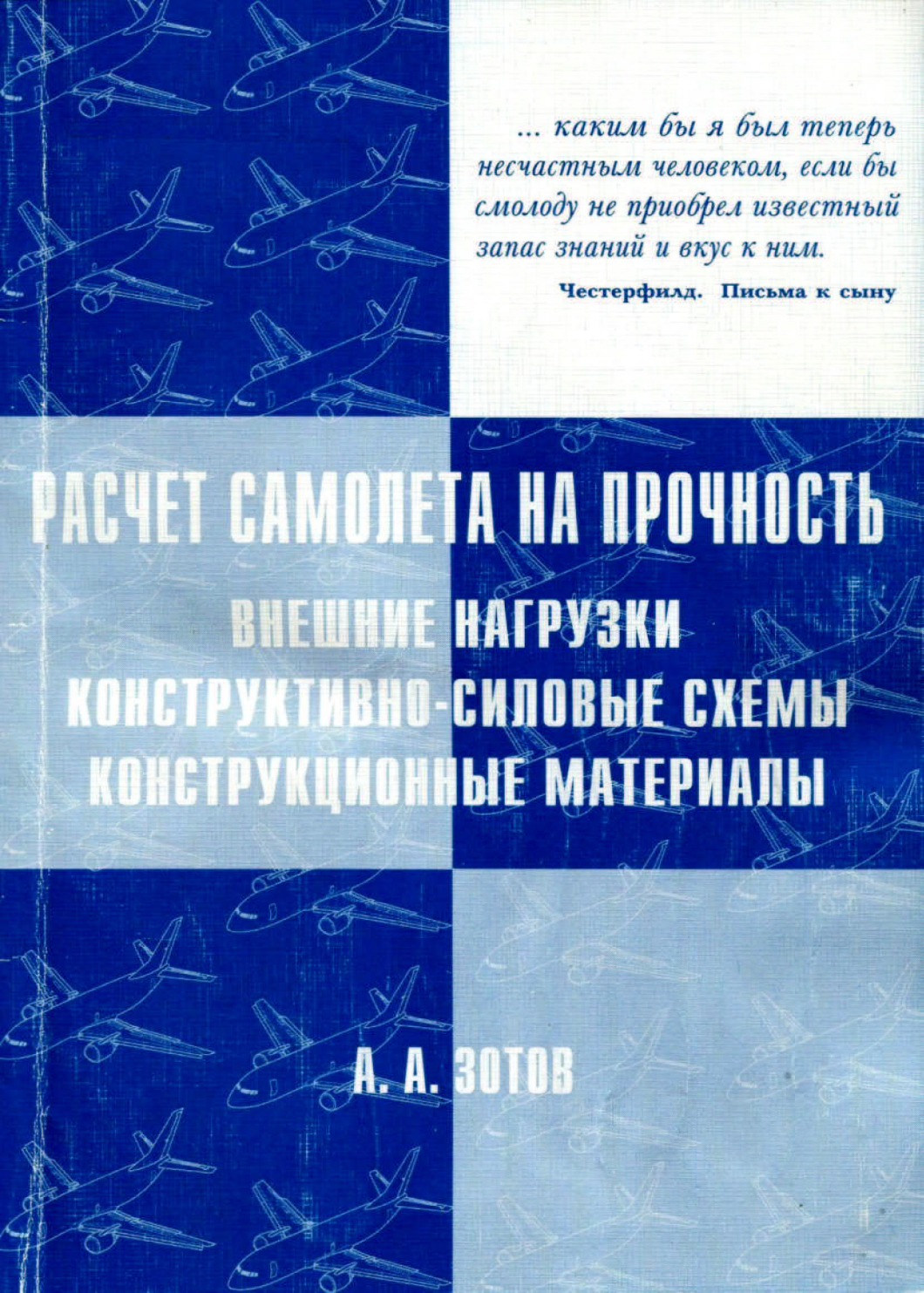




*... каким бы я был теперь
несчастливым человеком, если бы
смолоду не приобрел известный
запас знаний и вкус к ним.*

Честерфилд. Письма к сыну

РАСЧЕТ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ
ВНЕШНИЕ НАГРУЗКИ
КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ
КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

А. А. ЗОТОВ

А. А. ЗОТОВ

РАСЧЕТ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

**ВНЕШНИЕ НАГРУЗКИ
КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ
КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ**

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ



Москва
«Вузовская книга»
2011

УДК 629.7.015.4

ББК 39.53я73

З=88

*Утверждено на заседании Редакционно-издательского совета Московского
авиационного института (национального исследовательского университета)
в качестве учебного пособия*

Рецензенты:

Зам. гл. конструктора ОАО «ОКБ им. А. С. Яковлева» *В. Х. Сахин*;

зав. кафедрой конструкционных материалов и технологий

ГОУ «Московская академия рынка труда и информационных технологий»

чл.-кор. РЭА и РАЕН, проф. *В. И. Резниченко*

Зотов А. А.

З=88 Расчет самолета на прочность: Внешние нагрузки. Конструкционно-силовые схемы. Конструкционные материалы: учеб. пособие / А. А. Зотов. — М.: Вузовская книга, 2011. — 64 с.: ил.; [2] л. ил.

ISBN 978-5-9502-0536-1

В учебном пособии рассматриваются внешние нагрузки, действующие на самолет при различных режимах эксплуатации, приводятся основные положения российских и зарубежных норм прочности, дается сравнительный анализ конструктивно-силовых схем агрегатов самолетов, описываются свойства и критерии выбора применяемых конструкционных материалов. Учебный материал иллюстрируется примерами из современной практики отечественного и зарубежного самолетостроения.

Предназначено для студентов дневного и вечернего отделения конструкторских и расчетных специальностей, изучающих курс «Прочность и аэроупругость самолета», а также для слушателей Института повышения квалификации.

УДК 629.7.015.4

ББК 39.53я73

ISBN 978-5-9502-0536-1

© Зотов А. А., 2011

© ЗАО «Издательское предприятие
«Вузовская книга», 2011

ПРЕДИСЛОВИЕ

Каждый этап в развитии авиационной техники — это множество новых сложных проблем, которые решаются учеными и инженерами различных направлений. Среди этих проблем важное место занимает прочность. Прочностью в широком смысле называется способность выдерживать возникающие в процессе эксплуатации нагрузки без разрушения и недопустимых деформаций. Прочность — одно из основных и обязательных качеств любого инженерного сооружения.

К самолету в процессе его создания предъявляется ряд весьма разнообразных требований, которые по сравнению с требованиями к другим инженерным сооружениям и машинам, являются значительно более сложными. Самолет должен иметь хорошие летные данные и одновременно он должен быть достаточно прочным и долговечным в эксплуатации при минимальном весе конструкции.

К авиационному инженеру-прочнисту предъявляются очень высокие требования. До изучения курса прочности студенты изучают сопротивление материалов, теории упругости, пластичности, устойчивости, динамики. Все перечисленные дисциплины устанавливают законы поведения твердых тел при действии на них различных нагрузок. Методологически они относятся к одной общей дисциплине, которая называется механикой деформируемого тела.

В настоящее время в распоряжении инженера-расчетчика имеется ряд фундаментальных трудов по теории пластин, оболочек и тонкостенных пространственных систем. В этих трудах не только изложены общие принципы и методы расчета, но и приведены решения многих практически важных задач, с которыми сталкивается инженер в процессе проектирования и расчета летательного аппарата. Для некоторых из этих задач найти рациональные решения в рамках существующей теории весьма затруднительно. Теоретические зависимости нередко сложны и, в основном, справедливы для идеальных схем. Разобщенность методических сведений, которые не отражают в достаточной мере экспериментальные данные и особенности поведения конструкций под нагрузкой, затрудняет их практическое использование. Для получения эффективного инженерного решения необходимо использовать некоторые дополнительные упрощения, вытекающие из анализа действи-

тельной работы конструкции. Конечно, введение таких упрощений делает решение сложной задачи менее строгим, но зато дает возможность использовать его непосредственно в процессе проектирования.

В самолетостроении при выборе и оптимизации расчетной модели для получения конструкции минимального веса задание формулируется исходя из аэродинамических и маневренных характеристик, назначения и компоновки летательного аппарата, а также характеристик двигателей. С другой стороны, при изготовлении планера должны учитываться последние технологические достижения, требования обеспечения надежности, безопасности и экономические аспекты. Чтобы найти правильное конструктивное решение, обеспечивающее минимальную массу, необходимо знать, как и в какой степени те или иные конструктивные параметры и технология изготовления влияют на прочность, а также представлять поведение конструкции при разрушении. Весь комплекс работ, направленных на обеспечение прочности, можно разбить на следующие основные этапы: анализ режимов эксплуатации, проектирование конструкции, выбор материалов, выбор расчетной схемы, расчет на прочность, производственно-технологическая и конструкторская отработка.

Ввиду сложности основных проблем прочности самолета их решение не может быть достигнуто лишь теоретическими и расчетными исследованиями. Большое значение имеет разработка и использование экспериментальных методов как модельных, так и натурных.

Все эти этапы взаимосвязаны и не могут рассматриваться изолированно друг от друга. При изменении условий эксплуатации или при изменении конструкции пересматриваются расчетные случаи, корректируются нагрузки и расчеты прочности, проводятся дополнительные экспериментальные проверки.

В таких чувствительных к варьированию параметров системах, как объекты авиационной техники, процесс проектирования должен быть проведен многократно прежде чем приступить к детальному конструированию и более точному численному анализу, который, в итоге, после итеративных улучшений, доказательства работоспособности и надежности конструкции, приведет к получению **минимального веса и затрат**. Поскольку всякая полная система делится сначала на составляющие, то и процесс проектирования развивается по ступеням, от первичных элементов к единому целому. При этом постоянно должны учитываться два условия: с одной стороны — функциональность системы, с другой — ее оптимизация по различным количественным критериям. По этим условиям должна быть построена физически обоснованная расчетная модель.

Построение расчетной модели и является, собственно говоря, творческой задачей проекта. Для этого как раньше, так и сейчас, нет готовых рецептов и систематизированных методик. И хотя компьютерные методы на этапе проектирования могут нести большую вспомогательную нагрузку, но они едва ли могут выполнять инновационные функции. В современных вариационных программных комплексах в большинстве случаев расчетные модели заранее определены. При этом, конечно, следует различать, имеется в виду принципиально новая проектная задача или рассматривается традиционный проект, и речь идет только о выборе геометрии и материала.

Для курса расчета на прочность самолета является естественным его изложение по принципу последовательного рассмотрения типовых агрегатов — крыла, фюзеляжа, шасси и т. д. Расчет самолета на прочность, как стройную научную дисциплину, можно рассматривать состоящей из таких крупных разделов, как нагрузки и нормы прочности, статическая и динамическая прочность, аэроупругость, усталостная прочность и безопасная повреждаемость. Методика изложения материала предусматривает логическую последовательность нагружения и расчета на прочность отдельных элементов. В начале приводятся физические условия нагружения и определение внешних нагрузок, действующих как на весь самолет, так и на отдельные его агрегаты при различных режимах эксплуатации, и обоснование основных расчетных случаев. После определения внешних нагрузок, являющихся исходными данными для расчета на прочность, анализируется работа конструктивно-силовых схем крыла, оперения, фюзеляжа и т. д.

Анализ работы конструктивно-силовых схем агрегатов базируется на некоторых допущениях, на основании которых представляется возможным принимать приближенные гипотезы, отражающие основные особенности работы реальной конструкции.

Изменился и подход к практическим инженерным задачам. Во многих инженерных задачах построение расчетной модели настолько тесно переплетается с процессом вычислений, что разделить эти процессы порой не представляется возможным. С появлением мощной компьютерной техники широкое распространение получил метод конечного элемента (МКЭ), который позволяет рассчитывать реальные конструкции с произвольно изменяющимися жесткостными параметрами и различными законами распределения нагрузок.

МКЭ позволяет произвести расчет практически любой конструкции, однако сходимость результатов в каждом конкретном случае необходимо специально проверять и обосновывать (экспериментально или

другими точными методами). Популярность этого метода, несомненно, объясняется простотой его физической интерпретации и математической формы. Использование компьютерной техники позволяет получать решения многих сложных технических задач. Но как не популярен МКЭ в настоящее время, он, разумеется, не является единственным эффективным численным методом. Главным его недостатком является сложность получения априорных оценок. Проверку надежности метода можно осуществлять лишь апробированием на точных решениях.

Наконец, результатом технического прогресса является расширение класса конструкционных материалов и совершенствование их свойств. Новые материалы открывают возможности для реализации принципиально новых конструктивных решений и технологических процессов, а дальнейшее совершенствование конструкций и технологий ставит новые задачи перед материаловедением. Современные композиционные материалы обладают не только широким спектром механических, физических и химических свойств, но и способностью к направленному их изменению в соответствии с назначением конструкции. Интенсивное внедрение композитов в несущие конструкции самолетов требует разработки расчетных моделей и методов, учитывающих особенности структуры и поведения этих материалов. Это, разумеется, не означает отказ от применения традиционных конструкционных материалов, и будущие проекты будут создаваться на основе комбинированного применения различных материалов, исходя из назначения, условий эксплуатации, безопасности и надежности, экономичности, экологичности и других требований.

В заключении следует отметить, что курс «Расчет самолета на прочность», в отличие от курса строительной механики, помимо расчетно-теоретического аппарата рассматривает совокупность вопросов, связанных с особенностями конструкции, ее технологии и эксплуатации, и здесь большую роль играет скоротечность тех изменений, которые претерпевает авиационная техника. Поэтому курс прочности быстро устаревает, в отличие от курса строительной механики, который может жить десятилетиями.

Автор выражает благодарность М. В. Глотову, О. В. Живову и Г. А. Сапожникову за помощь при подготовке рукописи к печати.

Введение

Расчет самолета на прочность начинается с определения величины и распределения по конструкции нагрузок, действующих на него при различных режимах эксплуатации.

Под **нагрузками** понимается совокупность всех внешних воздействий на самолет.

Они подразделяются на:

- аэродинамические, возникающие при обтекании самолета воздушным потоком;
- массовые (или инерционные) под действием собственного веса конструкции и переносимых грузов, а также вследствие управляющих ускорений и беспокойного воздуха;
- нагрузки под влиянием окружающей среды (атмосферное давление и температура);
- силы тяги, гироскопические моменты, вибрации и акустическое воздействие от двигателей;
- наземные, во время посадки, при рулении и торможении на земле;
- прочие (избыточное давление в герметическом фюзеляже и баках, нагружение проводки управления, удар птиц и т. д.).

Приложенные нагрузки влияют на напряженное и деформированное состояние, а также на срок службы конструкции самолета.

На основании летных и теоретических исследований, обобщения опыта проектирования и эксплуатации различных типов самолетов разработаны требования по выбору основных расчетных случаев нагружения, которые изложены в нормативных документах, называемых в России **Авиационные правила (АП)**, в США — **Federal Aviation Regulations (FAR)**, в европейских странах — **Joint Aviation Requirements (JAR)**.

Все самолеты, в зависимости от назначения полетной массы и скорости полета, делятся на классы, каждому из которых соответствует специальная часть Авиационных правил. Например, АП-23 — Нормы летной годности гражданских легких самолетов, АП-25 — Нормы летной годности самолетов транспортной категории и т. д.

Нормы летной годности СССР (НЛГС-3) обеспечивали уровень безопасности практически эквивалентный западным Нормам. Начиная с 1990 г., была проведена работа по сближению Норм летной годности СССР с Нормами США (FAR) и Западной Европы (JAR) по классификации самолетов, по структуре и содержанию требований с учетом обеспечения конкурентоспособности отечественных воздушных судов. Итогом этой работы и явились Авиационные правила, определяющие требования к летной годности, сертификации воздушных судов, защите окружающей среды от воздействия авиации. Нумерация частей АП аналогична нумерации соответствующих частей FAR и JAR.

