

Б. Г. МАРКИН

Экз. № 2034

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА Ту-16



ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА - 1961

183

Б. Г. МАРКИН

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА Ту-16

*Утверждено
Штабом авиации ВМФ
в качестве учебного пособия
для летного состава
самолета Ту-16*

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА—1964

ОТ АВТОРА

В настоящей книге «Практическая аэродинамика самолета Ту-16» излагаются основные особенности газовой динамики, рассматриваются летные и маневренные характеристики самолета и влияние, оказываемое на эти характеристики эксплуатационными факторами.

В данной книге автор считал необходимым уделить внимание вопросам продольной и боковой устойчивости и управляемости самолета, техники пилотирования самолета на предельных режимах и при полете в «болтанку», маневренных характеристик самолета, а также эксплуатации самолета на взлете и посадке.

Книга имеет целью оказать помощь летному и инженерно-техническому составу частей, эксплуатирующих самолет Ту-16, в изучении вопросов практической аэродинамики самолета.

Автор приносит благодарность генерал-майору авиации *РУБАНУ С. М.*, подполковникам *ЛОКТЕВУ А. А.* и *СЕРАПИОНОВУ П. И.*, а также всем товарищам, ознакомившимся с рукописью и сделавшим ряд ценных предложений.

Автор будет признателен читателям за критические замечания, направленные на улучшение данного труда.

Глава I

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ

Газовая динамика, или аэродинамика больших скоростей, изучает объективные законы движения газа в различных условиях и воздействие газового потока на обтекаемые им тела.

Первые теоретические исследования в области течения газа с большими скоростями были проведены выдающимся русским ученым С. А. Чаплыгиным. В своем фундаментальном труде «О газовых струях» (1902 г.) С. А. Чаплыгин рассмотрел ряд вопросов о течении воздуха с большими скоростями и тем самым заложил основы новой науки — газовой динамики.

В настоящее время благодаря работам советских ученых Христиановича С. А., Седова Л. И. и других наука газовая динамика переживает период бурного развития.

Газовая динамика в отличие от «классической» аэродинамики основывает свои выводы не только на законах механики, но и на законах термодинамики и акустики. Ее отличительной особенностью является учет явления сжимаемости газа в процессе движения.

§ 1. СЖИМАЕМОСТЬ ВОЗДУХА И СКОРОСТЬ ЗВУКА

Сжимаемостью воздуха, как и любой среды, называется его способность изменять свою плотность при изменении давления и температуры.

Повышение и понижение давления в соответствии с законом Д. Бернулли возникает при любом движении в воздухе, в любом полете; при этом сжимаемость воздуха

проявляется в виде увеличения плотности в местах повышенного давления и уменьшения плотности в местах разрежения.

Чем больше скорость полета, тем, очевидно, изменения давления по данному профилю крыла будут больше и тем больше будет изменение плотности воздуха, т. е. сжимаемость станет проявляться сильнее.

Из определения понятия сжимаемость следует, что количественно сжимаемость можно охарактеризовать изменением плотности среды при повышении или понижении давления на 1 кг/м^2 или величиной дроби $\frac{\Delta \rho}{\Delta P}$, где $\Delta \rho$ — малое изменение плотности, вызванное изменением давления на малую величину ΔP .

При адиабатическом процессе¹ сжатия воздуха, имеющем место при полете самолета, относительный прирост плотности пропорционален относительному приросту давления, т. е.

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} = \frac{1}{k} \cdot \frac{\Delta P}{P},$$

где $k=1,4$ — показатель адиабаты, откуда

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta P} = \frac{1}{k} \cdot \frac{\rho}{P}.$$

Воспользовавшись известным из термодинамики соотношением между давлением, плотностью и температурой

$$\frac{\rho}{P} = \frac{1}{gRT},$$

где ρ — плотность воздуха, $\text{кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$;

P — давление воздуха, кг/м^2 ;

T — абсолютная температура, $^\circ\text{К}$;

g — ускорение силы тяжести, м/сек^2 ;

R — газовая постоянная — работа расширения 1 кг воздуха при нагревании его на 1°С при постоянном давлении $R = 29,27 \text{ кг} \cdot \text{м/кг} \cdot \text{град}$,

¹ Адиабатическими процессами называются процессы, происходящие при отсутствии теплообмена между газом и окружающей средой.

имеем

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta P} = \frac{1}{kgRT} = \frac{1}{400T}.$$

Отсюда следует, что сжимаемость воздуха зависит только от его температуры: сжимаемость тем больше, чем температура ниже.

Пример. Определить сжимаемость воздуха для адиабатического процесса у земли при стандартных условиях и при температуре $t = -25^\circ\text{С}$.

При стандартных условиях

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta P} = \frac{1}{400(273 + 15)} = 8,65 \cdot 10^{-6} \text{ сек}^2/\text{м}^2,$$

т. е. прирост плотности при адиабатическом сжатии составляет $8,65 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$ на 1 кг/м^2 повышения давления.

