалов. Воздухозаборный канал *1* съемный, спереди он крепится к носовой части шестью фитинговыми соединениями, а по задней кромке подвижно соединяется с передним фланцем двигателя при помощи кольцевого резинового профиля, стягиваемого хомутами. Передние и задние створки гондолы состоят из штампованного листового каркаса и обшивки. Законцовка гондол в виде "бобрового хвоста" выбрана в результате продувок моделей гондол как наилучшая по аэродинамике.

Крепление ТРДД на пилонах под крылом рассматривается на примере крепления двигателей на самолете Ил-86 (рис. 9.8). Здесь: *а* — общий вид самолета Ил-86, гондолы и пилона. Каждый из четырех ТРДД на самолете крепится к узлам на пилоне, пилон — к силовым элементам крыла, а каркас гондолы вместе с воздухозаборником — к двигателю; *б* — конструкция гондолы двигателя с воздухозаборником, створками и узлами крепления к двигателю; *в* — конструкция пилона с передними и задним узлами крепления двигателя к пилону и передними и задним узлами крепления пилона к крылу; *г* — схема подвески двигателя к пилону и конструкция узлов крепления двигателя с сечениями по узлам; *д* — схема подвески пилона к крылу и конструкция узлов крепления пилона с сечениями по узлам.

В рассматриваемой схеме крепления двигателей *пилоны являются силовыми промежуточными звеньями между двигателями и крылом*, обеспечивая вместе с тем выполнение требований противопожарной безопасности. Детали основного каркаса пилона поэтому отвечают требованиям высокой прочности и огнестойкости и изготавливаются из титана и высокопрочной стали.

Конструкция пилона состоит из рам № 1, 2, 3, 7 (на рис. 9.8, *в* соответственно поз. *34*, *48*, *46*, *44*), № 10 с проушинами *37* переднего крепления пилона к крылу, № 15 с проушиной *39* заднего крепления пилона к крылу, скрепленных сверху и снизу продольными балками *35* и профилями. С боков каркас пилона зашит панелями *40*, сверху — обтекателем *1* и зализом *12*. Рама № 1 (поз. *34*) имеет два боковых кронштейна *49* для боковых передних узлов *51* подвески двигателя (см. рис. 9.8, *г*). Кронштейны *49* воспринимают вертикальные нагрузки от двигателя *8* через амортизаторы *52* (см. вид *Г*) с вильчатыми резьбовыми наконечниками *68* для регулировки положения оси двигателя. Передний центральный узел крепления двигателя под рамами № 1 (*34*) и 2 (*48*) (конструкция его показана на рис. 9.8, *г* на сечении *Г—Г* и на виде *В*) передает на пилон тягу двигателя, боковую силу *Z* и нагрузки от M_{rY} и M_{rZ}. В нижней части рамы пилона № 7 (поз. *44*) расположен


А—А
Вид А
Б—Б
В—В
Вид Б
Вид В
Г—Г
Вид Г
а
б
в
г

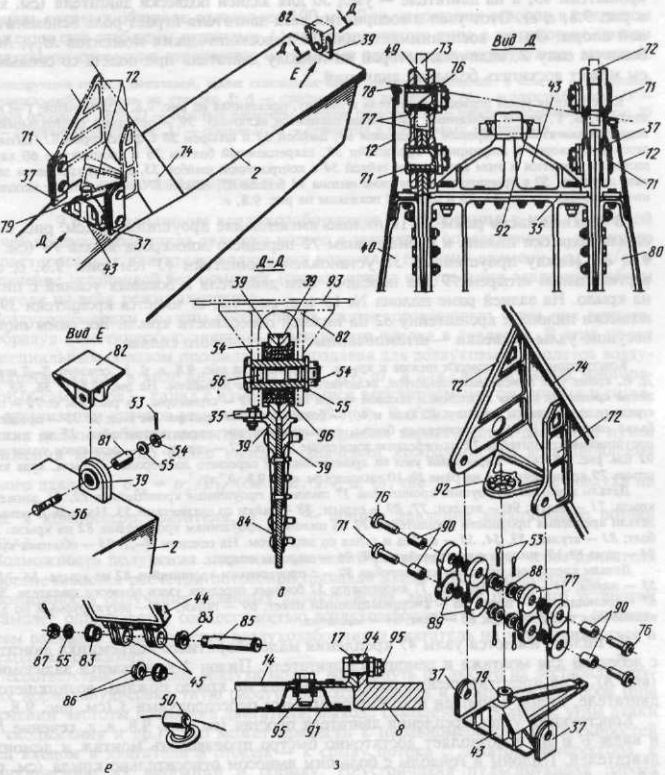


Рис. 9.8. Конструкции гондол двигателей, пилонов и узлов крепления пилонов к крылу, двигателей к пилонам, гондол к двигателям

кронштейн *45*, а на двигателе — узел *50* для задней подвески двигателя (см. вид *Б* и рис. 9.8, *г*, *е*). Этот узел в восприятии веса двигателя играет роль вспомогательной опоры. Он же воспринимает силы от гироскопических моментов M_{rY}, M_{rZ} и боковую силу *Z*, величина которой на гондолу двигателя при полете со скольжением может достигать больших значений.

Конструкция узлов подвески двигателя к пилону, показанная на рис. 9.8, *в*, *г* (сечение Г–Г) и на видах Б, В, Г, кроме описанных уже выше элементов включает: *59* — передний центральный узел подвески двигателя с шаровым вкладышем *63*, шайбой *62* и штырем *58* с фиксатором *61*. Штырь *58* этого узла входит в шарнирный кронштейн *57*, закрепленный болтом *56* в кронштейне *60* каркаса пилона, и крепится в этом кронштейне гайкой *54* с контровочной шайбой *55*. Детали крепления заднего узла двигателя *50* в кронштейне *45* на раме пилона *44* болтом *85*, гайкой *87* со шплинтом с использованием упорных втулок *83*, *86* и шайб *84* показаны на рис. 9.8, *е*.

В верхней части рамы № 10 пилона имеются две проушины *37* (см. рис. 9.8, *в*, *д*) для подвески пилона к кронштейнам *72* переднего лонжерона крыла *74* (см. рис. 9.8, *д*). Между проушинами *37* установлен кронштейн *43* (см. рис. 9.8, *д*, *ж*) с вертикальным штырем *79* для передачи тяги двигателя и боковых усилий с пилона на крыло. На задней раме пилона № 15 (см. рис. 9.8, *д*) имеется кронштейн *39* для подвески пилона к кронштейну *82* на нижней поверхности крыла. Все рамы пилона, несущие узлы подвески — штампованные из титанового сплава.

Конструкция узлов подвески пилона к крылу, показанная на рис. 9.8, *в*, *д*, *ж*, сечении *Д–Д* и видах *Д*, *Е*, кроме уже описанных элементов, включает следующие элементы. На рис. 9.8, *в*: *36*, *38*, *41* — ленты крепления зализа хвостовой и носовой частей пилона; *42* — стрингеры. На рис. 9.8, *д*: *72* — пилон с узлами его подвески к крылу; *80* (как и *40*) — боковые панели пилона. На виде *Д*: *35* — продольная балка пилона; *71*, *76* — пустотелые болты, связывающие проушины кронштейна *37* на пилоне с проушинами кронштейна *72* на переднем лонжероне крыла; *77* — серьги; *78* — резиновое уплотнение; *92* (см. рис. 9.8, *ж*) — шарнирный узел на кронштейнах *72* переднего лонжерона *74* крыла, куда входит штырь *79* кронштейна *43* на раме № 10 пилона (см. рис. 9.8, *д*, *ж*).

Детали крепления проушин кронштейна *37* пилона к проушинам кронштейнов *72*, *73* лонжерона крыла: *71* — болты; *90* — втулки; *77*, *89* — серьги; *88* — гайки со шплинтами *53*. На виде *Е* показаны детали крепления проушины кронштейна *39* на пилоне к проушинам кронштейна *82* на крыле: *56* — болт; *81* — втулка; *53*, *54*, *55* — шайба и гайка со шплинтом. На сечении *Д–Д*: *93* — обшивка крыла; *84* — рама № 15 пилона с кронштейном *39*; *96* — шаровая опора.

Детали крепления проушин кронштейна *39* — с проушинами кронштейна 82 на крыле: *56* — болт; *55* — шайба; *54* — гайка. На виде *Г*: амортизатор *52* боковых передних узлов подвески двигателя. Здесь: *67* — цилиндр; *70* — шток; *66* — амортизационный пакет; *69* — гайки; *68* — регулируемый по длине наконечник амортизатора; *65* — болт; *64* — масленка.

На пилоне имеются узлы *47* крепления малогабаритного подъемника двигателя с лебедкой для монтажа и демонтажа двигателя. Пилон *2* закрывается зализами *12* (вид *А*). Для предотвращения распространения на крыло пожара, возникшего на двигателе, пилон защищен противопожарными перегородками *3* (см. рис. 9.8, *а*).

Конструкция узлов крепления двигателя простая (см. рис. 9.8. *в*, *г*, сечение *Г–Г* и виды *Б* и *В*) и позволяет достаточно быстро производить монтаж и демонтаж двигателей. Пилоны и гондолы с большим выносом относительно крыла (см. рис. 9.8, *а*) обеспечивают минимум интерференции между ними и хорошие аэродинамические характеристики.

Конструкция гондол двигателей показана на рис. 9.8, *а*, *б*, *з* и сечениях *А–А*, *Б–Б* и *В–В*. Она включает в себя основной каркас для крепления створок и крышек гондолы и воздухозаборник. Элементы каркаса и воздухозаборник крепятся к фитингам *7* двигателя при помощи кронштейнов *9* и регулируемых по длине тяг *10* (см. сечение *А–А*). Каркас гондолы состоит из шпангоутов *15* и *16*, в верхней части которых имеются узлы подвески передних и задних створок *5* гондолы и полки с замками для крепления крышек *13* гондолы. Все гондолы взаимозаменяемы. Для уменьшения массы планера и получения аэродинамически гладкой поверхности гондол створки и крышки сделаны сотовыми (см. сечение *Б–Б* на рис. 9.8, *б*).

Площадь сотовых обшивок составляет 100 м^2. Для удержания створок в открытом положении они снабжены штангами *11* телескопического типа с шариковым замком и в закрытом состоянии запираются натяжными удобными в эксплуатации замками.

Конструкция гондол двигателей, кроме описанных выше элементов, включает в себя: *4* — резиновый уплотнительный профиль на створке *5*; *6* — профиль; *8* — двигатель; *14* — воздухозаборник; *17* — опорный профиль; *18* и *23* — силовые элементы створок гондолы; *19* — унифицированные замки; *20* и *22* — сотовые заполнители; *21* — обшивка; *28* — отверстия в продольных диафрагмах.

§ 9.6. ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ

9.6.1. Назначение воздухозаборников и требования к ним. Основной задачей воздухозаборников является подвод к двигателю определенного, заданного в характеристиках двигателя количества воздуха в единицу времени ($m_в$, кг/с) и обеспечение устойчивой без помпажа (срывов потока и пульсации давления) работы двигателя на всех режимах полета.

Воздухозаборники должны обеспечивать сжатие проходящего через них воздуха, преобразуя кинетическую энергию набегающего потока в давление. В этих целях их специальным образом профилируют, создавая для дозвуковых самолетов воздухозаборный канал в виде диффузора (рис. 9.9, *а*), а для сверхзвуковых многорежимных самолетов — канал с изменяющимися регулируемыми сечениями и системой организации скачков уплотнения (рис. 9.9, *д*). В обоих этих случаях воздухозаборники должны обеспечивать получение заданных характеристик двигателя путем достижения возможно более высоких значений коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{вх} = p_a^*/p_H^*$ (см. рис. 9.9, *а, б*), где p_a^* — давление воздуха на входе в компрессор двигателя, а p_H^* — полное давление набегающего потока воздуха.