На рис. 0.1 и 0.2 приведены характерные режимы и типовой профиль полета гражданского самолета. Крейсерские режимы выполняются на высоте $H = 7000\text{--}11000$ м. Продолжительность крейсерского режима равна 70–80 % от общей продолжительности полета. В зависимости от сочетания величин внешних нагрузок, температуры нагрева или охлаждения самолета и длительности режимы полета можно разделить на кратковременные и длительные. В Приложении показан типовой пример профиля полета, а также характер изменения во время полета высоты, скорости, дальности и полетного веса современного гражданского самолета.

Нестационарные кратковременные режимы полета возникают при взлете, наборе высоты, снижении и торможении. На прочность самолета в этих случаях существенно влияют градиенты температурных напряжений. При длительных режимах устанавливается стационарный температурный режим, и наибольшее значение приобретают многократно повторяющиеся нагрузки неспокойного воздуха.



Рис. 0.1. Основные режимы полета

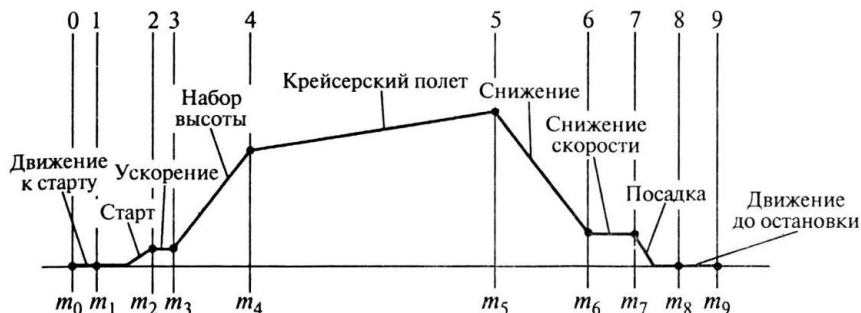


Рис. 0.2. Типовой профиль полета

При определении величин и точек приложения внешних нагрузок, действующих на самолет в полете, установим системы координат.

Наиболее часто в расчетах применяются **связанная и скоростная (поточная) системы координат**. Начало этих координат находится в центре масс самолета.

Связанная система осей координат $Ox_c y_c z_c$ неподвижна относительно самолета. Оси Ox_c и Oy_c расположены в плоскости симметрии, причем Ox_c направлена вперед, по оси самолета, а ось Oy_c — вверх. Ось Oz_c перпендикулярна плоскости $Ox_c y_c$ (рис. 0.3).

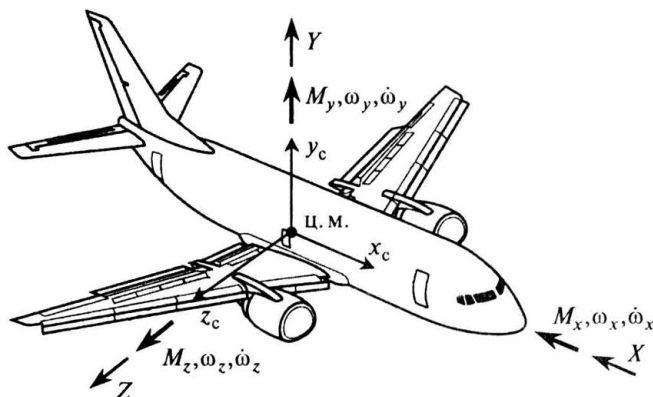


Рис. 0.3. Связанная система координат: $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости; $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$ — угловые ускорения

В скоростной системе координат Oxy ось Ox направлена по вектору скорости самолета, ось Oy перпендикулярна оси Ox в плоскости симметрии самолета, ось Oz — перпендикулярна плоскости Oxy .

Положение самолета относительно вектора скорости определяется тремя углами:

- 1) углом атаки α между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии самолета и продольной осью Ox_c ;
- 2) углом скольжения β между вектором скорости (осью Ox) и плоскостью симметрии $Ox_c y_c z_c$;
- 3) углом крена γ , который обычно задается в связанной системе координат при вращении самолета относительно продольной оси Ox_c .

Проекции вектора полной аэродинамической силы на скоростные оси координат получили следующие названия:

X — лобовое сопротивление,

Y — подъемная сила,

Z — боковая сила.

Положительные направления сил Y и Z совпадают с направлениями осей Ox и Oz ; положительное направление лобового сопротивления принято обратным направлению полета Ox .

Вектор полного аэродинамического момента раскладывается по направлениям в связанной системе координат:

M_{Ox_c} — момент крена,

M_{Oy_c} — момент рыскания,

M_{Oz_c} — момент тангажа.

Положительные значения векторов M_{Ox_c} , M_{Oy_c} , M_{Oz_c} совпадают с направлениями соответствующих осей.

Указанные силы и моменты представляют собой суммарные значения нагрузок относительно соответствующих координатных осей и зависят от параметров воздуха, скорости полета, размеров и ориентации (углов α , β , γ) самолета в полете.

Для определения их величины и получения общей физической картины нагружения самолета рассмотрим некоторые наиболее характерные режимы полета.

1.1. Внешние нагрузки, действующие на самолет при различных режимах полета и при посадке

1.1.1. Равномерный горизонтальный полет

Пусть самолет совершает горизонтальный прямолинейный полет в невозмущенной атмосфере с постоянной скоростью V_0 (рис. 1.1). При этом на него действуют подъемная сила Y_Σ , сила лобового сопротивления X , вес самолета G_0 , сила тяги двигателей P и нагрузка на горизонтальное оперение $Y_{оп}$.

Вообще говоря, подъемная сила самолета в полете Y_Σ складывается из подъемной силы крыла $Y_{кр}$, фюзеляжа Y_ϕ и оперения $Y_{оп}$:

$$Y_\Sigma = Y_{кр} + Y_\phi + Y_{оп}. \quad (1.1)$$

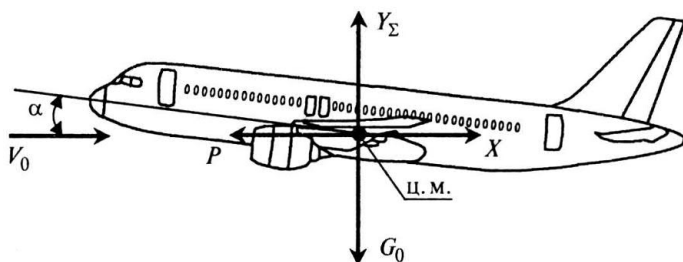


Рис. 1.1. Равномерный прямолинейный полет

Но для самолетов традиционной схемы Y_ϕ и $Y_{оп}$ малы по сравнению с $Y_{кр}$, и для упрощения на начальной стадии расчета можно принять

$$Y_\Sigma \approx Y_{кр}.$$

Допускаем, что все внешние силы приложены в центре масс самолета, и тогда из условия равновесия сил по осям x и y получаем

$$Y_\Sigma = G_0;$$

$$X = P,$$

где

$$Y_\Sigma \approx Y_{кр} \approx c_y S_{кр} q; \quad (1.2)$$

$$X = c_x S_{кр} q; \quad (1.3)$$

c_y, c_x — аэродинамические коэффициенты, зависящие от угла атаки α и сжимаемости воздуха (числа Маха);

$q = \frac{\rho V_0^2}{2}$ — скоростной напор;

ρ — плотность воздуха на данной высоте;
 $S_{\text{кр}}$ — площадь крыла.

Здесь следует отметить, что если в формуле (1.2) вместо подъемной силы Y_{Σ} подставить вес G_0 , то

$$G_0 = c_y S_{\text{кр}} \rho q,$$

и отсюда видно, что при увеличенной скорости полета V_0 равномерный горизонтальный полет может быть продолжен при меньшем угле атаки.

1.1.2. Криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости

Пусть самолет совершает криволинейный полет в вертикальной плоскости (набор высоты). Полет на данном режиме совершается с ускорением, и следовательно, по сравнению с режимом горизонтального равномерного полета, возникают силы инерции, направленные по нормали и по касательной к траектории движения (рис. 1.2).

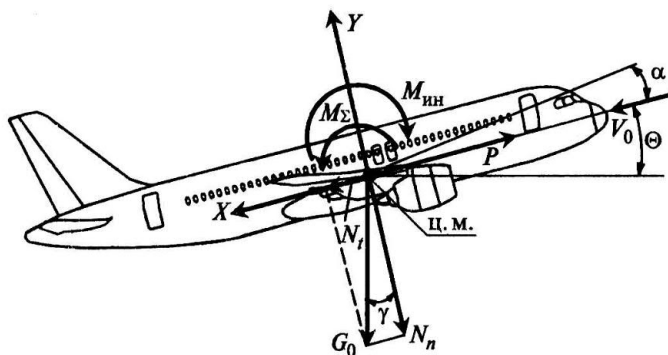


Рис. 1.2. Криволинейный полет в вертикальной плоскости

$$N_n = \frac{G_0 V^2}{gR}; \quad (1.4)$$

$$N_t = \frac{G_0}{g} \frac{dV}{dt}, \quad (1.5)$$

где R — радиус кривизны траектории в рассматриваемой точке.

Согласно принципа Даламбера, внешние нагрузки, действующие на движущееся тело, находятся в равновесии с силами инерции и, следовательно,

$$N_t = P \cos(\alpha + \Theta) - X - G_0 \sin \gamma; \quad (1.6)$$

$$N_n = P \sin(\alpha + \Theta) + Y - G_0 \cos \gamma; \quad (1.7)$$

$$J_y \Theta = M_\Sigma = M_y - M_{дв}, \quad (1.8)$$

где γ — угол наклона траектории в данной точке;

α — угол атаки;

Θ — угол, определяющий направление вектора тяги двигателя;

$\dot{\Theta}$ — угловое ускорение.

В случае если угол $(\alpha + \Theta)$ мал, уравнения (1.6) и (1.7) можно упростить:

$$N_t = P - X - G_0 \sin \gamma; \quad (1.9)$$

$$N_n = Y - G_0 \cos \gamma. \quad (1.10)$$

Очевидно, что наибольшее значение подъемной силы Y будет получено в нижней точке траектории при $\gamma = 0$:

$$Y_{\max} = N_n + G_0 \quad (1.11)$$

и, соответственно,

$$N_t = P - X. \quad (1.12)$$

Подставив (1.4) в (1.10), получаем

$$Y_{\max} = G_0 \left(\cos \gamma + \frac{V^2}{gR} \right). \quad (1.13)$$

Выражение (1.11) позволяет сделать важный вывод, что в криволинейном полете подъемная сила всегда больше полетного веса.

Для того чтобы оценить их соотношение, вводится понятие **нормальной перегрузки** n_y :

$$n_y = \frac{Y}{G_0}. \quad (1.14)$$

Воспользовавшись соотношением (1.13), нормальную перегрузку можно выразить через параметры траектории:

$$n_y = \left(\cos \gamma + \frac{V^2}{gR} \right). \quad (1.15)$$

Наконец, с помощью формулы (1.2) нормальную перегрузку можно получить, используя аэродинамические характеристики:

$$n_y = c_y S_{кр} q = c_y \frac{q}{p}, \quad (1.16)$$

где $p = \frac{G_0}{S_{кр}}$ — удельная нагрузка на крыло.

Аналогично, воспользовавшись первым уравнением равновесия (1.12), получим значение осевой перегрузки

$$n_x = \frac{P - X}{G_0}. \quad (1.17)$$

Но при анализе прочности авиационной техники основное значение имеет нормальная перегрузка n_y , а осевая перегрузка является определяющей главным образом для ракетно-космических систем.

1.1.3. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости (вираж)

Рассмотрим установившийся полет с постоянной скоростью в горизонтальной плоскости по окружности радиуса R и с углом крена β . На рис. 1.3 показаны действующие в этом случае на самолет сила веса G_0 , подъемная сила $Y_{\text{вир}}$ и сила инерции N_n , действующая по нормали к траектории.

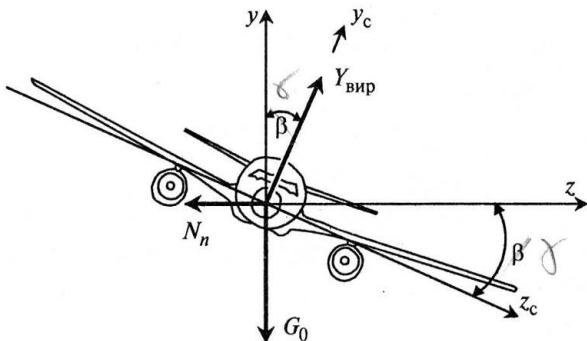


Рис. 1.3. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости (вираж)

Составив уравнения равновесия сил на ось y и плоскость крыла, получаем следующие выражения:

$$Y_{\text{вир}} \cos \beta - G_0 = 0; \quad (1.18)$$

$$G_0 \sin \beta - N_n \cos \beta = 0. \quad (1.19)$$

Значение перегрузки при вираже может быть получено из (1.18):

$$n_{\text{вир}} = \frac{Y_{\text{вир}}}{G_0} = \frac{1}{\cos \beta}. \quad (1.20)$$

Следовательно, на вираже перегрузка будет расти с увеличением угла крена. Зависимость потребной перегрузки $n_{\text{вир}}$ от углов крена на вираже показана на рис. 1.4.

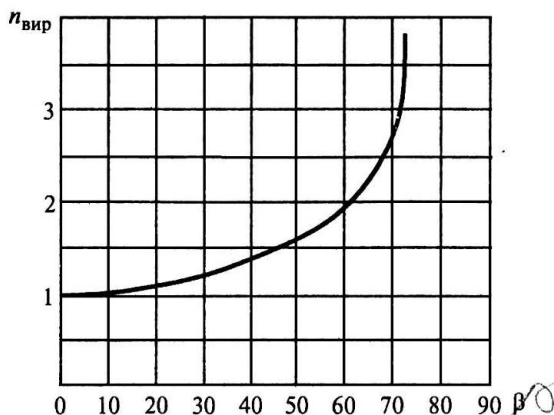


Рис. 1.4. Зависимость перегрузки на вираже от крена

С подъемом на высоту величина предельного угла крена в соответствии с уменьшением предельной перегрузки будет понижаться, вызывая при этом увеличение радиуса и времени виража.

Подставляя выражение N_n из (1.10) во второе уравнение равновесия, получаем радиус виража

$$R = \frac{V_{\text{вир}}^2}{g \tan \beta} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{g \sqrt{n_{\text{вир}}^2 - 1}}. \quad (1.21)$$

Анализируя формулу (1.20) видим, что при $\beta = 90^\circ$ подъемная сила $Y_{\text{вир}} \rightarrow \infty$ и, следовательно, $n_{\text{вир}} \rightarrow \infty$. Действительно, длительный полет на больших углах крена опасен для прочности самолета и поэтому для современных самолетов установлены предельные значения углов крена $\beta = 70^\circ - 75^\circ$, при которых максимальные значения перегрузки не превышают $n_{\text{вир}} = 4$.

Сравнивая значения подъемной силы при установившемся прямолинейном полете и установившемся вираже:

$$Y_{\text{пр}} = c_y S_{\text{кр}} \frac{\rho V_{\text{пр}}^2}{2} = G_0; \quad (1.22)$$

$$Y_{\text{вир}} = c_y S_{\text{кр}} \frac{\rho V_{\text{вир}}^2}{2},$$

можно получить второе соотношение для перегрузки виража:

$$n_{\text{вир}} = \left(\frac{V_{\text{вир}}}{V_{\text{пр}}} \right)^2, \quad (1.24)$$

из которого следует, что скорость при вираже должна быть больше скорости прямолинейного горизонтального полета.

В табл. 1.1 приведены значения перегрузки и отношения скоростей при вираже в зависимости от углов крена β .

Т а б л и ц а 1.1

β°	10	20	30	40	50	60	70	80	90
$n_{\text{вир}}$	1,015	1,064	1,155	1,305	1,556	2,0	2,92	5,8	∞
$\frac{V_{\text{вир}}}{V_{\text{пр}}}$	1,008	1,032	1,075	1,143	1,25	1,414	1,71	2,4	—

Радиус и время виража являются основными величинами, характеризующими маневренные возможности самолета в горизонтальной плоскости.

Анализируя выражение (1.21) видим, что радиус виража определяется скоростью и нормальной перегрузкой и, следовательно, он будет тем меньше:

- чем меньше удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S_{\text{кр}}}$;
- чем больше плотность воздуха ρ (с увеличением высоты полета радиус увеличивается);
- чем больше коэффициент подъемной силы c_y .

Время виража определяется как отношение длины окружности, которую описывает центр масс самолета на вираже, к скорости самолета:

$$t_{\text{вир}} = \frac{2\pi R}{V_{\text{вир}}} = 2\pi \frac{V_{\text{вир}}^2}{g \sqrt{n_{\text{вир}}^2 - 1} \cdot V_{\text{вир}}} \approx \frac{0,64 V_{\text{вир}}}{\sqrt{n_{\text{вир}}^2 - 1}}. \quad (1.25)$$

Из формулы (1.25) видно, что время виража (как и радиус) определяется скоростью и нормальной перегрузкой. Для уменьшения времени

виража необходимы те же условия, что и для уменьшения радиуса виража, но следует помнить, что скорость полета на время виража оказывает значительно меньшее влияние, чем радиус виража.

1.1.4. Полет в неспокойном воздухе

Земная атмосфера, как известно, находится в постоянном движении. Это движение, вызванное разностью давлений и температур, приводит воздушные массы в турбулентное состояние, сопровождаемое переменным по направлению и интенсивности полем скоростей воздуха. Перемещения воздуха с большим градиентом нарастания скорости будем называть **порывом**. Если скорость воздуха возрастает до максимального значения в течение большого периода времени (более 2 с или на протяжении 300–500 м дистанции), то такие перемещения воздуха назовем **потоками**.

Причинами порывов и потоков являются:

- неравномерный нагрев различных участков поверхности земли;
- влияние рельефа местности;
- близость морей и океанов;
- циркуляция воздуха в облаках, особенно в зоне грозовых фронтов.

Порывы большой интенсивности действуют на самолет, как правило, изолированно друг от друга и встречаются реже, чем потоки малой и средней интенсивности. Турбулентность вблизи земли обычно выше, чем на больших высотах. Максимальная скорость порывов большой интенсивности в зависимости от высоты полета принимается 15–20 м/с, скорость потоков малой интенсивности составляет 2–4 м/с.

При оценке влияния неспокойного воздуха на нагружение самолета воздушные течения разделяют по направлению на **горизонтальные** и **вертикальные**.

1.1.4.1. Горизонтальный воздушный порыв

Пусть самолет совершает горизонтальный прямолинейный полет с постоянной скоростью V_0 . При действии попутного порыва воздуха со скоростью $W_{\text{гор}}$ (рис. 1.5) увеличивается скорость полета

$$V_{\Sigma} = V_0 + W_{\text{гор}}$$

и соответствующая ей подъемная сила

$$Y_{\text{нв}} = c_y S_{\text{кр}} \frac{\rho (V_0 + W_{\text{гор}})^2}{2}.$$

Величина перегрузки при этом составляет

$$n_{\text{нв}} = \frac{Y_{\text{нв}}}{G_0} = \frac{Y_{\text{нв}}}{Y_0} = \frac{(V_0 + W_{\text{гор}})^2}{V_0^2}, \quad (1.26)$$

$$n_{\text{нв}} = \left(1 + \frac{W_{\text{гор}}}{V_0} \right)^2. \quad (1.27)$$

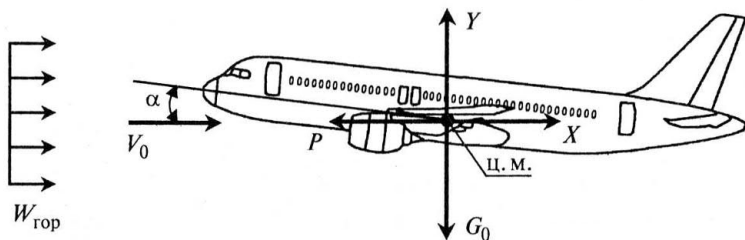


Рис. 1.5. Горизонтальный воздушный порыв

Поскольку даже максимальная скорость порыва $W_{\text{гор}} = 20$ м/с составляет обычно лишь 10–15 % от скорости горизонтального полета, то перегрузка будет небольшой ($n_{\text{нв}} \approx 1,2\text{--}1,5$) и, следовательно, опасности для прочности самолета за исключением экстремальных природных явлений (ураган) не представляет.

1.1.4.2. Вертикальные воздушные потоки

Равномерное распределение скоростей порывов очень грубо моделирует интенсивность реальных порывов. Чтобы представить отдельные порывы более реалистично, функция распределения скоростей часто представляется в форме $(1 - \cos)$ (рис. 1.6). Воздействие такого распределения на нагружение самолета будет рассмотрено ниже на примере отдельного вертикального порыва.

Согласно FAR, JAR или АП, для задания вертикальных скоростей при воздушных порывах можно применять следующее выражение:

$$W_{\text{нв}} = \frac{W_0}{2} \left(1 - \cos 2\pi \frac{\bar{x}}{2H} \right), \quad (1.28)$$

где $\bar{x}$ — расстояние, пройденное в порыве (глубина проникновения в порыв); W_0 — максимальная вертикальная скорость порыва в пределах

распределения и H — участок от края порыва до достижения максимальной величины скорости. Они обозначают также дистанцию нарастания порыва.

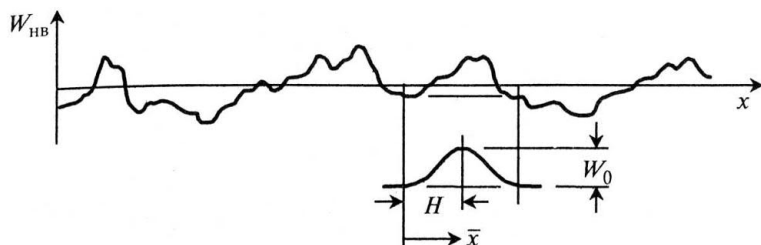


Рис. 1.6. Аппроксимация отдельных порывов с помощью функции $(1 - \cos)$

Величины W и H устанавливаются нормативными документами. Как правило, при этом базируются на опытных данных, полученных при экспериментальных исследованиях (см. например, NACA Report 997). Согласно JAR-25 или АП-25 высота H должна варьироваться между 30 и 350 футами, чтобы определить критические нагрузки беспокойного воздуха. В Нормах для легких самолетов (например, FAR-23 и АП-23) применяется H по средней хорде крыла l , умноженной на коэффициент 12,5:

$$H = 12,5l.$$

Эта величина и положена в основу последующих выводов.

Представим координату x в выражении (1.28) как произведение скорости на замеренное время входа в воздушный поток t :

$$\bar{x} = V_0 t. \quad (1.29)$$

Из выражения (1.28) следует:

$$W_{HB} = \frac{W_0}{2} \left(1 - \cos 2\pi \frac{V_0}{25l} t \right) = \frac{W_0}{2} (1 - \cos \omega t), \quad (1.30)$$

где $\omega = \frac{2\pi V_0}{25l}$.

Движение самолета при пролете через порыв описывается следующим дифференциальным уравнением (см. рис. 1.7):

$$m\ddot{y}(z, t) = m\dot{W} = \Delta Y. \quad (1.31)$$

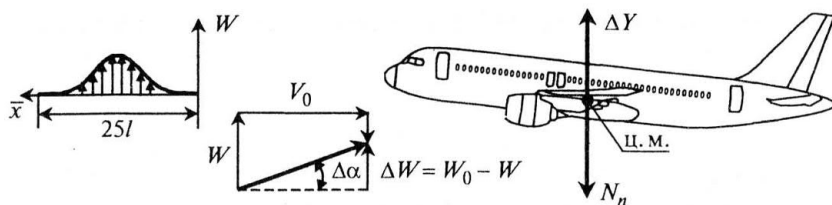


Рис. 1.7. Обтекание и силы при пролете порыва

Приращение подъемной силы вызвано вертикальной проекцией воздушного потока скорости W_0 . При учете собственной вертикальной скорости самолета под действием сил упругости приращение подъемной силы равно

$$\Delta Y = \frac{\rho}{2} V^2 S \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \frac{(W_0 - W)}{V}. \quad (1.32)$$

Тем самым, из (1.31) получается следующее уравнение движения:

$$\dot{W} + \frac{\rho}{2} \frac{1}{m/S} \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} V_0 W = \frac{\rho}{2} \frac{1}{m/S} \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} V_0 W_0. \quad (1.33)$$

Подставив (1.28) и введя обозначение

$$D = \frac{\rho}{2} \frac{1}{m/S} \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} V_0, \quad (1.34)$$

из выражения (1.33) окончательно получаем

$$\dot{W} + DW = D \frac{W_0}{2} (1 - \cos \omega t). \quad (1.35)$$

С помощью этого линейного неоднородного дифференциального уравнения первой степени можно описать движение самолета при действии вертикального воздушного порыва.

Сначала решаем однородное уравнение

$$\dot{W} + DW = 0. \quad (1.36)$$

Общее решение такого типа уравнений имеет вид

$$W = W_s = C_s e^{\lambda t}. \quad (1.37)$$

Тогда из (1.36) получаем

$$C_s e^{\lambda t} (\lambda + D) = 0. \quad (1.38)$$

Так как это уравнение выполняется при $\lambda = -D$, общее решение дифференциального уравнения принимает вид

$$W_s = C_s e^{-Dt}. \quad (1.39)$$

Константа C_s определяется позднее из граничных условий задачи.

Вторым шагом находим частное решение неоднородного дифференциального уравнения. Для этого воспользуемся следующим выражением:

$$W_p(t) = F_p(t)W_s(t) = F_p(t)C_s e^{-Dt}, \quad (1.40)$$

которое содержит неизвестную функцию $F_p(t)$.

Запишем первую производную по времени

$$\dot{W}_p(t) = \dot{F}_p(t)C_s e^{-Dt} = [\dot{F}_p(t) - F_p(t)D]C_s e^{-Dt}. \quad (1.41)$$

Подставляя (1.41) в (1.36), получаем

$$\dot{F}_p(t)C_s e^{-Dt} = D \frac{W_0}{2} (1 - \cos \omega t),$$

или

$$\dot{F}_p(t) = \frac{D W_0}{C_s} \frac{1}{2} e^{Dt} (1 - \cos \omega t). \quad (1.42)$$

Интегрируя по времени, из этого уравнения получаем искомую функцию $F_p(t)$:

$$F_p(t) = \frac{D W_0}{C_s} \frac{1}{2} \left\{ \int e^{Dt} dt - \int e^{Dt} \cos \omega t dt \right\}. \quad (1.43)$$

Так как

$$\int e^{Dt} dt = \frac{1}{D} e^{Dt}$$

и

$$\int e^{Dt} \cos \omega t dt = \frac{e^{Dt}}{D^2 + \omega^2} (D \cos \omega t + \omega \sin \omega t),$$

то функция $F_p(t)$ принимает вид

$$F_p(t) = \frac{1}{C_s} \frac{W_0}{2} \left\{ 1 - \frac{D}{D^2 + \omega^2} (D \cos \omega t + \omega \sin \omega t) \right\} e^{Dt}. \quad (1.44)$$

После подстановки этой функции в (1.40), получаем частное решение

$$W_p(t) = \frac{W_0}{2} \left\{ 1 - \frac{D^2}{D^2 + \omega^2} (\cos \omega t + \frac{\omega}{D} \sin \omega t) \right\}. \quad (1.45)$$

Общее решение уравнения движения (1.35) состоит из решения однородного уравнения (1.38) и частного решения:

$$W(t) = W_p(t) + W_s(t) = C_s e^{-Dt} + \frac{W_0}{2} \left\{ 1 - \frac{D^2}{(D^2 + \omega^2)} (\cos \omega t + \frac{\omega}{D} \sin \omega t) \right\}. \quad (1.46)$$

Для получения конкретного решения следует еще определить константу интегрирования C_s из начальных условий. В рассматриваемом случае действует начальное условие при входе самолета в вертикальный поток, где скорость возврата еще равна нулю:

$$W(t=0) = 0. \quad (1.47)$$

С помощью этого условия из (1.46) получаем константу интегрирования

$$C_s = -\frac{W_0}{2} \left\{ 1 - \frac{D^2}{(D^2 + \omega^2)} \right\} = -\frac{W_0}{2} \frac{\omega^2}{(D^2 + \omega^2)}. \quad (1.48)$$

После подстановки в выражение (1.45) получаем окончательно соотношение для вертикальной скорости самолета при входе в вертикальный поток $(1 - \cos)$:

$$W(t) = \frac{W_0}{2} \left\{ 1 - \frac{\omega^2}{(D^2 + \omega^2)} e^{-Dt} - \frac{D^2}{(D^2 + \omega^2)} (\cos \omega t + \frac{\omega}{D} \sin \omega t) \right\}. \quad (1.49)$$

При полете в поле скоростей вертикального потока возникает дополнительная перегрузка

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{mg} = \frac{\rho}{2} V_0^2 \frac{1}{mg/S} \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \frac{(W_{HB} - W)}{V_0}. \quad (1.50)$$

Если ввести принятый в Нормам FAR, JAR и Правилах АП понижающий коэффициент для неспокойного воздуха

$$k_{HB} = \frac{(W_{HB} - W)}{W_0}, \quad (1.51)$$

то формула (1.50) примет вид

$$\Delta n_y = \frac{\rho}{2} \frac{1}{mg/S} \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} V_0 W_0 k_{HB}. \quad (1.52)$$

Понижающий коэффициент может быть непосредственно рассчитан из выражений (1.30) и (1.49):

$$k_{\text{нв}}(t) = \frac{1}{2}(1 - \cos \omega t) - \frac{1}{2} \left\{ 1 - \frac{\omega^2}{(D^2 + \omega^2)} e^{-Dt} - \frac{D^2}{(D^2 + \omega^2)} (\cos \omega t + \frac{\omega}{D} \sin \omega t) \right\} = \quad (1.53)$$

$$= \frac{1}{2} \frac{\omega^2}{(D^2 + \omega^2)} \left\{ e^{-Dt} - \cos \omega t + \frac{D}{\omega} \sin \omega t \right\}.$$

Согласно современным нормам, нагрузки неспокойного воздуха могут рассчитываться с постоянным понижающим коэффициентом

$$k_{\text{нв}} = \frac{0,88 \mu_{\text{нв}}}{5,3 + \mu_{\text{нв}}}. \quad (1.54)$$

Содержащийся в этой формуле безразмерный массовый параметр $\mu_{\text{нв}}$ записывается следующим образом:

$$\mu_{\text{нв}} = \frac{2}{\rho} \frac{m/S}{I} \frac{1}{\partial c_y / \partial \alpha}. \quad (1.55)$$

Чтобы можно было лучше сравнивать друг с другом понижающие коэффициенты неспокойного воздуха, полученные по формулам (1.53) и (1.54), массовый параметр вводится также и в ранее полученное соотношение.

Для коэффициента D получаем:

$$D = \frac{25}{2\pi} \frac{\omega}{\mu_{\text{нв}}} = \frac{\omega}{a \mu_{\text{нв}}}. \quad (1.56)$$

После введения этого соотношения в уравнение (1.53) выражение для уменьшающего коэффициента принимает вид

$$k_{\text{нв}} = \frac{1}{2} \frac{a \mu_{\text{нв}}}{(1 + a \mu_{\text{нв}})} \left\{ e^{\frac{\omega}{a \mu_{\text{нв}}}} - \cos \omega t + \frac{1}{a \mu_{\text{нв}}} \sin \omega t \right\}. \quad (1.57)$$

Это уравнение описывает гармонические колебания относительно полого снижающейся по времени экспоненциальной функции. Для определения большей перегрузки играет роль только вклад первого максимума функции. На рис. 1.8 нанесены кривые распределения $k_{\text{нв}}$ для различных массовых параметров по ширине вертикального потока и значения постоянных величин по JAR (1.54).