Возможность получения заданных значений расходов воздуха через двигатель $m_в$ обеспечивается расчетом потребной площади входа в воздухозаборник.

Возможность получения заданных характеристик двигателя после его установки на самолет определяется совместимостью воздухозаборника и двигателя — соответствием расходов воздуха через воздухозаборник и двигатель на установившихся и переходных режимах.

Несоответствие расходов воздуха может возникнуть от любого из дестабилизирующих нормальную совместную работу воздухозаборника и двигателя факторов (при изменении частоты вращения двигателя, выходе самолета на большие углы атаки или скольжения и др.). Это может привести к неравномерности поля скоростей перед входом в двигатель и отсюда — к срыву потока с лопаток компрессора, к возникновению их вибраций и обрыву. Неустойчивая пульсирующая работа двигателя (помпаж) приводит к падению значений $\sigma_{вх}$, тяги и увеличению удельного расхода топлива двигателя. Если для дозвуковых воздухозаборников характерно автоматическое согласование расходов воздуха через воздухозаборник и двигатель (для них важно правильно спрофилировать диффузор [27], добиваясь максимального $\sigma_{вх}$), то для заборников сверхзвуковых самолетов с большим диапазоном скоростей полета, подверженных влиянию указанных выше дестабилизирующих факторов, необходимы специальные автоматические системы регулирования. Задачей таких систем является удержание системы скачков на сверхзвуковых скоростях полета в заданном положении, чтобы получить максимальное $\sigma_{вх}$. Это достигается изменением площади горла (самого узкого сечения) воздухозаборника, перемещением конуса *1* вперед или назад против полета (круглые воздухозаборники, см. рис. 9.9, *в*) или перемещением подвижных рамп *4*, *5* (плоские воздухозаборники, см.

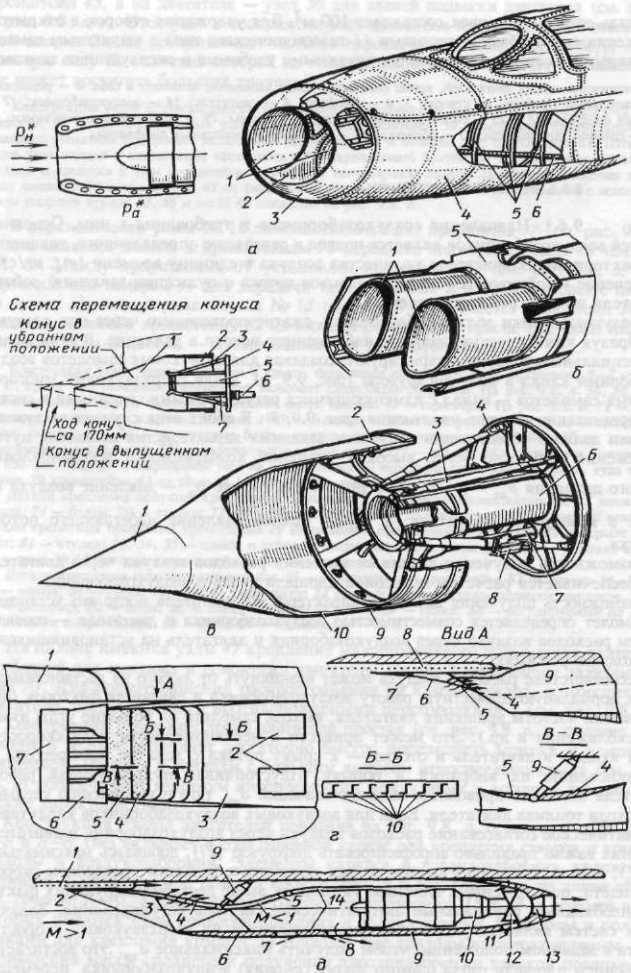


Рис. 9.9. Схемы и конструкция воздухозаборников различных типов

рис. 9.9, *г, д*). Для дополнительного всасывания воздуха (на взлете при его нехватке) или перепуска воздуха (при помпаже) используются створки за горлом воздухозаборника, соединяющие его воздушный канал с атмосферой. Створки располагают над каналом или сбоку от него.

Требованием к воздухозаборникам является также меньшее значение их аэродинамического сопротивления. Это достигается плавностью обтекания воздушным потоком внешних обводов воздухозаборников и улучшением качества их поверхности.

9.6.2. Компоновка воздухозаборников на самолете и их конструкция. В зависимости от места размещения на самолете воздухозаборники могут быть следующих типов (см. рис. 9.1): лобовыми (в основном круглого сечения) в носовой части фюзеляжа легких маневренных самолетов, в крыле или в носовой части гондол средних и тяжелых самолетов; боковыми; подкрыльными; под- или надфюзеляжными (плоского или круглого сечения).

При анализе различных вариантов компоновки СУ на самолете в § 9.2 и 9.3 уже рассматривались преимущества и недостатки воздухозаборников, различающихся расположением на самолете и типом. При любых воздухозаборниках должна обеспечиваться более высокая равномерность поля скоростей перед входом в двигатель, но на больших углах атаки эта равномерность может нарушаться и возможно возникновение помпажа. На рис. 9.9, *а* показана конструкция лобового нерегулируемого воздухозаборника с воздушными каналами *1* в носовой части фюзеляжа, подкрепленными диафрагмами *5* и продольными балками *6*. Входные кромки *3* — закругленные с дозвуковой геометрией. Однако такие воздухозаборники можно использовать до значений M = 1,4...1,5. В носовой части имеется вертикальная перегородка *2*, разделяющая поступающий воздух на два канала. Внешняя обшивка воздухозаборника *4* с подкрепляющим ее набором продолжает конструкцию фюзеляжа в носовой его части.

На рис. 9.9, *в* приведен лобовой воздухозаборник с регулируемым положением конуса. Здесь: *1* — радиопрозрачный конус трехслойной конструкции; *2* — опора конуса; *3* — подкосы; *4* — диск; *5* — труба; *6* — гидроцилиндр управления конусом; *7* — шток гидроцилиндра управления конусом; *8* — концевой выключатель сигнализации положения конуса; *9* — сотовый слой; *10* — два слоя стеклотекстолита толщиной 1,2 мм. На этом же рисунке показана схема перемещения конуса, которое может происходить в автоматическом режиме от специальной системы или вручную (при отказе автоматики) от переключателя к кабине.

На рис. 9.8, *а, б, з* и сечении *В—В* показана конструкция лобового воздухозаборника *14* в носовой части гондолы под крылом самолета. Здесь наиболее короткий воздушный канал и наименьшие потери скоростного напора ($\sigma_{вх} \approx 0{,}97...0{,}98$). Воздухозаборник своим опорным профилем *17* (см. рис. 9.8, *б, з*) устанавливается на болтах *95* на переднем фланце *94* двигателя *8* и состоит из каркаса с поперечными *91* и продольными *33* диафрагмами, задней стенкой (опорным профилем) *17*, профилями жесткости *29* и обшивкой *25* носка и воздухозаборного канала *30* клепаной конструкции, соединенных болтами. В носке имеется патрубок для подвода горячего воздуха от противообледенительной системы сначала в камеру *А* (поз. *26*), а затем в кольцевой канал *Б* (поз. *24*) обогрева носка. Отработанный воздух сбрасывается через щели. На сечении *В—В*: *25* — наружная обшивка носка воздухозаборника; *27* — рубашка, разделяющая камеры *А* и *Б*; *31* — стыковочный профиль; *32*— теплоизоляция. Воздухозаборный канал имеет длину, равную диаметру двигателя (на входе в него), что достаточно для создания равномерного поля скоростей перед входом воздуха в компрессор двигателя и обеспечения его устойчивой работы. В канале на большой площади (до 4,5 м^2) размещены звукопоглощающие конструкции (ЗПК), состоящие из сот и перфорированной неметаллической обшивки *2* (рис. 9.10, *в*).

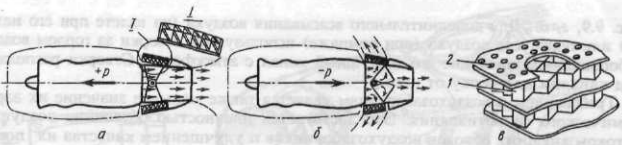


Рис. 9.10. Схемы реверсоров тяги на двигателе

Для снижения шума самолета Ил-86 до уровня, соответствующего нормам ИКАО, на двигателях самолета с большой тягой (P = 130 000 Н) и небольшой степенью двухконтурности (m = 1,15) во втором контуре установили ЗПК общей площадью до 11 м^2. (На ТРДД чем больше значение m, тем меньше шум.)

Гондолы двигателей сделаны по схеме смешения внутренних и внешних потоков ТРДД, что позволяет повысить топливную эффективность самолета. Применение углепластиков и других КМ в конструкции гондол позволит снизить массу гондол до 25 %, в результате чего повысится топливная эффективность самолета [24].

В хвостовой части гондолы размещено реверсивное устройство для создания отрицательной тяги двигателя, необходимой для сокращения длины пробега самолета (см. рис. 9.10, *а, б*).

Боковые заборники значительно сокращают длину воздушных каналов, упрощают компоновку фюзеляжа, освобождая его носовую часть, но при полете со скольжением возможно затенение одного из заборников. Образование пограничного слоя на впереди лежащей боковой поверхности фюзеляжа требует организации его слива, чтобы он не попал в воздухозаборник — образования щелей *8* между фюзеляжем и воздухозаборником (см. вид *А* на рис. 9.9, *г*), и отсоса пограничного слоя на неподвижном клине *6* через перфорацию на нем и на внутренней поверхности воздушного канала.

На сверхзвуковых самолетах боковые воздухозаборники в основном прямоугольной формы (см. рис. 9.9, *г*). Конструкция их состоит из обечайки (внешней и внутренней обшивок с подкрепляющими диафрагмами *10*), штампованных клиньевых поверхностей *6, 7* и рамп *4, 5* (см. сечение *В—В* на рис. 9.9, *г*), закрепленных с помощью шомпольных соединений и управляемых силовым цилиндром *9* системы автоматического управления воздухозаборниками. На рис. 9.9, *г*: *1* — фонарь летчика; *2* — противопомпажные створки; *3* — обечайка воздухозаборника.

Воздухозаборники под крылом или под фюзеляжем имеют близкую конструкцию, показанную на компоновочной схеме гондолы двигателя тяжелого сверхзвукового самолета (см. рис. 9.9, *д*).

Здесь: *1* — щель для слива пограничного слоя; *2* — неподвижная плоскость клина; *3* — щели для слива пограничного слоя с плоскости клина; *4, 5* — подвижные рампы; *6* — обечайка; *7* — вспомогательная взлетная створка; *8* — противопомпажная створка; *9* — стенка под двигателем; *10* — сопло; *11* — дополнительные заборники воздуха; *12* — створки реверсора тяги; *13* — регулируемое сопло. На рис. 9.9, *д* показана схема скачков при сверхзвуковом полете.

На истребителях целесообразно переднюю часть воздухозаборника делать отклоняющейся вниз при полете на больших углах атаки с тем, чтобы не терять в значении коэффициента $\sigma_{вх}$. Такая конструкция воздухозаборника сделана, например, на самолете F-15.

На современных самолетах на двигателях устанавливаются выхлопные сопла с регулируемой геометрией и устройства для реверсирования тяги двигателей.

9.7.1. Выхлопные сопла. Для регулирования сопла (площади его сечения) используется автоматика, которая в зависимости от режима полета (режима работы двигателя) посредством силовых цилиндров отклоняет створки сопла, уменьшая или увеличивая площадь его сечения. Очень существенна для получения высоких летных характеристик плавность внешних обводов хвостовой части фюзеляжа (гондолы), где расположены сопла (сопло) двигателей. Величина донного сопротивления при максимальном сужении сопла может достигать 1/3 полного сопротивления самолета. Чтобы уменьшить донное сопротивление, целесообразно управляемые створки сопла делать большей длины. В этом случае они будут отклоняться на меньшие углы и не будут нарушать плавность обтекания хвостовой части фюзеляжа (гондолы).

9.7.2. Реверсивные устройства на двигателях служат вместе с тормозами колес и тормозным парашютом для уменьшения длины пробега самолета. Эффективность применения реверса тяги зависит как от величины создаваемой при этом отрицательной тяги двигателей $P_{рев}$, так и от времени $t_н$ на достижение $P_{рев\ max}$ после включения реверса (оно составляет 5...10 с), от тяговооруженности самолета $\bar{P}_0$, его посадочной скорости $V_{пос}$ и от значения коэффициента трения колес о поверхности ВПП $f_{тр}$.

Эффективность конструкции реверсивного устройства определяется относительной тягой реверса $\bar{P}_{рев} = P_{рев}/P_0$, где P_0 — максимальная тяга двигателя без форсажа. Значение $\bar{P}_{рев}$ для современных ТРДД составляет 0,3...0,6. Однако на длину пробега $L_{пр}$ самолета кроме $\bar{P}_{рев}$ существенное влияние оказывает также величина $t_н$, определяемая в основном (если пренебречь реакцией запаздывания летчика) приемистостью двигателя (временем перехода двигателя с режима малого газа на максимальную тягу). Так, эквивалентное сокращение $L_{пр}$ можно получить при $\bar{P}_{рев} = 0{,}3$ и $t_н = 4$ с и при $\bar{P}_{рев} = 0{,}6$ и $t_н = 9$ с (сравнение производилось при $\bar{P}_0 = 0{,}25...\ 0{,}3$, $V_{пос} = 250$ км/ч и $f_{тр} = 0{,}2$ [27]). Практически получить $\bar{P}_{рев} > 0{,}6$ невозможно, поэтому повышение эффективности реверсивного устройства возможно, главным образом, за счет улучшения приемистости двигателя.

По конструкции все реверсивные устройства разделяют на устройства, осуществляющие поворот газовой струи двигателя до или после среза сопла. В том и другом случае поворотом специальных створок перекрывается основной путь газа и осуществляется поворот газовой струи к отклоняющейся решетке. На рис. 9.9, *д* показано устройство реверсора тяги *12*, створки которого при нормальной работе двигателя не мешают выходу газов через выхлопное сопло двигателя, а при включении реверсора его створки перекрывают этот путь, отклоняя газовые струи к направляющим решеткам в хвостовой части фюзеляжа или гондолы. Отдельно такое устройство с реверсором *1* в выключенном (*а*) и включенном (*б*) положениях показано на рис. 9.10, *а, б*. В реверсорах второго типа его створки при нормальной работе двигателя располагаются над соплом, образуя наружные обводы гондолы двигателя, а при включении реверсора его створки разворачиваются, загораживают путь газовой струе из выхлопного сопла и отклоняют ее для создания реверсивной тяги.

9.8.1. Назначение и состав топливной системы. Топливная система обеспечивает питание топливом двигателей на всех режимах полета, предусмотренных ТТТ для данного типа самолета, в нужном количестве и с необходимым давлением.

Перекачкой топлива (определенной программой выработки топлива из баков) можно влиять на положение ЦМ самолета. На сверхзвуковых самолетах перекачкой топлива можно парировать влияние на статическую устойчивость смещения фокуса назад при переходе на сверхзвуковой полет. При длительном сверхзвуковом полете топливо можно использовать для охлаждения радиоэлектронного и другого оборудования.

На рис. 9.11, *а, б* показана схема топливной системы легкого маневренного самолета МиГ-21, включающая все элементы, присущие топливным системам современных самолетов различного назначения. Рассматриваемая система состоит из:

шести фюзеляжных, четырех крыльевых топливных баков-отсеков *1, 5* и одного подвесного (под фюзеляжем) бака *6*;

двух топливных насосов *8, 13* для перекачки топлива из задней группы в расходный нижний бак № 3 и для подачи топлива из расходного бака к подкачивающему насосу двигателя *11*;

трубопроводов *9*, дренажных трубопроводов *4*, трубопроводов для заправки баков топливом *3*, соединительных трубопроводов *7* с системой обратных клапанов *10*, отключающих бак, потерявший герметичность, от системы, и трубопроводов *12* поддавливания баков воздухом от компрессора двигателя. Поддавливание топлива необходимо для выдавливания топлива воздухом из крыльевых отсеков и подвесного бака, а также для обеспечения устойчивой (без кавитации) работы топливных насосов на больших высотах;

командного (управляющего) трубопровода *14* со специальным поплавковым *16* и дренажными *15* клапанами (см. рис. 9.11, *б*), предназначенными для автоматического управления выработкой топлива из баков в заданной последовательности, обеспечивающей требуемую центровку самолета в полете;

системы контроля выработки топлива и работы насосов;

отсека отрицательных перегрузок в баке № 3 (расходном), обеспечивающего работу двигателя в полете с отрицательной перегрузкой (такие отсеки нужны только для маневренных самолетов).

В приведенной на рис. 9.11 топливной системе заправка топливом баков (за исключением подвесного) производится под давлением централизованно через одну общую горловину *2* в баке № 1. Подвесной бак заполняется отдельно.

Масса топлива может достигать 40...50 % от взлетной массы самолета, а относительная масса элементов и агрегатов топливной системы (без топлива) — 1,5...3 %.

9.8.2. Конструкция топливных баков (см. рис. 9.11, *а*) может быть различна. Бак № 1 — металлический сварной, баки № 2...6 — мягкие с внутренним резиновым слоем и наружным, создающим каркас резинотканевым слоем. В крыле располагаются топливные баки-отсеки.

Бак № 1 расположен сверху за кабинным отсеком. Его обшивка подкреплена поперечными диафрагмами, присоединенными роликовой или дуговой сваркой. Сверху бака находится заливная горловина *2*. В баке есть поплавковый *16* и дренажные *15* клапаны. Дренаж всех баков производится через бак № 1 (см. схему топливной системы на рис. 9.11, *б*). Крепится бак к шпангоутам фюзеляжа.

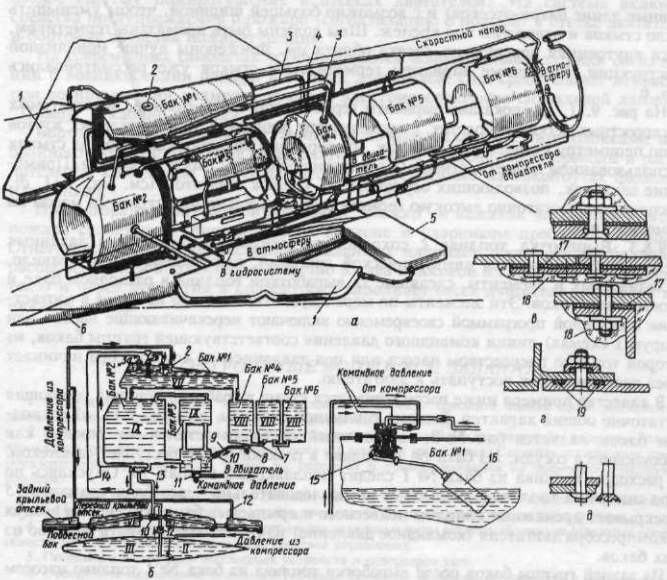


Рис. 9.11. Топливная система самолета. Схема выработки топлива. Способы герметизации топливных отсеков в крыле и фюзеляже

Мягкие баки состоят из гибкой оболочки, включающей в себя слой керосиностойкой резины внутри бака, слой набухающей резины и капроновое полотно снаружи бака с привулканизированной к нему арматурой. Устанавливаются мягкие баки с помощью закрепленных на них штырей в специальных контейнерах. Поэтому их масса вместе с контейнерами больше массы жестких металлических баков. Но мягкие баки позволяют лучше использовать внутренние объемы, более технологичны и удобнее в эксплуатации (их можно монтировать через небольшие люки), они не боятся вибраций, не дают рваных краев при прострелe, а небольшие отверстия могут даже затягиваться за счет слоя набухающей резины.

Крыльевые баки-отсеки представляют собой герметизированные отсеки в фюзеляже или в крыле, покрытые изнутри керосино- и термостойким герметиком. Выигрыш в объеме за счет отсутствия баков позволяет увеличить объем топлива на самолете и уменьшить массу топливной системы. Так, на самолете Ил-18 при переходе от баков к бакам-отсекам в крыле удалось увеличить объем топлива на 5000 л и уменьшить массу системы на 500 кг. Однако боевая живучесть и надежность таких баков-отсеков ниже. Здесь труднее обеспечить высокую герметичность и осуществлять ремонт поврежденных баков-отсеков. В баках-отсеках для повышения их герметичности целесообразно применять длинные монолитные панели

(равные длине баков-отсеков) и с возможно большей шириной, чтобы уменьшить число стыков и отверстий под крепеж. Швы должны быть промазаны герметиком, а вся внутренняя поверхность отсека облита им. Лонжероны лучше монолитной конструкции. Различные варианты герметизации стыков уже рассматривались в гл. 6

На рис. 9.11, *в, г* показаны варианты герметизации баков-отсеков, используемых на скоростных легких самолетах, с применением резиновых уплотнительных жгутов *19* по периметру крышек люков баков, многорядных заклепочных швов на стыках с использованием поверхностного *18* и внутришовного *17* слоев герметика. Применение заклепок, позволяющих осуществлять крепеж с натягом (см. рис. 9.11, *д*), обеспечивает достаточно высокую герметичность с меньшими затратами массы на герметизацию.

9.8.3. Выработка топлива с сохранением центровки самолета в заданных пределах обеспечивается автоматической системой, включающей, как правило, расходный бак и элементы, следящие за выработкой топлива в расходном баке и из остальных баков. Эти элементы по мере выработки топлива из баков в соответствии с заданной программой своевременно включают перекачивающие насосы или (в других схемах) линии командного давления соответствующей группы баков, из которой топливо посредством насоса или под давлением от компрессора начинает через расходный бак поступать к двигателю.

В качестве примера ниже рассматривается схема выработки топлива, имеющая достаточно общий характер. В схеме топливной системы (см. рис. 9.11, *а*) расходным баком является бак № 3, соединенный со всеми остальными баками как сообщающиеся сосуды. Из бака № 1 топливо в расходный бак поступает самотеком. За расходом топлива из бака № 1 следит поплавковый клапан *16*. Опускаясь по мере снижения топлива в баке № 1, он последовательно через блок клапанов *15* перекрывает дренажные клапаны подвесного и крыльевых баков-отсеков, и воздух от компрессора двигателя (командное давление) начинает выдавливать топливо из этих баков.

Из задней группы баков после выработки топлива из бака № 1 топливо насосом *8* в баке № 4 перекачивается в расходный бак № 3. Когда топливо из задней группы баков будет выработано, начнется выработка топлива из расходного бака № 3.

Противопожарная безопасность топливной системы достигается использованием бортовых средств тушения пожара, противопожарных перегородок для локализации пожара и системы с нейтральным газом, который заполняет пространство над топливом в баках, препятствуя образованию паров топлива и их воспламенению (например, при прострелe баков). Давлением нейтральных газов обеспечивается и необходимая высотность топливной системы, т.е. необходимое давление топлива перед входом в топливные насосы. На современных самолетах в интересах противопожарной безопасности в баках может быть использована пенополиуретановая губка. Находясь внутри топливных баков-отсеков, такая губка хорошо противостоит гидроудару при прострелe бака и уменьшает разрушения. Однако объем топлива в баках снижается на *5* %.

В топливных системах многих самолетов предусмотрен аварийный слив топлива, чтобы обеспечить посадку самолетов с массой $m_{пос}$ не более разрешенной для посадки.

Для увеличения дальности полета самолетов и времени дежурства самолетов в воздухе многие современные самолеты оборудованы системой дозаправки топливом в полете.