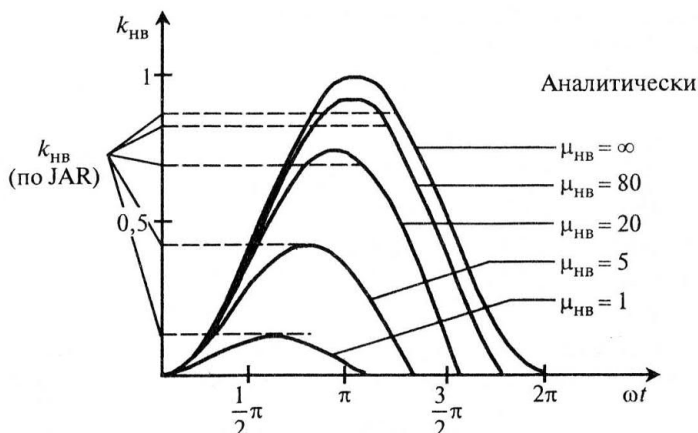


Рис. 1.8. Распределение понижающих коэффициентов для различных массовых параметров по ширине вертикального потока

Таким образом, окончательная формула для расчета полной величины перегрузки при полете в неспокойном воздухе примет вид

$$n_y = 1 + \frac{\rho}{2} \frac{c_y}{mg/S} V W_0 k_{HB}. \quad (1.58)$$

1.1.5. Внешние нагрузки, действующие на самолет при посадке и движении по земле

Все основные режимы посадки и движения по земле будут рассмотрены ниже. В этом разделе рассмотрим только нормальную посадку на 2 (велосипедная схема шасси) или 3 точки. При этом самолет совершает поступательное вертикальное движение (рис. 1.9).

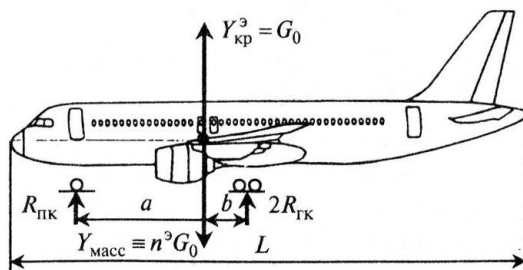


Рис. 1.9. Нормальная посадка самолета с трехстоечной схемой шасси

Спроектируем все силы на вертикальную ось:

$$Y_{\text{масс}} = G_0 n^3,$$

где $Y_{\text{масс}}$ — суммарная эксплуатационная нагрузка на самолет;

G_0 — полный вес самолета;

n^3 — неизвестная пока эксплуатационная перегрузка.

Уравнение равновесия сил на ось имеет вид

$$Y_{\text{масс}} - Y_{\text{кр}}^3 - R_{\text{пк}}^3 - 2R_{\text{гк}}^3 = 0. \quad (1.59)$$

Обозначим $n_{\text{ст}}^3$ эксплуатационную перегрузку в главных стойках шасси в случае нормальной посадки. Подъемная сила в момент посадки $Y_{\text{кр}}^3$ принимается равной весу самолета G_0 .

Но

$$R_{0\text{пк}}^3 + 2R_{0\text{гк}}^3 = G_0;$$

$$\therefore n^3 G_0 - G_0 - n_{\text{ст}}^3 G_0 = 0,$$

отсюда окончательно:

$$n_{\text{кр,ф}}^3 = 1 + n_{\text{ст}}^3 \quad (n_{\text{ст}}^3 = 3 - 3,5). \quad (1.60)$$

1.2. Расчетная и эксплуатационные нагрузки. Коэффициент безопасности

Все внешние нагрузки, действующие на самолет в полете, при посадке и движении по земле, называются **эксплуатационными**. Возникающие под действием этих нагрузок напряжения в силовых элементах конструкции не должны превышать предела упругости или предела текучести материала, с тем, чтобы исключить возникновение сверхнормативных остаточных деформаций.

Но в авиации принято рассчитывать конструкции по разрушающим нагрузкам. Перевод эксплуатационных нагрузок в расчетные (разрушающие) производится с помощью **коэффициента безопасности**. Он вводится в расчеты с целью обеспечения необходимого уровня безопасности при действии максимальных нагрузок с учетом разброса несущих свойств конструкции, рассеяния величин внешних нагрузок, погрешностей в технологических процессах изготовления и т. д.

Коэффициент безопасности (f) показывает, во сколько раз разрушающая (расчетная) нагрузка больше максимально возможной эксплуатационной:

$$f = P_{\text{разр}} / P_{\text{max}}^{\text{э}};$$

$$Y_{\text{разр}} = Y_{\text{max}}^{\text{э}} f = G_0 n_{\text{max}}^{\text{э}} f.$$

Поскольку одним из важнейших показателей качества самолетной конструкции является ее минимальный вес, при задании величины коэффициента безопасности следует стремиться к тому, чтобы напряжения в силовых элементах под действием эксплуатационных нагрузок были близки к пределу пропорциональности материала. Исходя из этого, в современном самолетостроении за исключением специально оговоренных случаев коэффициент безопасности принимается равным 1,5.

1.3. Границы допустимых скоростей и перегрузок

В процессе проектирования самолета соответствие требованиям прочности должно быть доказано при всех комбинациях скорости набегающего воздушного потока и эксплуатационной перегрузки на и внутри допустимой области полета, которая представляет собой огибающую полетных нагрузок при выполнении маневров (рис. 3.1 и 3.2) и в условиях неспокойного воздуха (рис. 3.3 и 3.4). Должно быть рассмотрено достаточно большое количество точек на графиках « $V-n$ » при маневренных перегрузках и при перегрузках при полете в неспокойном воздухе с тем, чтобы была уверенность, что получена максимальная нагрузка на каждую часть конструкции самолета.

На основе всего опыта отечественного и зарубежного самолетостроения все наиболее опасные случаи нагружения самолета систематизировались в виде нормированных расчетных случаев.

Сравнительный анализ АП, FAR и JAR показал, что устанавливаемые ими уровни безопасности практически эквивалентны.

Нанесенные на диаграмму АП-25 (рис. 3.1) точки 3, 5, 6, 7 отражают дополнительные по отношению к FAR-25 (рис. 3.2) требования российских АП:

т. 3 — сочетание полной отрицательной перегрузки при маневре и расчетной скорости пикирования V_D (в FAR на скорости V_D принималась нулевая перегрузка);

т. 5 — сочетание перегрузки, равной 2,0, и скорости, соответствующей максимальному коэффициенту подъемной силы во взлетно-посадочной конфигурации (в FAR не рассматривается).

т. 6 — сочетание перегрузки, равной 2,0, расчетной скорости полета при выпущенной механизации V_F и полного отклонения элеронов по крену во взлетно-посадочной конфигурации (в FAR не рассматривается);

т. 7 — сочетание нулевой перегрузки и скорости во взлетно-посадочной конфигурации определяет отрицательную нагрузку на предкрылок (в FAR не требуется);

Представленные в АП, FAR и JAR расчетные воздушные скорости, являющиеся индикаторными скоростями, приведены в табл. 3.1 (принятые в международной практике обозначения скоростей приведены в Приложении).

Достоверность представленных диаграмм можно оценить с помощью статистических данных на основании летных экспериментов при совершении заданных маневров (рис. 3.5) и при полете в неспокойном воздухе (рис. 3.6).

Угловые точки на диаграммах соответствуют расчетным случаям нагружения при положительных и отрицательных углах атаки.

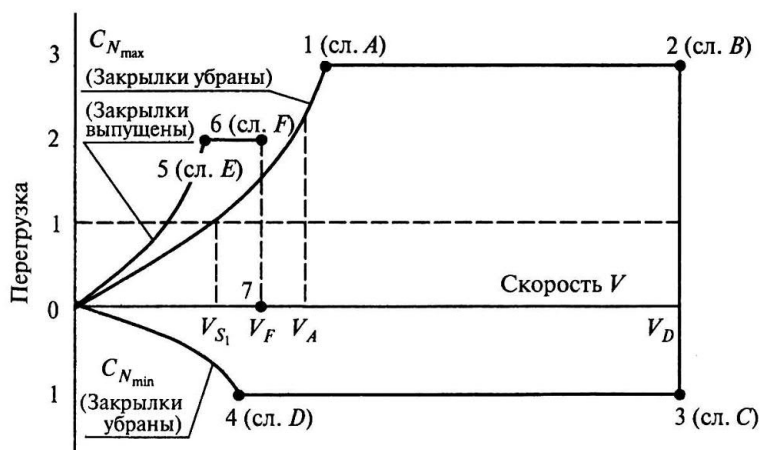


Рис. 3.1. Допустимая область полетов при маневре согласно АП-25

Таблица 3.1

V_A	Расчетная маневренная скорость	Максимальная скорость, при которой производится однократное отклонение рулевой поверхности до максимального угла $V_A \geq V_{S1}^* \sqrt{n_{\max}}$ ($V = V_C$)
V_B	Расчетная скорость при максимальной интенсивности порыва	Максимальная скорость полета при действии порыва максимальной скорости
V_C	Расчетная крейсерская скорость	Максимальная скорость при нормальной эксплуатации
V_D	Расчетная скорость пикирования	Максимальная скорость, принимаемая в расчете на прочность
V_F	Расчетная скорость при полете с выпущенными закрылками	Максимальная скорость при полностью выпущенных закрылках

Примечание. V_{S1}^* — скорость сваливания при убранных закрылках.

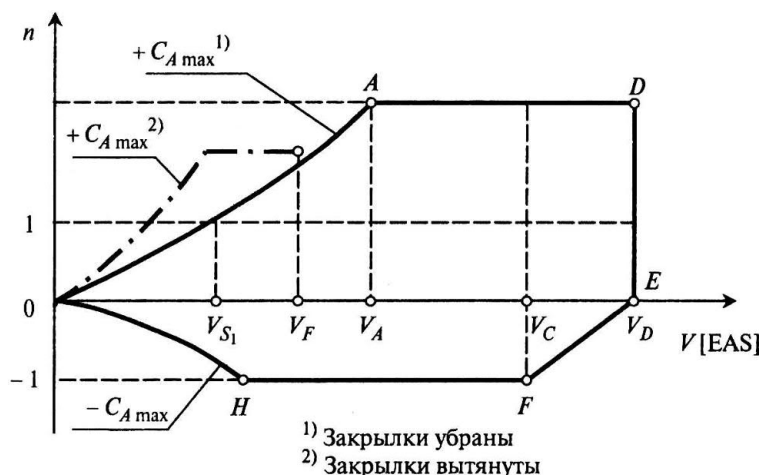


Рис. 3.2. Допустимая область полетов при маневре согласно FAR-25

Выше были выведены общие соотношения для определения эксплуатационной перегрузки при различной величине и направлении порывов для различных типов самолетов. Однако величина и характер воздействия беспокойного воздуха существенно зависит от режимов эксплуатации и веса самолета.

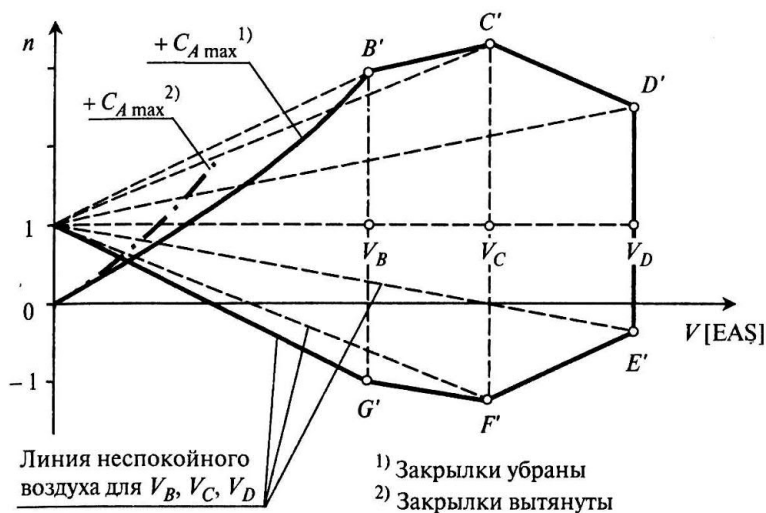


Рис. 3.3. Допустимая область полетов в неспокойном воздухе согласно JAR-25

В качестве примера рассмотрим перегрузки для самолетов транспортной категории АП-25

Предполагается, что в горизонтальном полете самолет подвергается воздействию симметричных вертикальных порывов.

Предполагается также, что форма порыва задается формулой (1.27).

Возникающие в результате этого перегрузки должны соответствовать условиям, которые определяются следующим образом.

1. При скорости полета V_D на высотах от уровня моря до 6096 м индикаторная скорость положительных (восходящих) и отрицательных (нисходящих) порывов w_0 принимается равной 20,1 м/с. Скорость порывов может уменьшаться линейно от 20,1 м/с на высоте 6096 м до 11,6 м/с на высоте 15240 м,

2. При скорости полета V_C на высотах от уровня моря до 6096 м индикаторная скорость положительных (восходящих) и отрицательных (нисходящих) порывов принимается равной 15,2 м/с. Скорость порывов может уменьшаться от 15,2 м/с на высоте 6096 м до 7,6 м/с на высоте 15240 м.

3. При скорости полета V_D на высотах от уровня моря до 6096 м индикаторная скорость восходящих и нисходящих порывов принимается равной 7,6 м/с. Скорость порывов может уменьшаться линейно от 7,6 м/с на высоте 6096 м до 3,8 м/с на высоте 15240 м.

Далее предполагается, что перегрузки от порывов изменяются по линейному закону от точки B' до точки G' , как указано на огибающей от порывов (рис. 3.4).

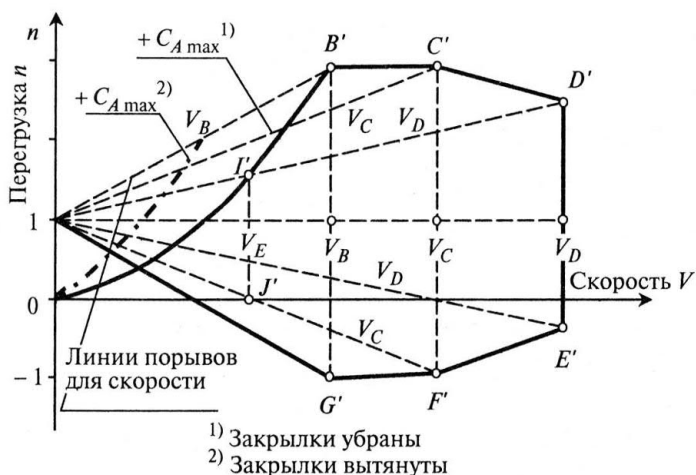


Рис. 3.4. Допустимая область полетов в неспокойном воздухе согласно АП-25

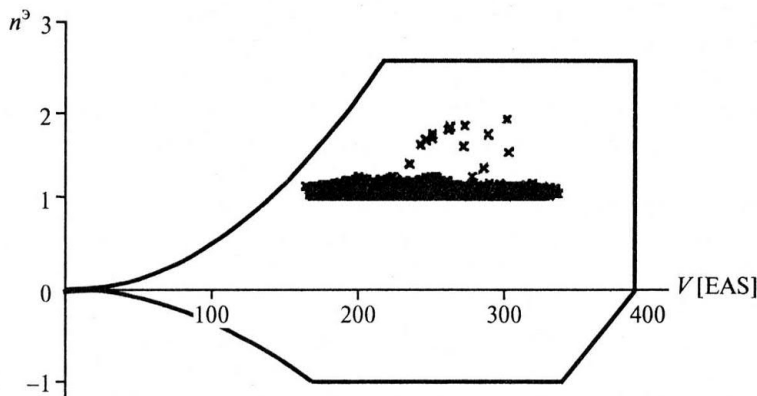


Рис. 3.5. Диаграмма режимов безопасных полетов при маневрах.
Данные летных испытаний.