9.8.4. Системы противопожарной защиты самолета, кроме указанных выше средств по защите от пожара топливных отсеков (в основном топливных баков),

имеют систему пожаротушения в отсеках двигателей. Эта система включает средства предупреждения о пожаре (сигнализацию о пожаре) в отсеке двигателей и бортовые средства пожаротушения.

На современных самолетах устанавливаются ионизационные датчики сигнализации о возникновении пожара в отсеках двигателей. Они срабатывают мгновенно при возникновении пламени, замыкая электрическую цепь сигнальной лампочки "Пожар" в кабине летчика.

Бортовые средства пожаротушения включают баллоны с пироголовками мембранного типа, запирающие огнегасящую смесь в баллоне, трубопроводы и распылительные коллекторы вокруг двигателей, закрепленные на шпангоутах фюзеляжа или гондол.

При загорании сигнальной лампочки "Пожар" и нажатии на кнопку тушения пожара срабатывает пиропатрон на баллоне и ударником пробивает мембрану. Огнегасящая смесь под большим давлением начинает поступать из баллона к распылительным коллекторам (обычно их два в носовой и хвостовой частях двигателя) и через отверстия в коллекторах заполняет отсек двигателя, подавляя возникший пожар.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Определите назначение и состав силовой установки. Сделайте эскизы схем расположения двигателей на самолете, дайте их анализ и сравнительную оценку.
2. Назовите силы, действующие на узлы крепления двигателей. Охарактеризуйте варианты конструкции узлов крепления двигателей *в фюзеляже* и *в гондолах на пилонах*. Сделайте эскизы этих узлов и покажите действующие силы, схемы их передачи и уравновешивания на элементах конструкции планера.
3. Опишите конструкции гондол и пилонов, узлы их крепления к силовым элементам фюзеляжа или крыла. Назовите средства борьбы с шумом двигателей. Опишите противопожарную систему.
4. Определите назначение и охарактеризуйте различные виды воздухозаборников (сделайте эскизы), области их применения, конструкцию, системы управления.
5. Опишите конструкции выхлопных устройств и реверсоров тяги.
6. Определите назначение топливной системы. Назовите ее основные элементы и охарактеризуйте их назначение и работу. Как обеспечивается заданный закон выработки топлива? Какие Вы знаете конструкции топливных баков? Как обеспечивается герметичность баков-отсеков?
7. Сформулируйте требования к силовой установке и приведите примеры их реализации.

ГЛАВА 10

ЖЕСТКОСТЬ КОНСТРУКЦИИ. КОЛЕБАНИЯ АГРЕГАТОВ ПЛАНЕРА В ПОЛЕТЕ

§ 10.1. ПОНЯТИЕ ДОСТАТОЧНОЙ ЖЕСТКОСТИ КОНСТРУКЦИИ

Среди требований к агрегатам самолета одним из основных является требование обеспечения достаточных прочности и жесткости конструкции при наименьшей массе. Для оценки успешности реализации этого требования в конструкции нужны критерии. Если за критерий достаточной прочности конструкции можно принять расчет конструкции на разрушающие нагрузки (рациональная конструкция разрушается при нагрузке, равной расчетной)*, то для определения достаточного уровня жесткости конструкции такого единого критерия нет. Это объясняется разносторонним проявлением влияния жесткости конструкции планера и его частей на характеристики всего самолета в целом. Так, например, при достаточном уровне жесткости конструкции при ее нагружении деформации агрегатов планера не должны приводить к такому искажению форм самолета, при котором изменение аэродинамических характеристик и характеристик устойчивости и управляемости самолета выходило бы за допустимые пределы; не должна нарушаться кинематика механических элементов управления подвижными частями планера (механизацией крыла, рулями, створками люков и др.). Для этого в нормах жесткости регламентируется значение таких критериев жесткости, как допустимые деформации, — прогибы y_{max} и углы крутки φ_{max} (см. рис. 2.19) при лимитированных величинах нагрузок (при этих нагрузках не должно быть остаточных деформаций, потери устойчивости обшивки и др.).

Очень важно влияние жесткости конструкции на возможность возникновений в летном диапазоне скоростей полета опасных аэроупругих явлений — колебаний самолета и потери эффективности рулей. В качестве критериев для оценки уровня жесткости конструкции здесь используются значения критических скоростей возникновения этих явлений $V_{кpi}$. Естественно, при достаточном уровне жесткости должно выполняться условие $V_{кpi} > V_{max}$, где V_{max} — максимальная скорость полета.

Многокритериальность при определении достаточного уровня жесткости конструкции очень усложняет реализацию этого требования в конструкции, так как возможные пути повышения жесткости конструкции почти всегда связаны с ухудшением других характеристик самолета. (Так, например, увеличение жесткости на изгиб EJ любого агрегата при том же материале (E = const) связано либо с

*Для работы конструкции без разрушения в течение заданного ресурса надо обеспечить способность последней сопротивляться разрушению под действием многократно повторяющихся нагрузок (см. § 1.10).

увеличением высоты сечения, т.е. ухудшает аэродинамические характеристики, либо с увеличением площадей сечений силовых элементов, воспринимающих изгиб, т.е. ухудшает весовые характеристики. Аналогично влияние и жесткости на кручение $GJ_к$.) Решением подобной задачи является нахождение компромиссных решений, но выполнение условий, задаваемых нормами жесткости и, в частности, условиями $V_{кpi} > V_{max}$, является обязательным.

§ 10.2. АЭРОУПРУГИЕ ЯВЛЕНИЯ

Аэроупругие явления связаны с взаимодействием аэродинамических, упругих и инерционных сил конструкции самолета. Они возникают в полете из-за упругости и деформируемости агрегатов самолета под действием нагрузок.

При деформации любого агрегата планера в полете изменяются действующие на него аэродинамические нагрузки, приводя к дополнительным деформациям конструкции (увеличению y и φ) и дополнительному увеличению нагрузок, что может привести, в конечном счете, к потере статической устойчивости и разрушению конструкции (*явление дивергенции*). Деформации агрегатов планера при отклонении элеронов (рулей) вызывают дополнительные аэродинамические силы, которые могут снизить эффективность элеронов (рулей) и привести к обратному их действию на самолет (*явление реверса*).

Если возникающие дополнительные силы зависят только от величины деформаций и не зависят от их изменения во времени, то такие явления, обусловленные взаимодействием только аэродинамических и упругих сил, относятся к статическим аэроупругим явлениям (реверс элеронов и рулей, дивергенция крыла, оперения, пилонов и т.д.).

Колебания конструкции в полете возникают в процессе ее деформации, если на нее, кроме упругих и аэродинамических сил, будут действовать еще и силы, изменяющиеся по величине и направлению во времени, — инерционные силы. Эти колебания при определенных условиях (нарушении условия $V_{кpi} > V_{max}$) могут стать причиной динамической неустойчивости конструкции. Явления, обусловленные взаимодействием аэродинамических, упругих и инерционных сил, относятся к *динамическим аэроупругим явлениям* (*флаттер агрегатов планера, бафтинг* и др.).

Потеря конструкцией статической или динамической устойчивости приводит к разрушению конструкции, а возникновение реверса элеронов или рулей — к появлению обратной управляемости самолетом.

§ 10.3. ДЕФОРМАЦИЯ КРЫЛА

Величины прогиба y и угла крутки φ можно определить интегрированием дифференциальных уравнений упругой линии крыла, совпадающей с осью его жесткости, и относительного угла кручения.

Так, для прямого консольного крыла

$$\frac{d^2y(z)}{dz^2} = \frac{M(z)}{EJ(z)}; \quad \frac{d\varphi(z)}{dz} = \frac{M_к(z)}{GJ_к(z)}, \tag{10.1}$$

где $M(z)$ и $M_к(z)$ — изгибающие и крутящие моменты в сечении z; $EJ(z)$ и $GJ_к(z)$ — жесткости на изгиб и кручение в сечении z; E и G — модули упругости.

При определении статических деформаций стреловидных крыльев надо учитывать, что изгиб таких крыльев приводит к изменению углов атаки поперечных сечений крыла, направленных по потоку (см. рис. 2.10). При изгибе крыла с $\chi > 0$ (см. рис. 2.10, *а*) вверх перемещение y_1 точки *1* меньше перемещения y_2 точки *2*, поэтому угол атаки сечения *1—2* уменьшится на величину φ ($\varphi < 0$). Изгиб крыла с $\chi < 0$ приводит к противоположным результатам (см. рис. 2.10, *б*). Эти обстоятельства (как это будет показано ниже) существенно влияют на значение критической скорости дивергенции (см. рис. 3.17, *а*).

§ 10.4. РЕВЕРС ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Реверс органов управления — это явление потери эффективности органов управления и наступления обратного их действия на самолет, которое может произойти из-за закручивания крыла (стабилизатора, киля) под действием аэродинамических сил, возникающих при отклонении элеронов (рулей). Скорость полета, при которой органы управления не создают управляющего момента, т.е. их эффективность становится равной нулю, называется *критической скоростью реверса* $V_{кр.р}$. При значении $V_{кр.р}$, меньшем, чем скорость полета, наступает реверс элеронов (рулей). При этом изменяется знак создаваемого ими управляющего момента и возникает несоответствие отклонения самолета отклонению рычага управления летчиком, т.е. обратное действие органов управления на самолет. Наиболее характерно это явление для элеронов, удаленных от продольной оси самолета и расположенных в концевой, менее жесткой части крыла, особенно на стреловидных крыльях большого удлинения и стреловидности с небольшой относительной толщиной профиля крыла. Это объясняется тем, что изменение углов атаки у стреловидных крыльев происходит не только из-за закручивания крыла при отклонении элерона, но и за счет изгиба крыла (см. рис. 2.10). Поэтому значение $V_{кр.р}$ у стреловидных крыльев при прочих равных условиях меньше, чем у прямых крыльев.

10.4.1. Физическую картину возникновения реверса рассмотрим на примере реверса элеронов. Отклонение элерона вниз на абсолютно жесткой консоли крыла всегда приводит к увеличению ее подъемной силы, а отклонение элерона вверх — наоборот. На упругом крыле отклонение элеронов приводит к закручиванию отсека крыла с элероном на угол φ моментом относительно оси жесткости крыла от аэродинамической силы $\Delta Y_{эл}$, возникающей при отклонении элерона. Закручивание крыла на угол φ вызывает изменение угла атаки на $\Delta\alpha$ (рис. 10.1) и возникновение вследствие этого в фокусе крыла (в точке F) дополнительной аэродинамической силы $\Delta Y_{\Delta\alpha}$, уменьшающей силу $\Delta Y_{эл}$ и снижающей эффективность действия элеронов. Чем меньше величина $\Delta Y_{эл} - \Delta Y_{\Delta\alpha}$, тем меньше эффективность элеронов. При $\Delta Y_{эл} = \Delta Y_{\Delta\alpha}$ их эффективность равна нулю. Скорость, при которой $\Delta Y_{эл} = \Delta Y_{\Delta\alpha}$, определяет критическую скорость реверса. При этом момент от пары сил $\Delta Y_{эл}$ и $\Delta Y_{\Delta\alpha}$ уравновешивается моментом упругих сил $M_{упр}$.

10.4.2. Критическая скорость реверса. Определим $V_{кр.р}$ для прямого угла большого удлинения с постоянной по размаху жесткостью и при отсутствии сосредоточенных грузов*. Используя выражения $\Delta Y_{\Delta\alpha} = c_y^{\alpha}\Delta\alpha S_1 \rho V^2/2$ для отсека крыла, занятого элероном площадью S_1, и $M_{упр} = (\Delta\alpha/l_к)GJ_к$, полученное интегрированием

*При этих же условиях сделаны также выводы формул для критических скоростей дивергенции (10.6) и флаттера (10.8), чтобы получить представление о параметрах, влияющих на значение $V_{кр}$.