Информация собрана по:

- 3987 полетам;
- 7120 летным часам;
- 6 самолетам (McDonnell Douglas MD-82/MD-83)

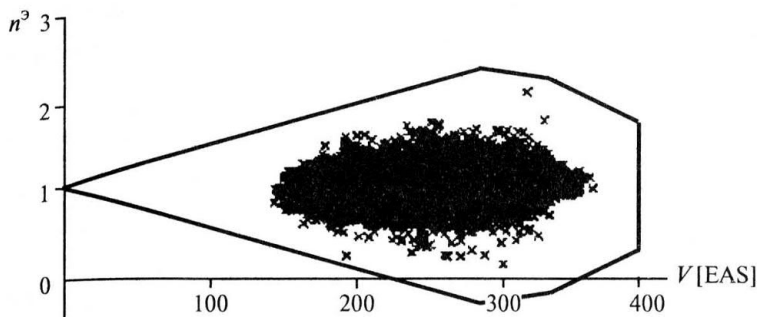


Рис. 3.6. Диаграмма полетов в неспокойном воздухе.
Данные летных испытаний.

Информация собрана по:

- 3987 полетам;
- 7120 летным часам;
- 6 самолетам (McDonnell Douglas MD-82/MD-83)

Рассмотрим подробнее основные расчетные случаи при маневре (см. рис. 3.1). Маневр следует считать установившимся. В каждом из случаев нагружения задается перегрузка в центре масс самолета n_y^3 , а также одна из величин: скоростной напор q или c_y .

Полет с убранной взлетно-посадочной механизацией

Точка А соответствует криволинейному полету на максимальных углах атаки. Здесь задаются следующие данные:

$$C_{y \max}, n_{\max}^3.$$

По ним определяются:

$$Y_{\max}^3 = G_0 n_{\max}^3;$$

$$Y_{\text{расч}} = Y_{\max}^3 f.$$

Далее можно найти скоростной напор:

$$Y_{\max}^3 = c_y q S_{\text{кр}};$$

$$G_0 n_{\max}^3 = c_{y \max} q S_{\text{кр}};$$

$$G_0 n_{\max}^3 = c_{y \max} q_A S_{\text{кр}}.$$

(3.1)

Формула (3.1) связывает n^3 , c_y и q , поэтому, если две величины заданы, то третью всегда можно определить. (Следует учесть, что $c_{y \max}$ самолетом практически не достигается, так как начинаются срывы потока,

поэтому в расчете принимается величина $c_{y \text{ доп}}$ приблизительно на 10 % меньшая, чем $c_{y \text{ max}}$.)

Отсюда

$$q_A = \frac{G_0 n_{\text{max}}^2}{c_{y \text{ max}} S_{\text{кр}}}$$

Все исходные данные определены. Известно также распределение Y по хорде крыла (рис. 3.7).

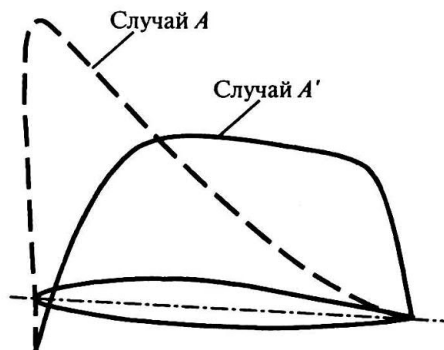


Рис. 3.7

При небольших скоростях (дозвуковых) подъемная сила Y создается, главным образом, за счет разрежения на верхней и давления на нижней поверхности.

При больших скоростях (сверхзвуковых) подъемная сила Y создается за счет разности разрежений на обеих поверхностях.

Как видно из распределения подъемной силы по хорде сечений, в данном расчетном случае больше нагружен носок и передний лонжерон крыла. Задняя часть крыла нагружена значительно меньше. Подъемная сила воспринимается двумя лонжеронами в виде реакций.

Положение центра давления зависит от формы профиля и от скорости полета. Он лежит на расстоянии 20–28 % хорды от передней кромки крыла.

Точка A' соответствует криволинейному полету самолета на малых положительных углах атаки ($\alpha = 4-6^\circ$) или выходу из пикирования на малые углы атаки с максимально возможной скоростью $V_{\text{max max}}$.

Задаются следующие данные:

$$n_{A'}^3 = n_A^3; \quad q_{A'} = q_{\text{max max}}.$$

По ним определяем

$$Y_{A'}^3 = G_0 n_{A'}^3; c_{yA'} = \frac{G_0 n_{A'}^3}{q_{\max \max} S_{\text{кр}}}; Y_{\text{расч}}^{A'} = G_0 n_{A'}^3 f.$$

Центр давления в сечении крыла в данном случае лежит в пределах 32–38 % хорды (рис. 3.7).

В однолонжеронном крыле лонжерон расположен на расстоянии 38–40 % хорды от носка. Следовательно, подъемная сила в таком крыле практически полностью приходится в случае A' на лонжерон.

Таким образом видим, что:

- в случае A' нагружается, главным образом, средняя часть крыла;
- случай A' является основным при расчете однолонжеронного крыла.

Различие случаев A и A' состоит в величине скоростного напора и в распределении подъемной силы по хорде; центр давления в случае A' смещается к задней кромке:

$$Y_{\text{расч}}^A = Y_{\text{расч}}^{A'}.$$

Перемещение центра давления к задней кромке влечет за собой возникновение значительных крутящих моментов на крыле. Иногда этот момент максимален по сравнению с другими расчетными случаями, т. е. случай A' является для некоторых типов самолетов наиболее тяжелым режимом; по изгибающим моментам случаи A и A' одинаковы.

Разрушение самолета с целью определения остаточной прочности при статических испытаниях также ведется на случай A' , как наиболее тяжелый.

В описанных расчетных случаях показана зависимость распределения давления по профилю крыла и перемещения центра давления вдоль хорды от изменения углов атаки в области их положительных значений.

Рассмотрим теперь область отрицательных углов атаки. Центр давления перемещается вдоль хорды как показано на рис. 3.8.

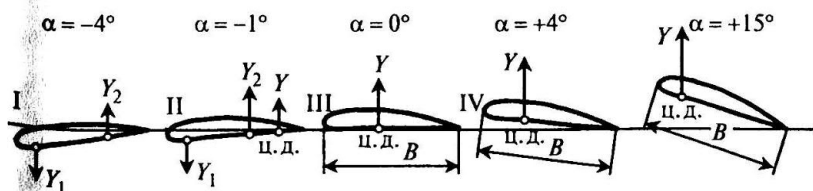


Рис. 3.8. Перемещение центра давления крыла самолета при изменении угла атаки

При некотором отрицательном угле атаки силы давления в носовой и хвостовой частях профиля равны и направлены в противоположные стороны. Такой угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы.

При увеличении отрицательного угла атаки силы давления, направленные вверх, становятся меньше сил, направленных вниз, их равнодействующая Y будет сдвигаться вперед (рис. 3.9).

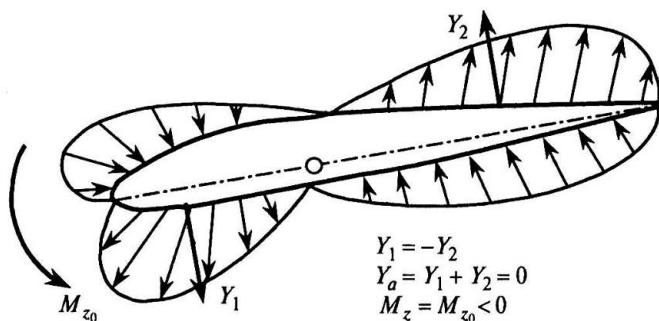


Рис. 3.9

Если в случаях A и A' нижняя зона крыла работает на растяжение, а верхняя — на сжатие, то в случаях D и D' наблюдается обратная картина.

Точка D соответствует криволинейному полету на максимальных отрицательных углах атаки с максимальным отрицательным коэффициентом подъемной силы (рис. 3.10).

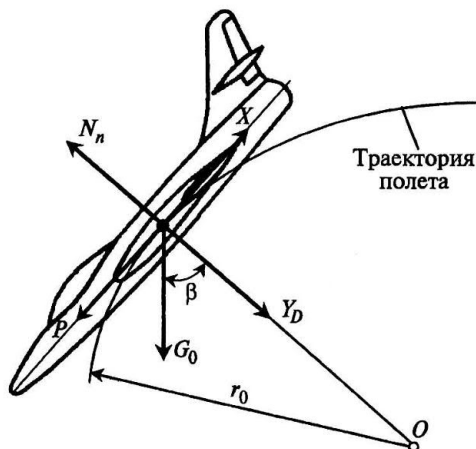


Рис. 3.10

Здесь N_n — нормальная инерционная сила; r_0 — радиус кривизны траектории; Y_D направлена вниз, так как $\alpha < 0$.

Задаются следующие данные:

$$n_D^3 = -0,5n_A^3.$$

Определим величины

$$Y_D^3 = G_0 n_D^3; \quad Y_{\text{расч}} = G_0 n_D^3 f.$$

Докажем, что

$$c_{yD} = \frac{c_{yA}}{2}.$$

Для этого необходимо, чтобы $q_D \approx q_A$, тогда

$$G_0 n_A^3 = c_{yA} q_A S_{\text{кр}};$$

$$\frac{G_0 n_D^3}{2} = c_{yD} q_D S_{\text{кр}},$$

т. е.

$$C_{yA} = 2c_{yD}.$$

Если $q_A = q_D$, это означает, что скорость входа и выхода из пикирования равны.

Точка D' соответствует криволинейному полету на малых отрицательных углах атаки. Этот случай введен в нормы прочности с той же целью, что и случай D , т. е. для проверки на действие обратных нагрузок. Причем здесь, в отличие от случая D , особенно важно рассмотрение комбинированного действия изгибающего и крутящего моментов.

Задаются следующие данные:

$$n_{D'}^3 = n_D^3 = -0,5n_A^3; \quad q_D = q_{\text{max max}}.$$

По этим данным определяем

$$Y_{D'}^3 = G_0 n_{D'}^3; \quad c_{yD'} = \frac{G_0 n_{D'}^3}{q_{\text{max max}} S_{\text{кр}}}.$$

Полет с выпущенной взлетно-посадочной механизацией

Для проверки прочности самолета с выпущенной взлетно-посадочной механизацией рассмотрим случаи нагружения B и C .

Точка B соответствует криволинейному полету самолета на весьма малых положительных углах атаки или выходу из пикирования на углы атаки $\alpha = 1,5-3^\circ$ с максимально возможной скоростью ($q_{\text{max max}}$) и с полнотой отклоненными элеронами.

Задаются следующие данные:

$$V_F; \quad n_B^3 = 0,67n_A^3.$$

По ним определяются:

$$Y_B^3 = n_B^3 G_0;$$

$$Y_{\text{разр}} = Y_B^3 f = n_B^3 G_0 f \quad (\text{в этом случае } Y_B < Y_A);$$

$$G_0 n_B^3 = c_{yB} q_F S_{\text{кр}},$$

где

$$q_F = \frac{\rho V_F^2}{2}.$$

Отсюда найдем

$$c_{yB} = \frac{G_0 n_B^3}{q_F S_{\text{кр}}}$$

и определим α .

Примерное распределение полной подъемной силы по хорде крыла будет следующим: на передней кромке — разрежение, центр давления лежит в пределах 45–60 % хорды (рис. 3.11).

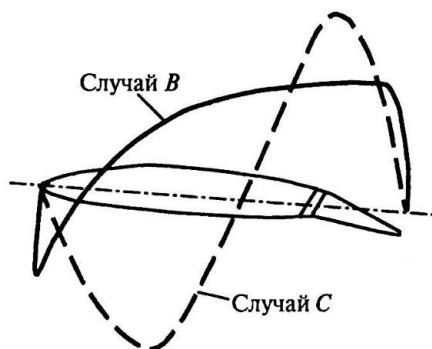


Рис. 3.11

Как видно из эпюры распределения подъемной силы, в этом случае, в основном, нагружается задняя часть крыла — задний лонжерон, концы нервюры и элероны. Кроме того, за счет перемещения центра давления к задней кромке возникает значительный крутящий момент. Следовательно, прочность заднего лонжерона, концов нервюры и элеронов должна проверяться по расчетному случаю В. Иногда и толщина об-

шивки, воспринимающей основную долю крутящего момента, выбирается по данному случаю.

Случай *В*, таким образом, дополняет случай *А*.

Точка *С* соответствует режиму отвесного пикирования (рис. 3.12) с отклоненными элеронами.

На крыле возникает крутящий момент. Двигатель отключен, тяги нет:

а) $G_0 = X$ — установившееся пикирование;

б) $G_0 > X$ — ускоренное пикирование.

Задаемся следующими данными:

$$n_C^3 \approx 0; \quad c_{yC} \approx 0; \quad q_C = q_{\max \max}.$$

Несмотря на существование на крыле подъемной силы, ее результирующая величина мала и может быть принята равной нулю.

Следовательно, уравнения равновесия крыла будут выглядеть так:

$$Y_{кр} \approx Y_{го}; \quad Y_{го} L_{го} = M_{кр}.$$

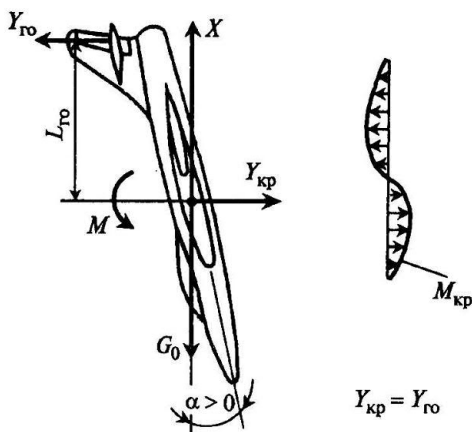


Рис. 3.12

Таким образом, можно считать, что в данном случае крыло нагружено только крутящим моментом

$$M_{кр} = c_{m0} q_{\max \max} S_{кр} b_0,$$

где b_0 — хорда крыла, относительно которой определяется коэффициент момента c_{m0} . Значение c_{m0} находится при продувках в аэродинамическом канале.

Пусть имеем симметричный профиль и отклонение элеронов отсутствует. Тогда $c_{m_0} = 0$. При несимметричных профилях всегда присутствует некоторая величина c_{m_0} . Она присутствует также и у симметричных профилей при отклонении элеронов, так как при этом нарушается симметрия обтекания и возникает аэродинамический момент.

Из вышеизложенного можно заключить, что в расчетных точках A' , C и B возникает крутящий момент различной величины.

1.4. Экспериментальное определение перегрузки

Величина перегрузки (ускорения), возникающей на самолетах и других летательных аппаратах, в полете определяется экспериментально с помощью приборов, называемых **акселерометрами**.

Акселерометры различают в зависимости от вида движения — линейные и угловые; по принципу действия — механические, электромеханические и др.; по назначению — измеряющие ускорение как функцию времени или пути и максимальные, измеряющие момент достижения объектом заданного значения ускорения. Существуют трехкомпонентные (трехосевые) акселерометры, которые позволяют измерять ускорение сразу по трем осям.

В простейшем линейном (с одной степенью свободы) механическом акселерометре (рис. 4.1) ускорение воспринимается маятниковым устройством, в котором под действием ускорения возникает отклонение маятника от положения равновесия (размер отклонения показывает стрелка на шкале, отградуированной в единицах ускорения):

$$n = \frac{m_{\text{гр}} j}{m_{\text{гр}} g} = \frac{j}{g},$$

где $m_{\text{гр}}$ — масса грузика маятника;

j — линейное ускорение грузика маятника в данной точке в данное время;

g — ускорение свободного падения.