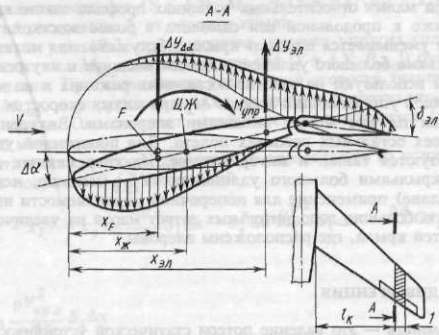


Рис. 10.1. К пояснению явления потери эффективности элеронами или рулями (реверса элеронов, рулей)

выражения (10.1) при $\varphi = \Delta\alpha$ в пределах от $z = 0$ до $z = l_к$, где $l_к$ — расстояние от заделки крыла до отсека крыла посередине элерона (см. рис. 10.1), получим

$$\Delta Y_{\Delta\alpha}(x_{эл} - x_F) = c_y^{\alpha}\Delta\alpha S_1 \frac{\rho V_{кр.р}^2}{2}(x_{эл} - x_F) = \frac{\Delta\alpha}{l_к} GJ_к. \qquad (10.2)$$

Откуда критическая скорость реверса [21]

$$V_{кр.р} = \sqrt{\frac{2GJ_к}{l_к \rho c_y^{\alpha}(x_{эл} - x_F)S_1}}. \qquad (10.3)$$

Здесь $x_{эл}$ — точка приложения дополнительной аэродинамической силы, возникающей при отклонении элерона (см. сечение *А—А* на рис. 10.1).

Анализ этой формулы позволяет определить пути предотвращения реверса в диапазоне возможных скоростей полета. Сюда относятся все те мероприятия, которые позволяют увеличить значение $V_{кр.р}$ и выполнить тем самым условие $V_{кр.р} > V_{max}$.

10.4.3. Конструктивные меры борьбы с реверсом элеронов. Основным условием недопущения реверса является выполнение неравенства $V_{кр.р} > V_{max}$. Как следует из выражения (10.3), одним из основных путей повышения $V_{кр.р}$ является повышение жесткости крыла на кручение $GJ_к$. Это может быть достигнуто увеличением площади поперечного сечения контуров крыла, работающих на кручение (утолщением обшивки и увеличением ширины сечения поясов и высоты стенок лонжеронов). Однако, как это уже отмечалось в § 10.1, такие решения приводят к ухудшению аэродинамических и весовых характеристик крыла. Здесь лучше использовать материалы с повышенными значениями модуля упругости G при небольшом значении удельного веса материала γ. На треугольных крыльях небольшого удлинения из-за их большой жесткости и меньших значениях c_y^{α} реверса элеронов практичес-

ки не бывает. При малых относительных толщинах профиля такого крыла элероны располагают ближе к продольной оси самолета в более жесткой части крыла. Однако при этом уменьшается площадь крыла, обслуживаемая механизацией. На самолетах с крыльями большого удлинения делают внешние и внутренние элероны. Внешние элероны используют на взлетно-посадочных режимах и на малых скоростях полета. Большой управляющий момент M_x при малых скоростях здесь обеспечивается большим плечом между внешними элеронами. Внутренние элероны применяют на всех остальных режимах полета. Для поперечной управляемости самолета используются также и интерцепторы. На современных самолетах со стреловидными крыльями большого удлинения ($V_{кр.р}$ меньше, чем у крыльев других форм в плане) применение для поперечной управляемости интерцепторов позволяет избежать больших дополнительных затрат массы на увеличение жесткости концевых частей крыла, где расположены элероны.

§ 10.5. ДИВЕРГЕНЦИЯ

Дивергенция — это явление потери статической устойчивости (разрушение) крыла, оперения, пилонов крепления двигателей и других частей планера в воздушном потоке, которое может произойти при увеличении угла их закручивания аэродинамическими силами, величина которых возрастает с увеличением угла закручивания.

10.5.1. Физическую картину явления дивергенции рассмотрим на примере дивергенции прямого крыла, которое в полете под действием аэродинамических сил изгибается и закручивается, изменяя углы атаки крыла и вследствие этого действующие на него аэродинамические силы. При расположении оси жесткости крыла позади линии фокусов (рис. 10.2) аэродинамические силы стремятся увеличить угол атаки, а увеличение угла атаки приводит к увеличению аэродинамических сил и т.д.

На рис. 10.2 [21]: α_0 — начальный угол атаки; $\Delta\alpha$ — изменение угла атаки под действием силы Y; ΔY — приращение аэродинамической силы за счет увеличения угла атаки на $\Delta\alpha$; $P_{упр}$ — упругие силы конструкции крыла; $M_{упр}$ — момент упругих сил, определяемый так же, как и при рассмотрении явления реверса; x_F, $x_Ж$ — соответственно расстояние от носка профиля до фокуса и ЦЖ ($x_Ж - x_F = \Delta x$); $M_{аэр}$ —

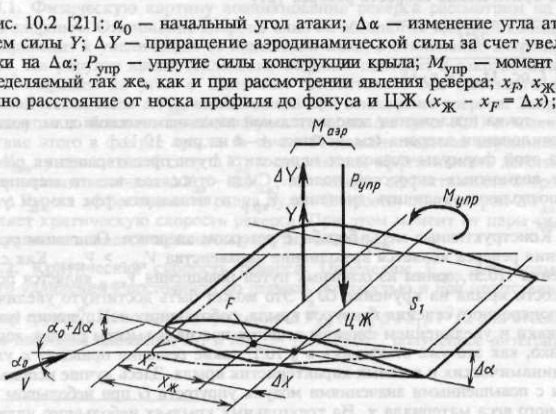


Рис. 10.2. К пояснению явления потери статической устойчивости крыла (дивергенции)

момент аэродинамических сил $(Y + \Delta Y)$, $M_{\text{аэр}} = (Y + \Delta Y)(x_{\text{Ж}} - x_F)$; S_1 — площадь отсека крыла на расстоянии $l_{\text{к}}$ от заделки крыла.

Как следует из рис. 10.2, при равенстве момента упругих сил $M_{\text{упр}}$ моменту аэродинамических сил $M_{\text{аэр}}$ (моменту пары сил $\{Y + \Delta Y;\ P_{\text{упр}}\}$) будет иметь место упругое равновесие. При дальнейшем увеличении скорости значение $M_{\text{аэр}}$ станет больше, чем $M_{\text{упр}}$, и упругие силы уже не смогут сопротивляться дальнейшим деформациям крыла. Оно потеряет устойчивость и разрушится (угол $\Delta\alpha$ начнет неограниченно возрастать).

10.5.2. Критическая скорость дивергенции определяется из условия $M_{\text{аэр}} = M_{\text{упр}}$ и сделанных в подразд. 10.4.2 допущений

$$(Y + \Delta Y)(x_{\text{Ж}} - x_F) = c_y^{\alpha}\alpha_0 \frac{\rho V^2}{2} S_1 \Delta x + c_y^{\alpha}\Delta\alpha \frac{\rho V^2}{2} S_1 \Delta x = \frac{\Delta\alpha}{l_{\text{к}}} GJ_{\text{к}}. \qquad (10.4)$$

Откуда

$$\Delta\alpha = \frac{c_y^{\alpha}\alpha_0 \dfrac{\rho V_{\text{кр.д}}^2}{2} S_1 \Delta x}{\dfrac{GJ_{\text{к}}}{l_{\text{к}}} - c_y^{\alpha} \dfrac{\rho V_{\text{кр.д}}^2}{2} S_1 \Delta x}. \qquad (10.5)$$

Из выражения (10.5) можно определить значение $V = V_{\text{кр.д}}$, при котором $\Delta\alpha \to \infty$. Для этого достаточно приравнять нулю знаменатель выражения (10.5). Тогда при $l_{\text{к}} = l$ и $S_1 = S$ [21]

$$V_{\text{кр.д}} \approx \sqrt{\frac{2GJ_{\text{к}}}{l(x_{\text{Ж}} - x_F)\rho c_y^{\alpha} S}}. \qquad (10.6)$$

10.5.3. Конструктивные меры борьбы с дивергенцией. Основным условием предотвращения дивергенции является выполнение условия $V_{\text{кр.д}} > V_{\max}$. Как следует из выражения (10.6), конструктивные меры борьбы с дивергенцией включают в себя меры по увеличению жесткости конструкции агрегатов планера. Эти меры уже рассматривались в подразд. 10.4.3. Анализ влияния на значение $V_{\text{кр.д}}$ входящих в выражение (10.6) величин позволяет определить и другие меры борьбы с дивергенцией. Менее подвержены дивергенции крылья малых удлинений с таким распределением материала конструкции по контуру сечения агрегата, при котором $x_{\text{Ж}} - x_F \to \min$, а также стреловидные крылья с $\chi > 0$, так как у них меньше c_y^{α} и они при изгибе закручиваются на уменьшение угла атаки, чем значительно увеличивают $V_{\text{кр.д}}$ (см. рис. 2.10, *а* и 3.17, *а*). Крылья с отрицательной стреловидностью, наоборот, при изгибе закручиваются на увеличение угла атаки и, как это видно из тех же графиков $V_{\text{кр.д}} = f(\chi)$ (см. рис. 3.17, *а*), имеют низкие значения $V_{\text{кр.д}}$. Это длительное время сдерживало применение таких крыльев. Сейчас использование на таких крыльях КМ с определенной ориентацией несущих слоев, осуществляющих подтяг нижней передней части поверхности крыла и препятствующих тем самым увеличению углов атаки крыла при его изгибе вверх, позволяет ликвидировать этот недостаток.

Явления реверса и дивергенции могут возникнуть на агрегатах планера при их нагреве и боевом повреждении, ослабляющем жесткость конструкции $GJ_{\text{к}}$. При нагреве снижаются значения модулей упругости E и G и появляются температур-

ные напряжения, а при боевых повреждениях нарушаются работоспособность силовых элементов при восприятии изгиба и замкнутость контуров, которые должны воспринимать кручение. Поэтому конструктивные меры, снижающие температурные напряжения (см. § 1.9) в конструкции, и меры, повышающие ее боевую живучесть, положительно сказываются на предотвращении появления в полете таких опасных аэроупругих явлений, как реверс и дивергенция.

§ 10.6. ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ АГРЕГАТОВ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

Колебания агрегатов самолета в полете возникают под воздействием возмущающих сил. Их источники: колебания силовой установки, акустические колебания, стрельба из пушек, турбулентная атмосфера, сорванный поток от впереди расположенных частей самолета. Возникающие при этом силы вызывают колебания агрегатов планера (крыла и оперения) и их отдельных частей (например, панелей). Совпадение частот собственных и вынужденных колебаний приводит к резонансу и увеличению амплитуд колебаний. Сами колебания (например, циклические воздействия турбулентной атмосферы на тяжелые дозвуковые неманевренные самолеты) приводят к усталостному износу конструкции и ее старению, к выходу из строя оборудования, приборов и т.д. Вынужденные колебания могут возникать в результате взаимодействия аэродинамических, упругих и инерционных сил (флаттер крыла, оперения, панельный флаттер и др.). Трансзвуковые вынужденные колебания рулей (элеронов) могут возникнуть из-за неточности обводов агрегатов планера и рулей, несимметричности скачков уплотнения и люфтов в проводке управления рулями (элеронами). Так, например, из-за перераспределения нагрузки на поверхности рулей (элеронов) неравномерность сил, действующих на руль при несимметричном перемещении скачков уплотнения по оперению (крылу), может вызвать его отклонение и привести к колебаниям оперения (крыла).

10.6.1. Бафтинг оперения — это вынужденные колебания оперения под воздействием сорванного завихренного потока от впереди лежащего крыла, надстроек на фюзеляже, пилонов двигателей, подвесных баков, открытого грузового люка и т.д.. При возникновении резонансных колебаний возможно быстрое разрушение конструкции. В других случаях повторные нагрузки на оперение могут со временем привести к его усталостному разрушению.