В электромеханическом акселерометре ускорение воспринимается тензодатчиком, изменяющим свой электрический параметр (сопротивление, индуктивность или емкость) в зависимости от механической деформации, пропорциональной ускорению; в максимальном акселерометре — или маятниковым устройством, разрывающим контакт в электрической цепи при достижении объектом исследования заданного

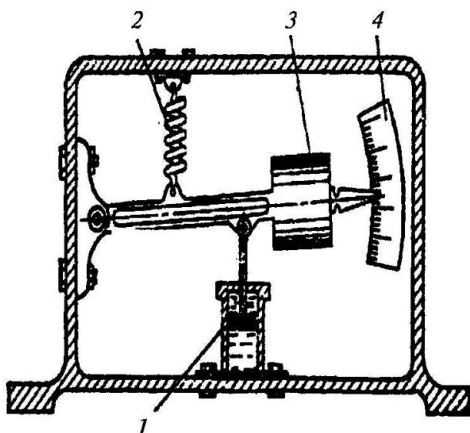


Рис. 4.1. Общий вид и схема механического акселерометра:
1 — демпфирующее устройство; 2 — пружина; 3 — груз; 4 — шкала

значения ускорения, или пьезоэлектрическим, вырабатывающим электрическое напряжение при механическом сжатии под действием сил инерции. В электромеханических и максимальных акселерометрах ускорения регистрируются на экране монитора, на который после усиления поступают электрические сигналы с воспринимающих ускорение устройств.

1.5. Классификация самолетов. Предельные значения перегрузок

Летные геометрические и весовые характеристики, общая компоновка, применяемое оборудование, а также конструкция отдельных частей во многом определяются назначением самолета.

По назначению все самолеты можно разделить на две большие группы: гражданские и военные.

Гражданские самолеты

Гражданские самолеты, служащие для перевозки пассажиров, грузов, почты и для обслуживания различных хозяйственных отраслей экономики, могут быть разделены на следующие основные типы.

1. *Пассажирские самолеты*, предназначенные для перевозки пассажиров, багажа и почты. В зависимости от дальности полета, количества перевозимых пассажиров, размеров и типа взлетно-посадочных полос эти самолеты делятся на магистральные и самолеты местных линий.

Магистральные самолеты в зависимости от дальности полета делятся на:

- а) ближние с дальностью полета 1000...2000 км;
- б) средние с дальностью полета 3000...4000 км;
- в) дальние с дальностью полета 5000...11 000 км.

Самолеты местных линий подразделяются на:

- а) тяжелые с числом пассажиров 50...55;
- б) средние с числом пассажиров 24...30;
- в) легкие с числом пассажиров 8...20.

2. *Грузовые самолеты*, основным назначением которых является перевозка различных грузов.

3. *Самолеты специального назначения*, применяемые в различных хозяйственных областях. Это самолеты полярной, сельскохозяйственной, санитарной авиации, самолеты для геологической воздушной разведки, для охраны лесов от пожаров, для аэрофотосъемок и др.

4. *Учебные самолеты*, служащие для подготовки пилотов. Они подразделяются на самолеты первоначального обучения и переходные. Самолеты первоначального обучения — это двухместные самолеты, достаточно простые в освоении и технике пилотирования. Переходные самолеты служат для обучения пилотов полетам на находящихся в эксплуатации серийных самолетах.

Военные самолеты

Военные самолеты служат для нанесения ударов с воздуха по военным объектам, коммуникациям, живой силе и технике противника в его тылу и в прифронтовой полосе, для защиты своих объектов и войск от авиации противника, для высадки десантов, транспортировки войск, техники и грузов, для разведки, связи и т. п.

В зависимости от конкретного назначения военные самолеты можно разделить на следующие типы.

1. Бомбардировщики, назначением которых является нанесение бомбовых ударов по важнейшим объектам противника в его тылу.

2. Истребители, которые служат для борьбы с авиацией противника.

3. Истребители-бомбардировщики, снабженные бомбами, ракетным и пушечным вооружением и служащие для нанесения ударов по объектам в районе передовых позиций и в ближнем тылу противника и для уничтожения его авиации.

4. Военно-транспортные самолеты, используемые для высадки десантов, транспортировки войск, техники и различных, грузов.

5. Самолеты-разведчики, предназначенные для ведения воздушной разведки.

6. Вспомогательные самолеты, к которым относятся самолеты-корректировщики, самолеты связи, санитарные и т. п.

Маневренные возможности пилотируемых летательных аппаратов ограничиваются способностью людей, находящихся на его борту, переносить перегрузки.

В зависимости от направления центростремительного ускорения сила тяжести человеческого тела (его вес) может быть больше нормальной (положительная перегрузка), обращаться в нуль (невесомость) и принимать отрицательные значения (отрицательная перегрузка).

При выходе самолета из пикирования, когда инерционная сила направлена вниз, летчика прижимает к сиденью, на него действует положительная перегрузка в направлении «голова — таз». При входе самолета в пикирование, когда инерционная сила направлена вверх, летчика отрывает от сиденья, на него действует отрицательная перегрузка в направлении «таз — голова».

На рис. 5.1 показаны предельные перегрузки n в различных направлениях, переносимые человеком в зависимости от продолжительности их действия t . Переносимость перегрузки связана с механическим воздействием опоры (кресла, сиденья, ложементы) на тело человека, с приливами и отливами крови (с нарушением мозгового кровообращения).

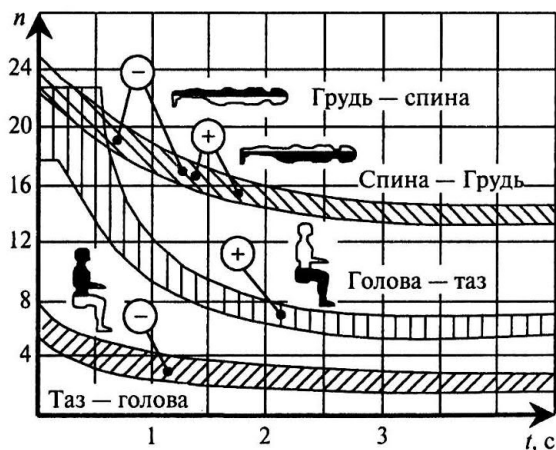


Рис. 5.1

Рис. 5.1 объясняет, почему космонавты возвращаются на Землю в летательных аппаратах с низким аэродинамическим качеством (т. е. по баллистическим траекториям) лежа в специальных креслах спиной к направлению полета — при таком положении тела легче всего переносить перегрузки.

Тренированные люди в специальных противоперегрузочных костюмах способны переносить достаточно высокие перегрузки в течение длительного времени. Поэтому маневренные самолеты (например, перехватчики) могут достигать эксплуатационных перегрузок (т. е. перегрузок, действующих на самолет в процессе его нормальной эксплуатации) порядка 8–9.

Для неманевренных самолетов (пассажирские и грузовые самолеты) эксплуатационные перегрузки не должны превышать, согласно АП, 2,5–3 единиц.

На переносимость перегрузки существенное влияние оказывает фактор времени, т. е. кратковременно или длительно действует перегрузка. Так, перегрузки даже небольшой величины, действующие продолжительное время, оказывают болезненное влияние на организм летчика. Может наступить временная потеря зрения, головокружение. Например, во время движения по спирали при $n = 3-4$, при длительности действия перегрузки 15–20 с, наступает головокружение и потеря зрения. При прекращении действия перегрузки зрение возвращается. И наоборот, при резком выходе из пикирования, при $n = 8-9$, перегрузка действует менее 2 с. Максимальная перегрузка удерживается доли секунды и состояние летчика не ухудшается.

С учетом вышеизложенного все самолеты при определении предельных перегрузок, условно делятся на три класса:

I — маневренные самолеты;

II — самолеты ограниченной маневренности;

III — неманевренные самолеты.

К классу I относятся все самолеты, которые предназначены для глубокого пикирования и совершения резких маневров (выполнения всех фигур высшего пилотажа). К ним относятся истребители, учебно-тренировочные и спортивные самолеты.

К классу II относятся все самолеты, имеющие ограниченную маневренность. Это — истребители-бомбардировщики, некоторые пассажирские машины.

К классу III относятся все остальные пассажирские самолеты и транспортная авиация, совершающие, в основном, горизонтальный полет.

I класс. $n_{\max}^3 = f(G_0, q_{\max})$.

Максимальная эксплуатационная перегрузка для любой скорости вплоть до V_D должна быть не меньше, чем

$$n_{\max}^3 = 2,1 + \frac{10\,890}{G_0 + 4540},$$

где G_0 — максимальный расчетный взлетный вес, кгс.

II класс. n^3 определяется по I и III классу из которых выбирается максимальное значение ($n_{\max I}^3$ достигается при выходе из пикирования, $n_{\max II}^3$ — при полете в беспокойном воздухе).

$$\text{III класс. } n_{\text{нв}} = 1 + \frac{\rho}{2} \frac{c_y}{mg/S_{\text{кр}}} V W_0 \kappa_{\text{нв}}.$$

Величины эксплуатационных перегрузок для каждого типа самолетов определяются **Авиационными правилами (АП)**. Для упрощенного выбора эксплуатационных перегрузок можно предложить следующую табл. 5.1.

Таблица 5.1

Максимальные эксплуатационные перегрузки

Тип самолета	$n_{\max}^3$
Легкий маневренный самолет	8–9
Легкий гражданский самолет акробатической категории	5–8
Легкий гражданский самолет многоцелевой категории	3–5
Средний транспортный самолет	2,5–4,5
Тяжелый транспортный самолет	2–4

1.6. Распределение полетных нагрузок

При определении эксплуатационных перегрузок, действующих на самолет в полете, рассматривались уравнения движения материальной точки, имеющей некоторую массу (центр масс самолета) и обладающей поступательными и вращательными степенями свободы относительно пространственных координатных осей (рис. 6.1).

Но при расчете на прочность самолета, как конструкции, важнейшим требованием к которой является минимальный вес, необходима более точная трехмерная расчетная модель, учитывающая не только величину, но и характер распределения внешних нагрузок по его поверхности и массовых нагрузок по его объему (рис. 6.2).

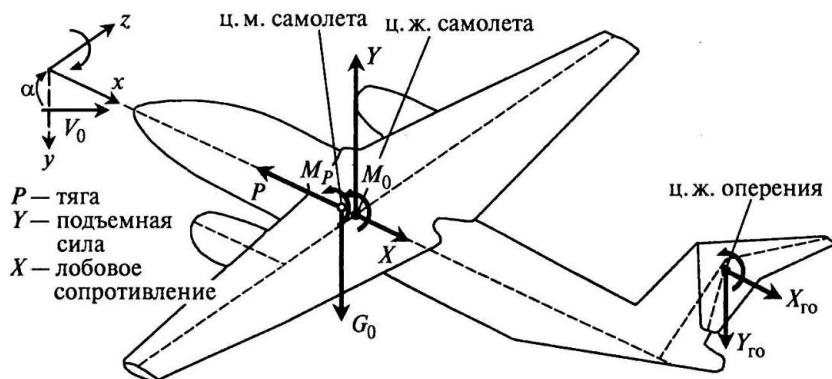


Рис. 6.1. Схема для моделирования полета на базе уравнений движения самолета, как материальной точки

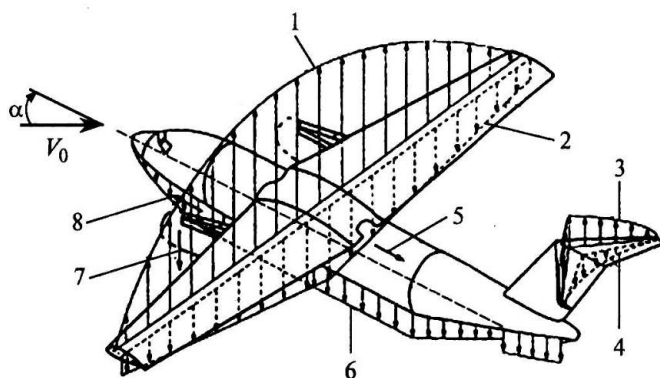


Рис. 6.2. Схема для определения полетных нагрузок на самолет, как трехмерное тело:

- 1 — распределение аэродинамической нагрузки по размаху;
- 2 — распределение массовой нагрузки по размаху крыла;
- 3 — распределение массовой нагрузки по горизонтальному оперению;
- 4 — распределение массовой нагрузки по размаху рулей высоты;
- 5 — суммарное лобовое сопротивление самолета;
- 6 — распределение массовой нагрузки по фюзеляжу и вертикальному оперению;
- 7 — массовая нагрузка веса двигателя;
- 8 — тяга двигателя

На последующих этапах расчета уже отдельные агрегаты самолета также представляются в виде трехмерных тел (рис. 6.3).

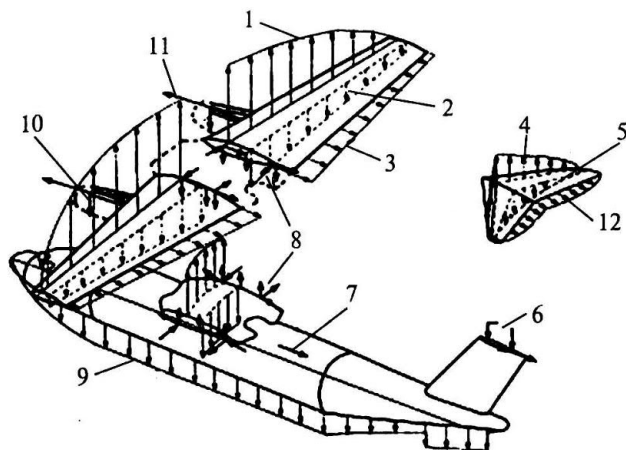


Рис. 6.3. Схема для определения полетных нагрузок на отдельные агрегаты:

- 1 — подъемная сила;
- 2 — вес крыла;
- 3 — лобовое сопротивление;
- 4 — подъемная сила горизонтального оперения;
- 5 — вес горизонтального оперения;
- 6 — реакции в стыковых узлах;
- 7 — лобовое сопротивление фюзеляжа и киля;
- 8 — реакции в стыковых узлах;
- 9 — распределенная нагрузка от веса фюзеляжа и киля;
- 10 — вес двигателя;
- 11 — тяга двигателя;
- 12 — лобовое сопротивление горизонтального оперения

Таким образом, нами сформулированы основные понятия и допущения, систематизированы подходы и методы определения нагрузок, действующих на самолеты различных типов при различных режимах эксплуатации.

Следующим этапом подготовки к непосредственному расчету конструкции на прочность является изучение свойств применяемых конструкционных материалов и анализ возможных конструктивно-силовых схем.

**АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫХ СХЕМ.
КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ**

Введение

Основными требованиями, предъявляемые к конструкции гражданского самолета являются:

- обеспечение летной годности и соответствие стандартам безопасности;
- минимальный вес;
- минимальная стоимость производства и эксплуатации конструкции самолета.

Для выполнения этих требований при выборе конструктивно-силовой схемы агрегатов самолета должны быть решены следующие задачи:

- придание аэродинамической формы;
- прием и передача нагрузок, возникающих в полете и на земле;
- восприятие полезной нагрузки (пассажиры, грузы), веса топлива и систем, необходимых для надежной эксплуатации самолета в полете;
- защита полезной нагрузки во время полета от воздействия окружающей среды.

2.1. Конструктивно-силовая схема самолета

Под **конструктивно-силовой схемой** понимается совокупность силовых элементов, участвующих в восприятии действующих на самолет эксплуатационных нагрузок (рис. 1.1).

Она разрабатывается на базе положенных в основу проектирования данного летательного аппарата конструктивных принципов, с учетом их практической реализации, принимая во внимание технологические и экономические условия.

Принципы конструирования определяются в зависимости от применяемых материалов (металлические или композитные), массы (монолитная или тонкостенная конструкция), типа силовых элементов (ферменные, рамные или оболочечные), степени интегрированности (дифференцированные (сборные) или интегральные конструкции).

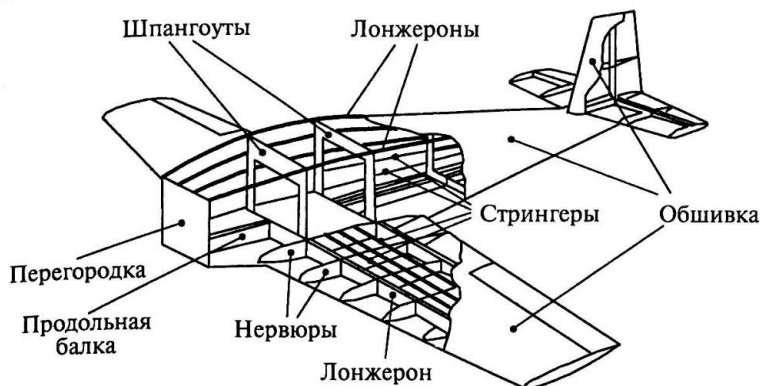


Рис. 1.1

2.1.1. Критерии выбора конструктивно-силовой схемы

При выборе конструктивно-силовой схемы проектант может исходить из различных критериев:

- целевая экономия веса;
- распределение силовых потоков (например, концентрация напряжений);
- применяемые материалы (например, использование их свойств, качество поверхности, стоимость);
- степень интегрированности (например, вид, количество и вес соединений);
- технологические аспекты (например, возможность изготовления, стоимость изготовления, затраты времени);
- аспекты обслуживания и ремонта (например, возможность замены деталей, ремонтпригодность);
- надежность и срок службы (например, воздействие повреждений на несущую способность или рост повреждений, избыточная надежность деталей).

Рассмотрим некоторые из них более подробно.

2.1.1.1. Конструкции минимального веса

Выполнение требования максимального снижения веса производится:

- либо путем сокращения объема материала, что достигается выбором конструктивных форм наилучшим образом соответствующих распределению силовых потоков (например, ферма вместо балки

с тонкой стенкой, двутавр вместо балки прямоугольного сечения) (рис. 1.2);

- либо за счет применения материалов с высокой удельной прочностью и жесткостью (например, замена алюминиевых сплавов углепластиковыми).

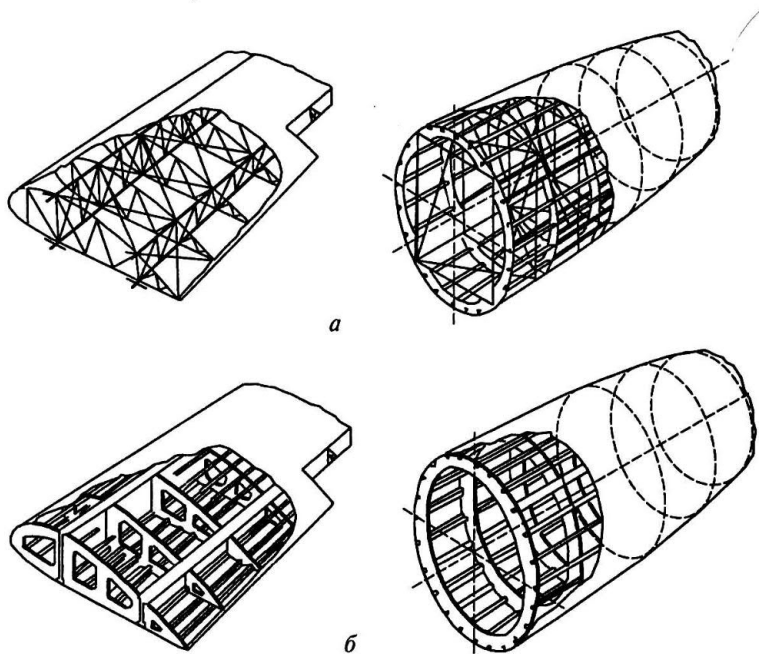


Рис. 1.2:

- а* — крыло и фюзеляж ферменной конструкции. Основные конструктивные элементы — стержни;
- б* — тонкостенные крыло и фюзеляж. Основные конструктивные элементы — обшивка, нервюры или шпангоуты и лонжероны

2.1.1.2. Степень интегрированности конструкции

При создании конструкций минимального веса степень интегрированности конструкции может играть очень важную роль.

Различают дифференцированные, интегральные и смешанные типы конструкций.

Дифференцированные структуры состоят из множества деталей простой геометрической формы, соединенных между собой различными способами (заклепки, клей, болтовые соединения, сварка) (рис. 1.3).

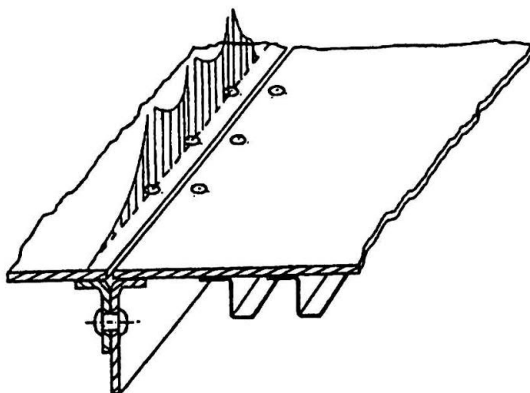


Рис. 1.3. Дифференцированная конструкция

Преимуществами таких структур являются:

- малые производственные расходы при изготовлении отдельных деталей;
- возможность широкого использования однотипных деталей;
- хорошие свойства безопасной повреждаемости, так как трещины могут развиваться лишь до следующего элемента крепления (естественного ограничителя роста трещин);
- возможность ремонта путем замены отдельных деталей (при наличии разъемных соединений).

К недостаткам следует отнести:

- повышенные производственные затраты при монтаже;
- увеличение веса вследствие большого количества крепежных деталей;
- наличие концентрации напряжений на контуре соединительных элементов;
- зоны стыка являются местом возможного возникновения коррозии (у металлов);
- плохое качество внешней поверхности (например, при наличии заклепок).

Интегральные конструкции состоят из малого количества деталей сложной конфигурации, благодаря чему значительно сокращается число соединений (рис. 1.4).

Преимуществами таких систем являются:

- минимизация веса агрегата за счет оптимального выбора геометрии для передачи силовых потоков;

- экономия веса и затрат, благодаря сокращению или полному исключению соединительных элементов.

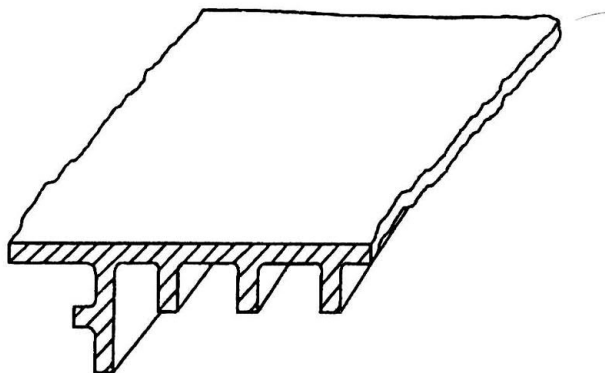


Рис. 1.4. Интегральная конструкция

К недостаткам относятся:

- применение затратных технологических процессов изготовления (механическое или химическое фрезерование);
- большой расход материала;
- невозможность комбинации различных материалов;
- неблагоприятные свойства безопасной повреждаемости, так как повреждения могут практически беспрепятственно распространяться по всей конструкции;
- ограниченные возможности ремонта.

Комбинированные структуры состоят из деталей, выполненных из различных материалов (рис. 1.5). Детали связаны между собой с помощью различных соединений (заклепки, клей). Типичным примером комбинированных структур являются трехслойные конструкции (сэндвич)

Преимущества:

- комбинированные системы из металлических материалов имеют дифференцированную структуру, а изготовленные из волокнистых композитов — интегральную;
- экономия веса достижима, если применяемые материалы оптимально соответствуют прикладываемым нагрузкам.

Недостатками являются:

- затратная технология соединения отдельных деталей из различных материалов;

- повышение веса из-за наличия крепежных элементов (заклепок);
- концентрация напряжений в зоне крепежных элементов;
- опасность коррозии при контакте различных материалов.

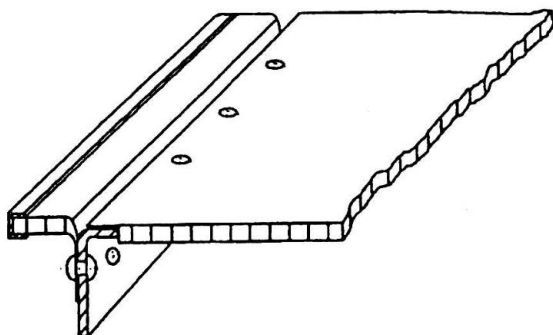


Рис. 1.5. Комбинированная конструкция

В качестве примера на рис. 1.6 приведены варианты исполнения кессона крыла на основе трех вышеуказанных принципов конструирования.

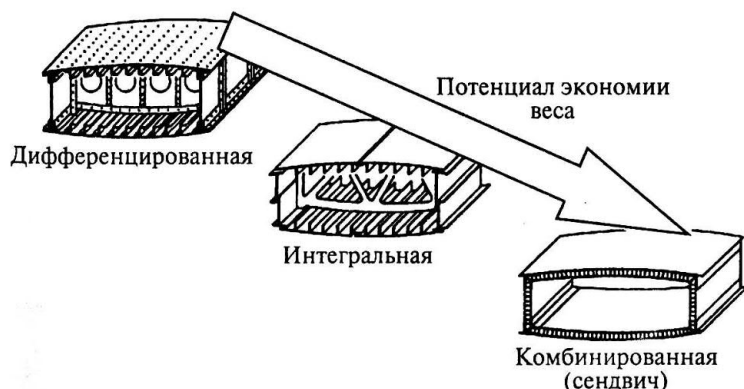


Рис. 1.6. Тонкостенная металлическая конструкция на примере кессона крыла

Сравнение дифференцированной и интегральной конструкции по весу, количеству использованных деталей, крепежных элементов и стоимости приведено на рис. 1.7.

Дифференцированная
структураИнтегральная
структура

Геометрия
 Длина 3000 мм
 Ширина (в корневой части) 560 мм
 Ширина (на конце) 340 мм
 Толщина 254 мм

	Дифференцированная структура	Интегральная структура	Разность
Масса	96,38 кг	78,48 кг	-18,6 %
Кол-во деталей	504	284	-43,7 %
Общая стоимость:	100 %	60,7 %	-39,3 %
изготовление	95,7 %	52,8 %	-44,8 %
материал	4,3 %	7,9 %	+83,7 %

Рис. 1.7. Сравнение дифференцированной и интегральной конструкции на примере кессона крыла

2.2. Конструкционные материалы, применяемые в самолетостроении

Рассмотренные выше специфические особенности авиационных конструкций заставляют подходить к выбору используемых материалов учитывая целый ряд разнообразных требований:

- высокая прочность;
- высокая жесткость;
- малый разброс механических свойств;
- малая плотность;
- высокая долговечность (усталостная прочность);
- хорошие свойства безопасной повреждаемости (малая скорость развития трещин и повреждений);
- устойчивость против коррозии;
- простота обработки;
- прочность при высоких температурах;
- малая стоимость.

Но наибольшее внимание при выборе материала должно уделяться обеспечению необходимой прочности и жесткости конструкции при наименьшей массе. При этом следует учитывать различные комбинации нагрузок, действующих на различных участках конструкции самолета.

В качестве примера рассмотрим сочетания нагрузок на фюзеляж самолета Airbus A380 (рис. 2.1, см. вклейку) и выбранные в связи с этим производителем материалы и их распределение по отдельным участкам конструкции (рис. 2.2, см. вклейку).

Здесь, в наименее нагруженных местах применен традиционный дюралевый сплав 2024 (аналог российского Д-16); в зонах, подверженных напряжениям сжатия и сдвига, работающих на устойчивость, применены монолитные оребренные панели из свариваемых сплавов серии бxxx и 7xxx, близкие по характеристикам российскому сплаву В95, хвостовое оперение выполнено из углепластика (CFRP); испытывающая наибольшие растягивающие нагрузки верхняя зона центральной части фюзеляжа изготовлена из высокоресурсного алюминиево-литиевого сплава 2524, типа отечественных сплавов 1441 и 1163.

Участки же фюзеляжа самолета Airbus A380, наиболее подверженные циклическим растягивающим нагрузкам, выполнены из композиционного материала Glare, состоящего из слоев алюминиевого сплава и стеклопластика (рис. 2.3, см. вклейку), обладающего высокими характеристиками долговечности при многократно повторяющихся нагрузках. Подобные материалы отечественного производства серии СИАЛ были разработаны в СССР в 70-х гг. прошлого столетия, но не нашли до настоящего времени широкого применения в самолетостроении.

В местах, которые подвержены преобладающему воздействию сжатия и сдвига, применены монолитные оребренные панели, изготовленные из свариваемых алюминиевых сплавов.

Первичным критерием, связывающим прочность и массу и позволяющим, следовательно, сравнивать различные материалы, является **удельная прочность**.

Удельной прочностью при растяжении называется отношение предела прочности материала к его плотности $\frac{\sigma_B}{\rho}$. Для каждого вида деформации есть свои выражения для удельной прочности.

Чем выше значение удельной прочности, тем меньше масса детали. Критерием, связывающим жесткость и массу, является **удельная жесткость** — отношение модуля упругости к плотности $\frac{E}{\rho}$.

В настоящее время в самолетостроении основными конструкционными материалами являются высокопрочные магниевые и алюминиевые сплавы, легированные стали и титановые сплавы. В последнее время начали широко внедряться композиционные материалы.

При выборе материала необходимо учитывать температурные условия, в которых работает конструкция. С ростом температуры удельная прочность и удельная жесткость материалов падают. При температурах до 200 °С основными конструкционными материалами являются высокопрочные алюминиевые сплавы. Из них изготавливаются обшивка, лонжероны, стрингеры, нервюры, шпангоуты, различные кронштейны. Небольшие по размерам нагруженные детали — кронштейны, корпуса колес и т. п., а также многие детали управления изготавливаются из магниевых сплавов. Сильно нагруженные детали шасси, узлы крепления агрегатов, пояса лонжеронов в корневых сечениях и т. п. изготавливаются из легированных высококачественных сталей.

Применение титановых сплавов в этом диапазоне температур, несмотря на их высокую удельную прочность, не является целесообразным из-за их относительно высокой стоимости. При температурах 200...500 °С лучшими конструкционными материалами являются титановые сплавы, а при температурах до 700 °С — жаропрочные стали.

Применение композиционных материалов в конструкции позволяет значительно снизить ее массу. На рис. 2.4 (см. вклейку) показаны примеры широкого применения композиционных материалов в конструкции современных пассажирских самолетов одного класса, изготавливаемых разными производителями.

В настоящее время в самолетостроении широко используются волокна стекла, углерода, бора и некоторых других материалов в соединении с так называемой матрицей, в качестве которой используются искусственные смолы; алюминий, магний, титан или их сплавы. Стеклопластики целесообразно использовать для деталей конструкционного назначения, работающих преимущественно на растяжение при температурах, не превышающих 100—150 °С. Из них можно изготавливать лонжероны, нервюры и обшивку триммеров, сервокомпенсаторов, небольших по размеру элеронов и рулей и т. п. Из углепластиков изготавливают обшивку, панели, подкрепляющие элементы силового набора планера самолета. Такие конструкции работают надежно в диапазоне температур до 200 °С, а некоторые углепластики сохраняют высокие прочностные характеристики и до 300 °С.

Из полимерных материалов самыми высокими прочностными и жесткостными характеристиками обладают боропластики. Модуль упругости пластиков в 3...3,5 раза превышает модуль упругости алюминиевых сплавов. Кроме того, боропластики имеют высокий предел динамической и статической выносливости, малую ползучесть и деформативность в направлении волокон, повышенную тепло- и электропро-

водность. В сравнении с углепластиками они обладают повышенной (в 2...2,5 раза) прочностью при сжатии.