Различают скоростной и нескоростной бафтинг. *Скоростной бафтинг* возникает на околозвуковых скоростях полета при отрыве пограничного слоя при возникновении скачков уплотнения, *нескоростной бафтинг* — при срыве потока на больших углах атаки. Энергия вихрей при скоростном бафтинге в десятки раз превосходит энергию вихрей при нескоростном бафтинге.

Меры борьбы с бафтингом заключаются в улучшении аэродинамических форм самолета, снижении интерференционного влияния агрегатов в местах их стыков, в выносе оперения (горизонтального) из зоны спутной струи (см. рис. 5.3) и, наконец, в недопущении тех режимов полета, при которых полностью предотвратить бафтинг не удается.

§ 10.7. ФЛАТТЕР

Флаттер — это самовозбуждающиеся незатухающие колебания частей самолета, возникающие в результате взаимодействия аэродинамических, упругих и инерционных сил. С проблемой флаттера крыла, оперения и других частей самолета сталкивались каждый раз при резком снижении жесткостных характеристик конструкции (переход к монопланному крылу, снижение относительных

толщин профилей, переход к стреловидным крыльям) и при резком увеличении скоростей полета. Разрушительные последствия флаттера привлекли внимание таких ученых, как М.В. Келдыш, Е.П. Гроссман, В.Н. Беляев и др. Этими учеными была разработана теория, проведены экспериментальные исследования этого опасного явления и получены основные соотношения для определения $V_{кр.фi}$. Сейчас без подтверждения того, что критические скорости, при которых наступают различные формы флаттера, $V_{кр.фi} > V_{max}$, ни один самолет не сертифицируется. Запас по $V_{кр.ф}$ должен быть таким, чтобы соблюдалось условие $V_{кр.ф} > (1{,}25...\ 1{,}3)\,V_{max}$. В настоящее время известно много форм флаттера частей самолета, отличающихся различными сочетаниями деформаций конструкции во время колебаний. Наиболее распространенными из них являются:

изгибно-крутильный флаттер крыла (оперения), сопровождающийся изгибом и закручиванием крыла (оперения);

изгибно- (или (и) крутильно) элеронный флаттер, при котором происходит изгиб (кручение) крыла или и то и другое вместе и отклонение элеронов;

изгибно- (или изгибно-крутильно) рулевой флаттер горизонтального оперения, сопровождающийся изгибом (изгибом и кручением одновременно) фюзеляжа и симметричным отклонением рулей.

Закономерности возникновения и развития различных видов флаттера общие. Ниже в качестве примера более подробно рассматривается изгибно-крутильный и изгибно-элеронный флаттер.

10.7.1. Изгибно-крутильный флаттер крыла — это такая форма незатухающих вынужденных колебаний крыла, которая характеризуется совместностью изгибно-крутильных колебаний крыла и наличием возбуждающих и демпфирующих аэродинамических, упругих и инерционных сил. Для того чтобы колебания были незатухающими, надо, чтобы работа возбуждающих сил была равна или была больше работы демпфирующих сил, а сами колебания были совместными изгибно-крутильными. Совместность изгибно-крутильных колебаний крыла практически всегда имеет место. Это объясняется тем, что вне зависимости от того, каков начальный импульс, вызвавший колебания крыла, — изгибный или крутильный, из-за несовпадений линий ЦМ и ЦЖ сечений колебания и деформации крыла всегда совместны. Это положение иллюстрируется при рассмотрении физической картины флаттера.

Физическая картина изгибно-крутильного флаттера. Упрощенная физическая картина такого флаттера иллюстрируется на рис. 10.3. Пусть крыло случайным порывом ветра или отклонением элерона отклонилось от нейтрального положения вверх или вниз (на величину y для рассматриваемого отсека крыла, площадью $1 \cdot b$). Крыло упругое, и в следующий момент после прекращения внешнего воздействия оно начнет двигаться к своему нейтральному положению, набирая скорость. Имея при подходе к нейтральному положению максимальную энергию (см. эпюру $\dot{y}$ на рис. 10.3, *а*), крыло проскочит это положение и дойдет до упругого крайнего положения. Так начинается колебательный процесс. При этом эпюры $\dot{y}$ и $\ddot{y}$ для рассматриваемого отсека (сечения *а—а*) будут иметь вид, показанный на рис. 10.3, *а*. Если характерные точки ЦМ, ЦЖ и F в сечении крыла расположены так, как это показано на рис. 10.3, *б*, то при колебательном и поступательном движениях крыла это сечение будет перемещаться вверх и вниз (изгибные колебания), вперед по полету, закручиваться на увеличение или уменьшение угла φ (крутильные колебания).

На рис. 10.3, *б* показаны промежуточные положения отсека (в сечении *а—а*) крыла за один период колебаний. В положении *I* $y = y_{max}$, $\dot{y} = 0$, $\ddot{y} = \ddot{y}_{max}$; $\varphi = 0$, сила инерции $P_{ин}$ имеет максимальное значение, так как $\ddot{y} = \ddot{y}_{max}$. При движении

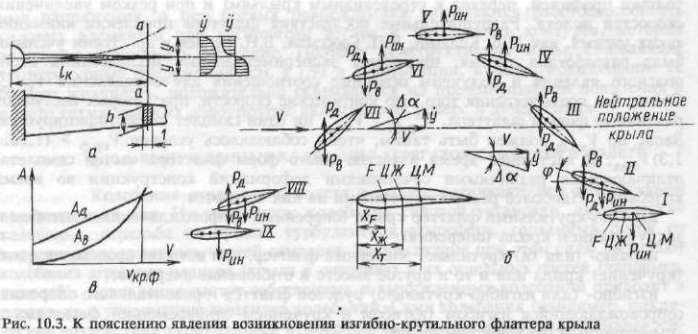


Рис. 10.3. К пояснению явления возникновения изгибно-крутильного флаттера крыла

вверх из положения *I* в положение *II* под действием момента от силы инерции $P_{ин}$ на плече $(x_т - x_ж)$ крыло (его отсек) начинает закручиваться на положительный угол φ, вследствие чего появится приложенная в фокусе F дополнительная аэродинамическая сила $P_в = c_y^\alpha \varphi \cdot 1 \cdot b\rho V^2/2$. Эта сила совпадает по направлению с перемещением отсека при изгибе крыла, и поэтому сила $P_в$ будет играть роль возбуждающей силы (роль канала, трансформирующего энергию набегающего потока воздуха в энергию колебаний). Одновременно при перемещении отсека крыла вверх на него начнет действовать поток воздуха со скоростью $-\dot{y}$ (см. рис. 10.3, *б*), что приведет к изменению его угла атаки на $\Delta\alpha = -\dot{y}/V$. Вследствие этого появится еще одна дополнительная приложенная в фокусе аэродинамическая сила $P_д = c_y^\alpha \Delta\alpha \cdot 1 \cdot b\rho V^2/2 = -c_y^\alpha \cdot 1 \cdot b(\rho V^2/2)\,\dot{y}/V$. Эта сила (со знаком минус) направлена против перемещения отсека при изгибе крыла, и поэтому играет роль демпфирующей силы. В положении *III* угол закручивания φ и сила $P_в$ достигают максимума; сила $P_{ин} = 0$, так как $\ddot{y} = 0$; сила $P_д = P_{д\,max}$, так как $\dot{y} = \dot{y}_{max}$.

При перемещении отсека крыла из положения *IV* в положение *V* знаки $\ddot{y}$ (а стало быть, и силы $P_{ин}$) изменяются на обратные, и момент от силы $P_{ин}$ на плече $(x_т - x_ж)$ начнет разворачивать отсек крыла (сечение *а—а*) на уменьшение угла φ. Сила $P_в$ уменьшится, а из-за уменьшения $\dot{y}$ уменьшится и сила $P_д$. В положении *V* $\dot{y} = 0$; $\ddot{y} = -\ddot{y}_{max}$; $\varphi = 0$. Отсюда $P_в = 0$, $P_д = 0$, так как $\dot{y} = 0$.

Ориентация отсека крыла в положениях *VI...IX* повторяет рассмотренную выше картину в обратном порядке. Читателю предлагается самостоятельно в том же порядке проанализировать эти положения.

При движении отсека крыла вниз в ту же сторону будет направлена и сила $P_в$. Следовательно, сила $P_в$ играет роль возбуждающей силы в течение всего периода колебания, всего колебательного процесса. Анализируя изменение в течение периода колебаний деформации изгиба и закручивания, убеждаемся в совместности изгибно-крутильных колебаний. Сдвиг фаз между деформациями ε изгиба y и закручивания φ равен $\pi/2$. При $y = y_{max}$ имеем $\varphi = 0$ и, наоборот, при $y = 0$: $\varphi = \varphi_{max}$. Если $\varepsilon \neq \pi/2$, то $P_в$ лишь часть периода будет направлена в сторону движения. Однако в зависимости от скорости полета поступающей в колеблющуюся

систему энергии и в этом случае может хватить для поддержания колебаний. Основную роль в образовании сдвига фаз ε играет аэродинамический момент от возбуждающей силы $P_в$. Значение этой силы пропорционально квадрату скорости, а значение $P_д$ — скорости в первой степени. Отсюда с ростом скорости значение $P_в$ будет расти быстрее, чем $P_д$. График изменения работы этих сил $A_в$ и $A_д$ по скорости показан на рис. 10.3, *в*. При $V = 0$ получаем $A_д > 0$ за счет работы упругих сил (сил трения). Скорость, при которой $A_в = A_д$, называется критической скоростью флаттера $V_{кр.ф}$. При $V = V_{кр.ф}$ колебания крыла носят гармонический характер. При $V > V_{кр.ф}$ $A_д < A_в$, и колебания происходят с нарастающей амплитудой.

10.7.2. Конструктивные меры по предотвращению изгибно-крутильного флаттера включают меры, позволяющие выполнить условие $V_{кр.ф} > V_{max}$. Критическая скорость флаттера может быть приближенно определена из условия равенства момента аэродинамической возбуждающей силы $P_в$ моменту упругих сил $M_{упр}$. Используя выражение (10.1) и сделанные в подразд. 10.4.2 допущения $M_{упр} = M_к = \dfrac{GJ_к}{l_к}\varphi$, получим

$$\frac{GJ_к}{l_к}\varphi = P_в(x_т - x_F) = c_y^{\alpha}\varphi\frac{\rho V_{кр.ф}^2}{2}\cdot 1\cdot b(x_т - x_F); \tag{10.7}$$

$$V_{кр.ф} = \sqrt{\frac{2GJ_к}{l_к(x_т - x_F)\rho c_y^{\alpha} b}}. \tag{10.8}$$

Конструктивные меры по предотвращению флаттера включают в себя уже рассмотренные выше меры по повышению жесткости крыла на кручение $GJ_к$, а также меры, предотвращающие или снижающие взаимодействие аэродинамических и инерционных сил за счет уменьшения плеча моментов этих сил. Флаттер не возникнет, если $x_т = x_F$ или $x_т < x_Ж < x_F$ (однако при $A_в < A_д$ флаттер не возникнет и при $x_F < x_Ж < x_т$). Сближение положений характерных точек сечения крыла ЦМ, ЦЖ и F достигается таким размещением силовых элементов и грузов вдоль хорды крыла, которое смещает ЦМ сечения крыла вперед. Даже небольшое смещение ЦМ вперед приводит к увеличению значений $V_{кр.ф}$, так как при этом уменьшается плечо $(x_т - x_Ж)$ инерционной силы $P_{ин}$, закручивающей крыло. При $x_т - x_Ж = 0$ флаттер просто невозможен, так как предотвращается *совместность* изгибных и крутильных колебаний крыла, являющаяся важнейшим условием возникновения флаттера. Эту же цель $(x_т - x_Ж) \to 0$ преследует установка на крыле противофлаттерных грузов. Установка таких грузов в носке концевой части крыла, где ускорения $\ddot{y}$ достигают наибольшего значения, позволяет решать задачу борьбы с флаттером при наименьших затратах массы. Положительную роль в решении такой задачи играет установка на крыле двигателей с выносом гондол с двигателями вперед по отношению к хорде крыла. Применение треугольных и стреловидных крыльев с $\chi > 0$ и большим сужением, у которых изгиб сопровождается закручиванием крыла на уменьшение угла атаки, позволяет уменьшить диапазон изменения дополнительных аэродинамических сил, возникающих в процессе колебаний, и отодвинуть тем самым значение $V_{кр.ф}$ в сторону больших скоростей.