Из боропластиков изготавливают панели обшивки, элементы силового набора, они используются для подкрепления металлических силовых элементов — лонжеронов, силовых нервюр, панелей и т. д. Боропластики сохраняют высокие механические характеристики до 200...300 °С.

К недостаткам угле- и боропластиков следует отнести сравнительно низкие значения удельной вязкости и прочности при сдвиге. Очень высокие механические характеристики имеют и композиционные материалы на основе металлов, армированных волокнами углерода и бора. Так, композиционные материалы с алюминиевой матрицей и боро-волокном с плотностью $\rho = 2,6...2,7$ г/см имеют предел прочности при растяжении 1100—1300 МПа и модуль упругости $E = 220...240$ ГПа. Величина их удельной прочности более чем в два раза превышает этот показатель для алюминиевых сплавов, а диапазон температуры, при которой они сохраняют свои характеристики, повышается до 450 °С. Кроме того, металлическая матрица в отличие от полимерной хорошо воспринимает сдвигающие нагрузки.

Применение в конструкции несущих поверхностей самолета композиционных материалов благодаря их высокой жесткости позволяет улучшить флаттерные характеристики, при этом снижение массы тех элементов, где они используются, может достигнуть 40 % и даже более. Широкое использование композиционных материалов, особенно на основе боро-волокна, ограничивается пока их высокой стоимостью.

При выборе материала конструкции следует также учитывать и изменение его прочности при повторных нагрузках. Прочность всех материалов при повторных нагрузках существенно снижается. Это снижение происходит в разной степени для различных материалов, при этом оно будет тем больше, чем больше число нагружений и чем большей будет концентрация напряжений.

Механические свойства металлов при статическом нагружении представляются, обычно, в виде диаграмм σ — ϵ и τ — γ (рис. 2.5 и 2.6). Здесь нужно отметить, что для различных металлов диаграммы могут значительно отличаться. На рис. 2.5, *а* представлена диаграмма с так называемой площадкой текучести, которая является естественной границей упругого состояния материала. Диаграмма на рис. 2.5, *б* не имеет такой ярко выраженной границы и в качестве предела упругости материала в данном случае обычно принимается предел текучести материала σ_{02} , т. е. значение напряжений при наличии остаточной деформации, составляющей 0,2 %.

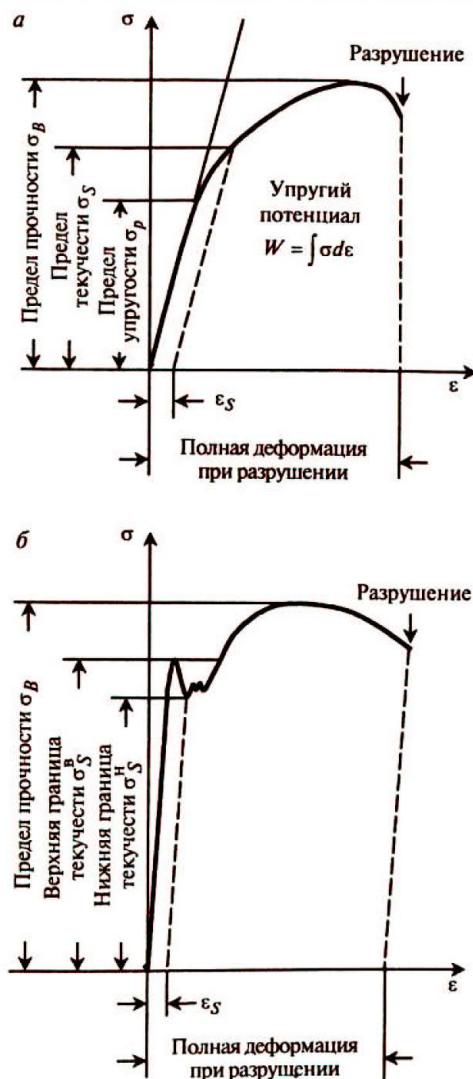


Рис. 2.5. Механические характеристики металлов: *a* — материал с пределом текучести; *b* — материал с площадкой текучести

Представленные на рис. 2.6 диаграммы показывают отличия диаграмм металлов при различном нагружении (сжатии и растяжении), а также для нормальных и касательных напряжений.



Рис. 2.1. Критерии проектирования фюзеляжа самолета Airbus A380

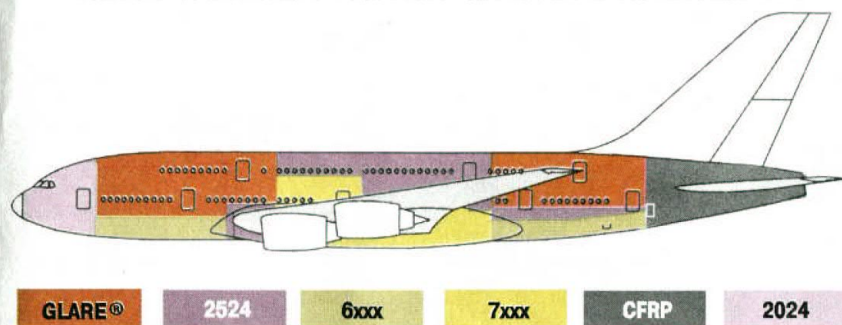


Рис. 2.2. Пример распределения композиционных материалов по участкам конструкции самолета Airbus A380

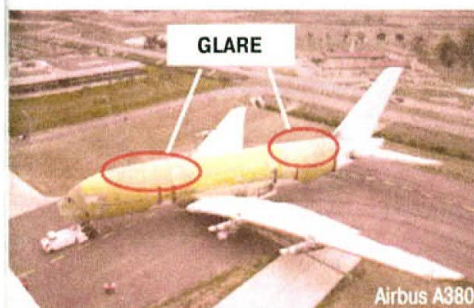


Рис. 2.3. Композиционный материал GLARE — алюминий, упрочненный стеклопластиком



Рис. 2.4. Применение композиционных материалов в самолетах различных производителей

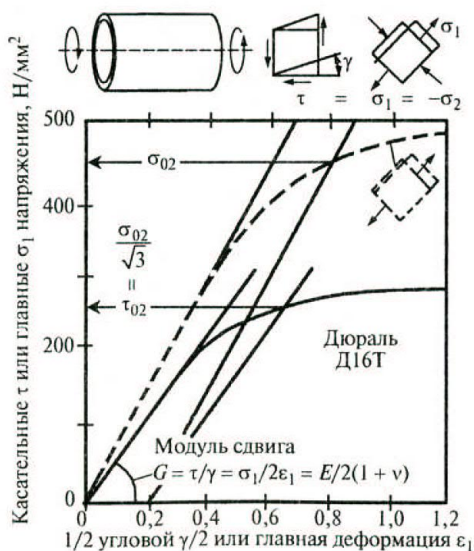
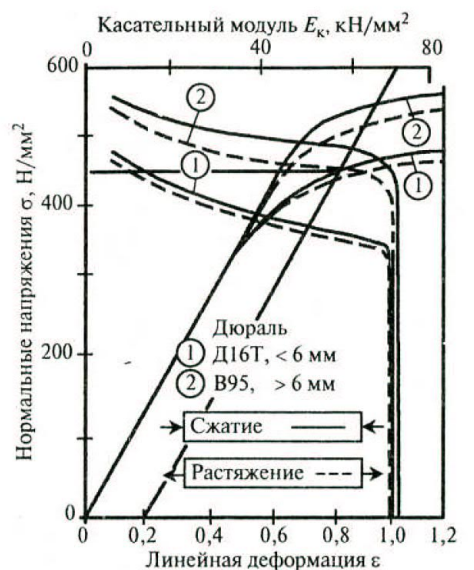


Рис. 2.6

Широко применяемые в настоящее время композиционные материалы имеют не только гораздо больший спектр различий механических свойств, но и позволяют проектировать сам материал с заранее заданными свойствами. Эта очень широкая тема требует отдельного рассмотрения. Здесь же, в табл. 2.1 дается лишь сравнение механических свойств металлических и композиционных материалов по отношению к алюминиевым сплавам.

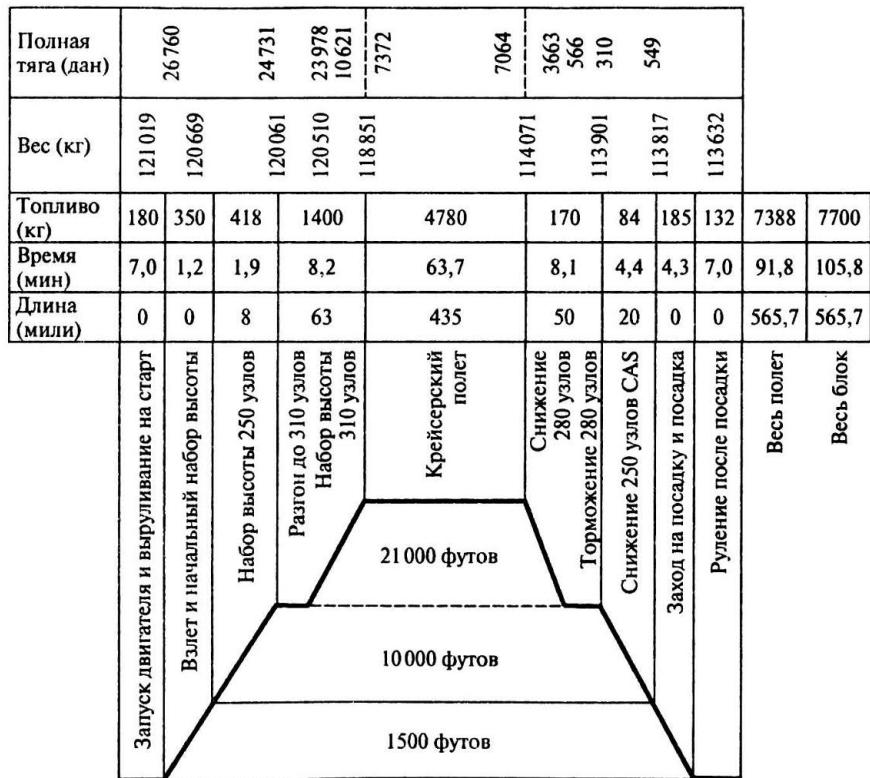
Таблица 2.1

Свойства	Коэффициент качества	Al-сплав	Mg-сплав	Ti-сплав	Сталь	Дерево	Стеклопластик	Углеродистый пластик	Органоластик
Статическая прочность (растяжение сжатие)	$\frac{\sigma_B}{\rho g}$	1	1,46	1,54	0,49	1,54	3,17	5,52	8,58
Линейная жесткость (растяжение сжатие)	$\frac{E}{\rho g}$	1	0,89	0,87	1,03	0,93	0,79	6,88	1,86
Сдвиговая жесткость (кручение)	$\frac{G}{\rho g}$	1	0,90	0,89	1,06	—	0,32	0,37	0,15
Жесткость при общей устойчивости стержня	$\frac{\sqrt{E}}{\rho g}$	1	1,17	0,72	0,60	2,24	1,05	3,64	1,93
Жесткость при изгибе и устойчивость пластин	$\frac{\sqrt[3]{E^3}}{\rho g}$	1	1,31	0,69	0,50	3,05	1,17	3,00	1,98
Упругий потенциал	$\frac{\sigma_p^2}{E}$	1	1,55	4,54	0,68	0,47	9,14	2,29	19,78
Вибропрочность $R = -1, N = 10^6$	$\frac{\sigma_w}{\rho g}$	1	1,20	2,20	1,30	1,20	1,70	2,80	3,20

Примечание. R — коэффициент асимметрии цикла;
 N — число циклов нагружения.

ПРИЛОЖЕНИЕ

1. Профиль полета транспортного самолета на примере SATIC A300-600ST (Белуга)



Уровень моря

Дальность

565,7 миль

Полезная нагрузка

22 000 кг

Вес пустого самолета

10 800 кг

Резерв

5500 кг

Стартовый вес

121 019 кг

Посадочный вес

113 632 кг

2. Типовая диаграмма полета транспортного самолета



3. Применяемые обозначения скоростей полета

GS	Ground Speed (путевая скорость)	Скорость полета относительно земли
TAS	True Airspeed (истинная скорость полета)	Скорость полета относительно воздуха
EAS	Equivalened Airspeed (эквивалентная скорость полета)	Измеренная скорость полета, пересчитанная на уровень моря
CAS	Kalibrated Airspeed (уточненная скорость полета)	Скорость полета, измеренная с помощью измерителя скоростного напора, эффект сжимаемости учитывается
IAS	Indicated Airspeed (снятая с приборов скорость полета)	Указываемая приборами скорость полета, возможна разность с CAS из-за ошибок калибрования или изменения местного воздушного напора вследствие изменения положения самолета и т. д.

4. Соотношение удельной прочности на растяжение и удельной жесткости



СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Стригунов В. М.* Расчет самолета на прочность: учебник для авиационных вузов. М.: Машиностроение, 1984.
2. *Зотов А. А., Стельмухов И. А., Ципенко В. Г.* Расчет на прочность легкого гражданского самолета: учеб. пособие. М.: МГТУ ГА, 1996.
3. *Зотов А. А., Жаворонок С. И., Ткаченко А. В., Фролов А. С.* Расчет на прочность конструкций типа крыла самолета: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2002.
4. Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов / Межгосударственный авиационный комитет. ЛИИ им. М. М. Громова. 1993.
5. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. ЛИИ им. М. М. Громова. 1994.
6. *Тейлор Д.* Нагрузки, действующие на самолет. М.: Машиностроение, 1975.
7. *Шмидт Х.-Ю., Зотов А. А.* Усталость и живучесть конструкций современных больших транспортных самолетов: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2008.
8. *Kousourakis A.* Mechanical Properties and Damage Tolerance of Aerospace Composite Materials Containing CVM Sensors. RMIT University, 2008.
9. *Wiedemann J.* Leichtbau. B.; Heidelberg; N.Y.; Tokyo: Springer, 1989.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Глава 1. Внешние нагрузки, действующие на самолет	7
Введение	7
1.1. Внешние нагрузки, действующие на самолет при различных режимах полета и при посадке.....	11
1.1.1. Равномерный горизонтальный полет.....	11
1.1.2. Криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости	12
1.1.3. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости (вираж)	14
1.1.4. Полет в неспокойном воздухе.....	17
1.1.4.1. Горизонтальный воздушный порыв.....	17
1.1.4.2. Вертикальные воздушные потоки	18
1.1.5. Внешние нагрузки, действующие на самолет при посадке и движении по земле.....	24
1.2. Расчетная и эксплуатационные нагрузки. Коэффициент безопасности	25
1.3. Границы допустимых скоростей и перегрузок	26
1.4. Экспериментальное определение перегрузки	38
1.5. Классификация самолетов. Предельные значения перегрузок	39
1.6. Распределение полетных нагрузок	43
Глава 2. Анализ конструктивно-силовых схем. Конструкционные материалы.....	46
Введение	46
2.1. Конструктивно-силовая схема самолета	46
2.1.1. Критерии выбора конструктивно-силовой схемы	47
2.1.1.1. Конструкции минимального веса	47
2.1.1.2. Степень интегрированности конструкции.....	48
2.2. Конструкционные материалы, применяемые в самолетостроении.....	52
Приложение	59
Список литературы	62

Учебное издание

Зотов Анатолий Александрович

РАСЧЕТ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ
Внешние нагрузки. Конструктивно-силовые схемы.
Конструктивные материалы
Учебное пособие

Книга издана в авторской редакции

Ответственный редактор *М. Б. Гаража*

Технический редактор *П. С. Корсунская*

Корректор *П. С. Корсунская*

Компьютерная верстка: *А. А. Гуров*

Подписано в печать 07.09.2011. Формат 60 × 84/16.

Печать офсетная. Бумага офсетная. Гарнитура «Ньютон».

Усл. печ. л. 3,83. Тираж 300 экз.

ЗАО «Издательское предприятие «Вузовская книга»

Тел. (499) 343-56-74. E-mail: vbook@mail.ru

www.vuzkniga.ru