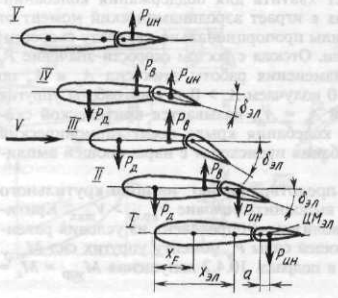


Рис. 10.4. К пояснению явления возникновения изгибно-элеронного флаттера

10.7.3. Изгибно-элеронный флаттер крыла — это такая форма незатухающих вынужденных колебаний, которая характеризуется совместностью изгибных колебаний крыла и отклонений элерона и таким соотношением возбуждающих $P_в$ и демпфирующих $P_д$ сил, когда работа возбуждающих сил равна или больше работы демпфирующих сил ($A_в \geq A_д$). Физическая картина возникновения изгибно-элеронного флаттера принципиально не отличается от рассмотренной выше физической картины изгибно-крутильного флаттера. Отклонение несбалансированного* элерона под действием собственных инерционных сил, возникающее при случайном отклонении концевой части крыла от нейтрального положения, приводит к возникновению возбуждающих и демпфирующих аэродинамических сил (рис. 10.4). На этом рисунке показаны положения концевой части колеблющегося крыла и элерона в течение полупериода при перемещениях крыла из нижнего положения *I* ($y = y_{max}$, $\dot{y} = 0$, $\ddot{y} = \ddot{y}_{max}$) к нейтральной линии *III* ($y = 0$, $\dot{y} = \dot{y}_{max}$, $\ddot{y} = 0$) (см. рис. 10.3, *а*) и далее к верхнему положению *V*, и силы $P_{ин}$, $P_в$ и $P_д$. В положении *I* сила инерции, приложенная к ЦМ элерона на расстоянии a от оси вращения и равная массе элерона, умноженной на $\ddot{y}$, создает момент, отклоняющий элерон в сторону, противоположную движению крыла (положение *II*). При этом на крыле, движущемся в воздушном потоке, возникают дополнительные аэродинамические силы $P_в$ и $P_д$, приложенные соответственно: $P_в$ — в центре давления сил от отклонения элерона, $P_д$ — в фокусе крыла (см. рис. 10.4) из-за его вертикального перемещения со скоростью $\dot{y}$. В положении *III* отклонение элерона достигает своего максимального значения ($\delta_{эл} = \delta_{эл\,max}$). Соответственно максимума достигают и значения возбуждающей и демпфирующей сил. Крыло в колебательном процессе проходит нейтральное положение, после чего скорость его вертикального перемещения начинает падать, знак ускорения меняется, изменяя направление действия инерционной силы. Угол отклонения элерона $\delta_{эл}$ начинает уменьшаться, уменьшаются и силы $P_в$ и $P_д$. В положении *V* $\delta_{эл} = 0$, $y = y_{max}$, $\dot{y} = 0$, $\ddot{y} = \ddot{y}_{max}$, $P_{ин} = P_в = P_д = 0$. Дальше при движении крыла вниз все повторяется в обратном порядке.

Читателю предлагается самостоятельно дополнить физическую картину изгибно-элеронного флаттера рассмотрением положений крыла за второй полупериод. Как видно из рис. 10.4, во всех положениях сила $P_в$ оказывается направленной по вертикальной скорости движения крыла $\dot{y}$, и поэтому она является возбуждающей. Сила $P_д$ направлена против изгибного движения крыла и является демпфирующей. От соотношения работ этих сил зависит, будут ли возникающие колебания крыла затухающими или незатухающими. Как и при других формах флаттера, скорость полета, при которой $A_в = A_д$, называется критической скоростью флаттера $V_{кр.ф}$.

*У несбалансированного элерона ЦМ его сечений находятся позади оси его вращения.

10.7.4. Конструктивные меры по предотвращению изгибно-элеронного флаттера включают меры, позволяющие выполнить условие $V_{кр.ф} > V_{max}$. Эти меры включают прежде всего весовую балансировку элерона, чтобы сила инерции элерона, приложенная в его ЦМ, не создавала момент $P_{ин}a$, отклоняющий элерон в сторону, противоположную вертикальному движению крыла. Весовая балансировка элерона ($a = 0$), увеличение жесткости проводки управления и устранение в ней люфтов практически исключают возможность появления изгибно-элеронного флаттера.

Балансировка элерона — это смещение ЦМ элерона на ось его вращения (100 %-ная балансировка). Она осуществляется с помощью рассредоточенных грузов, закрепляемых в носке элерона (см. *18* на рис. 4.12, *д*), или сосредоточенных грузов — на кронштейне впереди оси вращения элерона. При использовании распределенного груза в носке элерона вдоль по его размаху балансировка элерона получается достаточно равномерной по его длине, но из-за малого выноса груза по отношению к оси вращения масса груза получается бóльшей, чем для сосредоточенного груза, который можно вынести вперед на кронштейне на бóльшее расстояние (см. рис. 4.12, *а* — балансир *7* в центре размаха элерона *9*). В этом случае можно при большом размахе элеронов получить выигрыш в массе балансировочного груза. Еще больше уменьшить массу балансира можно, уменьшая массу хвостовой части элерона, используя в конструкции этой части элерона легкий сотовый заполнитель (см. рис. 4.12, *е*). Однако при использовании балансира возникают трудности, обусловленные тем, что при отклонении элерона и связанного с ним балансира надо обеспечить целостность контура крыла и предотвратить большие углы закручивания элерона. Читателю рекомендуется вернуться к подразд. 4.4.2 и посмотреть, как решаются такие задачи в конструкции элерона.

Критическая скорость флаттера увеличивается при увеличении жесткости проводки управления, при смещении положения элеронов к оси фюзеляжа (уменьшаются значения y, $\dot{y}$, $\ddot{y}$ и соответственно силы $P_{ин}$, $P_в$ и $P_д$). Люфты в проводке управления не должны превосходить допустимые пределы.

10.7.5. Флаттер оперения из-за архитектурного и конструктивного подобия оперения крылу имеет такие же формы, что и у крыла. Однако из-за деформаций изгиба и кручения самого фюзеляжа, к которому крепится оперение, число форм колебаний здесь больше и определяются они числом возможных сочетаний деформаций фюзеляжа и оперения.

К о н с т р у к т и в н ы м и м е р а м и, повышающими значение $V_{кр.ф}$, чтобы обеспечить $V_{кр.ф} > V_{max}$, являются меры по увеличению жесткости фюзеляжа и оперения и весовая балансировка рулей и ЦПГО. Так, на ЦПГО, высокую жесткость которого как в "схеме вала", так и в "схеме оси" (см. рис. *5.16*, *5.17*, подразд. *5.5.3*, *5.5.4*) нельзя обеспечить, устанавливают на концах каждой половины балансировочные протифлаттерные грузы *6* (см. рис. *5.16*, *а*). В этих же целях иногда срезают на угол часть менее несущей концевой поверхности оперения (см. рис. *5.14* и *5.17*, *а*) и используют сотовую конструкцию в хвостовой части ЦПГО. Это позволяет сместить ЦМ концевых сечений вперед и уменьшить тем самым массу балансировочного груза или даже обойтись без него (самолет МиГ-23). Конструктивно балансировка рулей ничем не отличается от балансировки элерона. Для уменьшения массы балансировочного груза облегчают хвостовую часть руля, используя сотовую конструкцию. При высокой жесткости системы "рулевые приводы — руль" можно обойтись без балансировочных грузов на рулях (элеронах), что на больших самолетах позволяет получить значительную экономию в массе. (Как уже отмечалось, это позволило уменьшить массу самолета Ан-124 на 800 кг.) Полезно использование в системе управления демпферов сухого трения для повышения $V_{кр.ф}$.

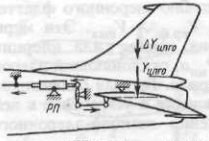


Рис. 10.5. К пояснению явления возникновения колебаний хвостового оперения из-за непреднамеренного включения РП при деформациях фюзеляжа

Наличие рулевых приводов в системе управления рулями и ЦПГО при неправильном взаимном их расположении может привести к еще одной форме колебаний "руль (ЦПГО) — фюзеляж — рулевой привод (РП)" (рис. 10.5). Так, при случайном отклонении хвостовой части фюзеляжа от нейтрального положения (под действием $M_{возд}$) и начавшихся его колебаниях своды фюзеляжа испытывают знакопеременные деформации сжатия и растяжения, воздействуя через закрепленную на них проводку управления на золотник рулевого привода (РП на рис. 10.5). Если взаимное положение проводки управления к золотнику РП, кинематика передачи управляющего сигнала на руль (ЦПГО), сторона, в которую он (оно) отклоняется, способствуют возникновению на руле возбуждающей силы, то колебания на определенной скорости полета ($V_{кр.ф}$) могут стать незатухающими. Тогда возникает флаттер. Как показано на рис. 10.5, такой возбуждающей силой является сила $Y_{ЦПГО}$, возникающая на нем вследствие его отклонения РП. Чтобы не допустить возникновения возбуждающей силы на руле (ЦПГО), достаточно "рассогласовать" такую систему, изменив конструктивные связи между двумя ее элементами (РП — руль, проводка управления — золотник и т.д.) или перенести трассу проводки или сам РП на противоположный свод фюзеляжа. Читателю предлагается самостоятельно проанализировать возможные варианты конструктивных связей в системе "руль (ЦПГО) — фюзеляж — РП", предотвращающие флаттер такой системы, и сделать соответствующие эскизы.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАНИЯ

1. Определите понятия достаточной жесткости конструкции и явления аэроупругости. В чем опасность возникновения аэроупругих явлений на самолете?
2. Опишите реверс элеронов (рулей) и конструктивные меры борьбы с этим явлением.
3. Что такое дивергенция крыла? Каковы особенности протекания этого явления на крыльях прямой и обратной стреловидности? Конструктивные меры борьбы с дивергенцией крыла.
4. Самовозбуждающиеся вынужденные колебания частей планера. Какова физическая картина возникновения изгибно-крутильного и изгибно-элеронного флаттера крыла и конструктивные меры борьбы с ним? Другие виды флаттера и конструктивные меры борьбы с флаттером.
5. Опишите бафтинг оперения, его виды и конструктивные меры борьбы с бафтингом.

КОМПЛЕКСНОЕ ИТОГОВОЕ КОНТРОЛЬНОЕ ЗАДАНИЕ

Для самоконтроля степени усвоения материалов данного учебника и углубления знаний по конструкции самолета читателю рекомендуется выполнить контрольное задание, ориентированное на изучение и анализ конструкции конкретного типа самолетов (по одному — военного и гражданского назначения).

Используя описания конструкции самолетов, в том числе описания и компоновки самолетов, приводимых в технической информации ЦАГИ [31]:

1) сделать эскизы общего вида выбранных двух самолетов;

2) определить по рисункам их компоновок КСС агрегатов самолетов (крыла, оперения, фюзеляжа, шасси) и дать описание этих КСС, назвав при этом элементы конструкций, входящих в силовую и несиловую схемы агрегатов, и определив их назначение;

3) сделать эскизы агрегатов самолета, дав вид в плане (сбоку) на агрегат со снятой частично обшивкой и поясняя конструкцию несколькими наиболее характерными сечениями и видами;

4) перечислить нагрузки, действующие на агрегаты самолета, и объяснить, как в каждой конкретной КСС агрегата эти нагрузки передаются на узлы их крепления, где и как уравновешиваются;

5) сделать эскизы узлов крепления агрегатов самолета к фюзеляжу, в том числе стоек шасси и двигателей;

6) объяснить, как производится монтаж и демонтаж двигателей;

7) охарактеризовать систему управления для выбранных самолетов. Изобразить схемы управления по всем трем каналам, перечислить входящие в них основные элементы, указав их назначение;

8) сформулировать основные требования к самолету и проанализировать, как эти требования выполняются в конструкции выбранных самолетов.

Целесообразно в начале работы над заданием кратко охарактеризовать назначение самолета и перечислить его основные геометрические, весовые и летные характеристики. Задание выполнять и оформлять для каждого из самолетов отдельно.

1. **Авиационные** материалы / Под ред. А.Ф. Белова. М.: МАИ, 1988. 87 с.
2. **Анцелиович Л.Л.** Надежность, безопасность и живучесть самолета. М.: Машиностроение, 1985. 295 с.
3. **Аржанников Н.С., Садекова Г.С.** Аэродинамика больших скоростей. М.: Высшая школа, 1965. 559 с.
4. **Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А.** Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
5. **Болховитинов В.Ф.** Очерки развития летательных аппаратов. М.: Воениздат, 1968. 195 с.
6. **Бурдин П.Г., Рудаков В.Л.** Строительная механика авиационных конструкций. Киев: КВВАИУ, 1976. 266 с.
7. **Гиммельфарб А.Л.** Основы конструирования самолетов. М.: Машиностроение, 1980. 367 с.
8. **Глаголев А.Н., Гольдинов М.Я., Григоренко С.М.** Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1975. 479 с.
9. **Голубев И.С.** Конструкция летательных аппаратов. М.: МАИ, 1964. 223 с.
10. **Гониодский В.И., Склянский Ф.И., Шумилов И.С.** Привод рулевых поверхностей самолетов. М.: Машиностроение, 1974. 320 с.
11. **Горбунов М.Н.** Основы технологии производства самолетов. М.: Машиностроение, 1976. 260 с.
12. **Гребеньков О.А.** Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 236 с.
13. **Гудков А.И., Лешаков П.С.** Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1968. 470 с.
14. **Единые** нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ. М.: 1985. 470 с.
15. **Егер С.М., Шаталов И.А.** Введение в специальность. М.: МАИ, 1983. 184 с.
16. **Ендогур А.И., Вайнберг М.В., Иерусалимский К.М.** Сотовые конструкции. М.: Машиностроение, 1986. 199 с.
17. **Зайцев В.Н., Рудаков В.Л.** Конструкция и прочность самолетов. Киев: Вища школа, 1978. 487 с.
18. **Келдыш М.В.** Шимми переднего колеса трехколесного шасси // Труды ЦАГИ, 1965. № 564.
19. **Кестельман В.Н., Федоров А.В.** Механизмы управления самолетом. М.: Машиностроение, 1987. 184 с.
20. **Киселев В.А.** Вопросы компоновки пассажирских самолетов. М.: МАИ, 1977. 74 с.
21. **Конструкция** летательных аппаратов. В 2-х ч. / Под ред. К.Д. Туркина. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985. 524 с.
22. **Молодцов Г.А.** Композиционные материалы. М.: МАИ, 1985. 67 с.
23. **Остославский И.В., Стражева И.В.** Динамика полета. М.: Машиностроение, 1965. 167 с.
24. **Очерки** по истории конструкций и систем самолетов ОКБ им. С.В. Ильюшина. В 3-х кн. / Под ред. Г.В. Новожилова. М.: Машиностроение, 1983—1986.
25. **Павленко В.Ф.** Самолеты вертикального взлета и посадки. М.: Воениздат, 1966. 344 с.
25. **Проектирование** конструкций самолетов / Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян, И.М. Аляврин. М.: Машиностроение, 1987. 415 с.
27. **Проектирование** самолетов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. М.: Машиностроение, 1983. 540 с.
28. **Системы** оборудования летательных аппаратов / Под ред. А.М. Матвеенко и В.И. Бекасова. М.: Машиностроение, 1986. 368 с.
29. **Соболев Д.А.** Самолеты особых схем. М.: Машиностроение, 1985. 134 с.
30. **Технология** самолетостроения / Под общ. ред. А.Л. Абибова. М.: Машиностроение, 1970. 599 с.
31. **Техническая** информация ЦАГИ за 1984—1988 гг.
32. **Торенбик Э.** Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 647 с.
33. **Шавров В.Б.** История конструкций самолетов в СССР. 1938—1950 гг. М.: Машиностроение, 1988. 567 с.
34. **Шейнин В.М., Козловский В.И.** Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 550 с.
35. **Шульженко М.Н.** Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1971. 416 с.
36. **Цихош Э.** Сверхзвуковые самолеты. М.: Мир, 1983. 424 с.
37. **Яковлев А.С.** Советские самолеты. М.: Наука, 1982. 410 с.

Предисловие к первому изданию . . . 3
Предисловие ко второму изданию . . . 5
От автора . . . 6

Глава 1. **Факторы, определяющие конструкцию самолета** . . . 7
§ 1.1. Структурная схема самолета . . . 7
§ 1.2. Понятие об авиационном комплексе . . . 8
§ 1.3. Классификация самолетов . . . 9
§ 1.4. Взаимосвязь свойств самолета . . . 11
§ 1.5. Краткий историко-технический очерк развития самолетов . . . 15
§ 1.6. Конструкционные материалы . . . 27
§ 1.7. Силы, действующие на самолет в полете. Перегрузки . . . 32
§ 1.8. Перегрузки в различных условиях полета . . . 34
§ 1.9. Нагрев самолета . . . 38
§ 1.10. Нормы прочности самолета . . . 39
§ 1.11. Ограничения скорости полета по условиям прочности. Область применения самолетов . . . 42
§ 1.12. Факторы, влияющие на конструкцию самолета . . . 43
§ 1.13. Весовое совершенство конструкции и повышение ресурса самолета . . . 48

Глава 2. **Крыло** . . . 54
§ 2.1. Назначение крыла и требования к нему . . . 54
§ 2.2. Внешние формы крыла . . . 55
§ 2.3. Нагрузки, действующие на крыло . . . 63
§ 2.4. Общая картина работы крыла под нагрузкой . . . 65
§ 2.5. Эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов . . . 66
§ 2.6. Работа крыла под нагрузкой (последовательность передачи действующих на крыло нагрузок к узлам его крепления) . . . 69
§ 2.7. Назначение и конструкция основных силовых элементов . . . 74
§ 2.8. Конструктивно-силовые схемы крыльев . . . 89
§ 2.9. Сравнительная оценка лонжеронных и кессонных (моноблочных) крыльев, области их применения . . . 100
§ 2.10. Принципы стыковых соединений крыльев различных КСС . . . 102
§ 2.11. Конструктивное оформление вырезов в конструкции крыла . . . 107
§ 2.12. Особенности конструкции носка, хвостовой и концевой частей крыла, обтекателей . . . 108

Глава 3. **Особенности конструкции и работы стреловидных и треугольных крыльев** . . . 112
§ 3.1. Особенности силовых схем и работы корневых частей стреловидных крыльев . . . 112
§ 3.2. Стреловидные крылья с переломом осей элементов продольного набора . . . 115
§ 3.3. Стреловидные крылья без перелома осей продольных силовых элементов — с внутренней подкосной балкой . . . 125
§ 3.4. Крыло обратной стреловидности . . . 128
§ 3.5. Поворотные крылья . . . 130
§ 3.6. Треугольные крылья . . . 138
§ 3.7. Сочлененное крыло . . . 144

Глава 4. **Подвижные части крыла** . . . 146
§ 4.1. Общие положения . . . 146
§ 4.2. Механизация крыла. Назначение и требования . . . 146
§ 4.3. Виды механизации крыла . . . 149
§ 4.4. Элероны . . . 163
§ 4.5. Адаптивное крыло . . . 169

Глава 5. **Оперение**
§ 5.1. Назначение оперения и требования к нему . . . 171
§ 5.2. Нагрузки на оперение и работа оперения под нагрузкой . . . 175
§ 5.3. Конструкция горизонтального оперения . . . 176
§ 5.4. Конструкция вертикального оперения . . . 185
§ 5.5. Конструкция цельноповоротного горизонтального оперения . . . 188
§ 5.6. Схема V-образного оперения . . . 194

Глава 6. **Фюзеляж** . . . 195
§ 6.1. Назначение фюзеляжа и требования к нему . . . 195
§ 6.2. Внешние формы и параметры фюзеляжа . . . 197
§ 6.3. Нагрузки на фюзеляж и их уравновешивание . . . 199
§ 6.4. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей и их работа под нагрузкой . . . 201
§ 6.5. Назначение и конструкция основных силовых элементов фюзеляжа . . . 209
§ 6.6. Крепление агрегатов к фюзеляжу . . . 214
§ 6.7. Конструктивное оформление вырезов в фюзеляже . . . 218
§ 6.8. Кабины . . . 220
§ 6.9. Особенности конструкции фюзеляжей, связанные с назначением самолета . . . 244

Глава 7. **Шасси** . . . 247
§ 7.1. Назначение и основные требования . . . 247
§ 7.2. Схемы шасси . . . 248
§ 7.3. Параметры шасси . . . 254
§ 7.4. Нагрузки на шасси и работа шасси под нагрузкой . . . 256
§ 7.5. Элементы конструкции опор самолета и их назначение . . . 258
§ 7.6. Варианты конструктивных решений отдельных элементов шасси . . . 266
§ 7.7. Многоколесные опоры . . . 279
§ 7.8. Конструктивно-силовые схемы шасси и их анализ . . . 285
§ 7.9. Схемы крепления опорных элементов к стойкам шасси и их анализ . . . 291
§ 7.10. Особенности конструкции передних опор . . . 296
§ 7.11. Опорные элементы . . . 297
§ 7.12. Амортизация шасси . . . 310
§ 7.13. Кинематические схемы уборки шасси . . . 319
§ 7.14. Колебания, возникающие при движении самолета по аэродрому . . . 323

Глава 8. **Системы управления самолетом** . . . 327
§ 8.1. Назначение систем управления и требования, предъявляемые к ним . . . 327
§ 8.2. Органы управления . . . 331
§ 8.3. Командные посты управления . . . 332
§ 8.4. Проводка управления . . . 340
§ 8.5. Системы управления самолетами с дозвуковой скоростью полета . . . 347
§ 8.6. Особенности конструкции систем управления сверхзвуковыми самолетами . . . 356
§ 8.7. Компоновка и крепление элементов системы управления . . . 362
§ 8.8. Возможные направления развития систем управления самолетами . . . 366

Глава 9. **Силовая установка** . . . 370
§ 9.1. Назначение и состав силовой установки . . . 370
§ 9.2. Требования к силовой установке . . . 372
§ 9.3. Анализ различных вариантов размещения двигателей на самолете . . . 373
§ 9.4. Нагрузки на узлы крепления двигателей . . . 375
§ 9.5. Конструкция узлов крепления двигателей . . . 376
§ 9.6. Воздухозаборники . . . 391
§ 9.7. Система выхлопа . . . 395
§ 9.8. Топливная система и система противопожарной защиты . . . 396

Глава 10. **Жесткость конструкции. Колебания агрегатов планера в полете** . . . 400
§ 10.1. Понятие достаточной жесткости конструкции . . . 400
§ 10.2. Аэроупругие явления . . . 401
§ 10.3. Деформация крыла . . . 401
§ 10.4. Реверс органов управления . . . 402
§ 10.5. Дивергенция . . . 404
§ 10.6. Вынужденные колебания агрегатов самолета в полете . . . 406
§ 10.7. Флаттер . . . 406
Список литературы . . . 413