При температуре $t = -25^\circ\text{С}$

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta P} = \frac{1}{400(273 - 25)} = 10,05 \cdot 10^{-6} \text{ сек}^2/\text{м}^2,$$

т. е. больше на 16%, чем при стандартных условиях (4% на каждые 10° изменения температуры).

Со свойством сжимаемости воздуха тесно связано явление распространения звука в воздухе. Слово «звук» связывается в нашем представлении с тем специфическим ощущением, которое воспринимается слуховым аппаратом. Однако в аэродинамике явление распространения звука рассматривается как физический процесс распространения в воздухе изменений плотности и давления. При этом совершенно не обязательно, чтобы возмущения имели колебательный характер. Возмущения могут быть единичными или непрерывными, т. е. создаваемыми, например, всей поверхностью летящего самолета.

Если бы существовала абсолютно несжимаемая среда, т. е. среда, расстояния между молекулами в которой не могут изменяться, то всякие возмущения распространялись бы в ней на любое расстояние мгновенно. Иное получается в сжимаемой среде. Здесь повышение давления в какой-либо точке вызывает в первый момент уплотнение близлежащих частиц, окружающих источник возмущения, однако в следующий момент уплотненные частицы расширяются в силу своей упругости, уплотняя

тем самым следующие частицы и т. д. Иначе говоря, повышение давления в некоторой точке порождает волну уплотнения, движущуюся с некоторой скоростью во все стороны, подобно волне, вызванной брошенным в спокойную воду камнем. Различие между этими волнами состоит в том, что волна на поверхности воды является поперечной (частицы воды смещаются вверх и вниз, т. е. поперек движения волны), а волна уплотнения является продольной (сжатие и расширение происходит вдоль движения волны).

Волна уплотнения, характеризующаяся скачкообразным перепадом давления на фронте, называется ударной волной. Ударная волна может возникнуть, например, при взрыве или при уплотнении воздуха телом, движущимся с большой скоростью.

Звуковую волну можно рассматривать как слабую (точнее говоря, бесконечно слабую) ударную волну. Под скоростью звуковой волны, или скоростью звука, понимают расстояние, проходимое звуковой волной за единицу времени.

Скорость звука в какой-либо среде можно определить по формуле

$$a = \sqrt{\frac{\Delta P}{\Delta \rho}},$$

где a — скорость звука, м/сек;

ΔP — изменение давления, кг/м²;

$\Delta \rho$ — изменение плотности, вызванное данным изменением давления, кг·сек²/м⁴.

Анализируя приведенную выше формулу, можно увидеть, что между сжимаемостью среды и скоростью звука в ней имеется тесная связь: чем больше сжимаемость среды, тем меньше скорость звука в ней, и наоборот. Следовательно, по величине скорости звука можно судить о сжимаемости данной среды.

Пример. Определить сжимаемость воздуха и воды при адиабатическом сжатии, если скорость звука равна: в воздухе $a = 340$ м/сек, в воде $a = 1440$ м/сек.

Для воздуха

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta P} = \frac{1}{a^2} = \frac{1}{340^2} = 8,65 \cdot 10^{-6} \text{ сек}^2/\text{м}^2.$$

Для воды

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta P} = \frac{1}{a^2} = \frac{1}{1440^2} = 4,85 \cdot 10^{-7} \text{ сек}^2/\text{м}^2.$$

Прирост плотности воздуха при адиабатическом сжатии на 1 кг/м² больше, чем воды, так как воздух — среда легкосжимаемая, вода — практически несжимаема.

Скорость звука в воздухе определяется формулой

$$a = \sqrt{kgRT} = 20 \sqrt{T} \text{ м/сек}.$$

Отсюда следует, что скорость звука, как и сжимаемость, зависит только от температуры и не зависит от давления. Физически это можно объяснить так. Воздушная среда при большем давлении обладает большей упругостью, что должно было бы способствовать более быстрой передаче возмущений, однако среда в этом случае одновременно является и более плотной, более инертной, что замедляет процесс передачи возмущений от частицы к частице. Нагрев делает воздух более упругим при той же плотности или менее инертным при той же упругости и тем самым увеличивает скорость звука, а охлаждение уменьшает ее.

В условиях стандартной атмосферы скорость звука уменьшается по мере увеличения высоты в пределах тропосферы (примерно на 4 м/сек на каждую тысячу метров высоты). В стратосфере скорость звука постоянна и составляет 295 м/сек.

В заключение еще раз подчеркнем, что со скоростью звука распространяются лишь слабые возмущения. Сильные возмущения (ударные волны) распространяются быстрее звука. Чем сильнее возмущение, т. е. чем больше скачок плотности $\Delta \rho$ и скачок давления ΔP , тем больше скорость ударной волны и скорость потока за ее фронтом.

§ 2. ЧИСЛО М КАК ХАРАКТЕРИСТИКА СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА

Выше мы выяснили, что сжимаемость воздуха зависит от скорости полета и скорости распространения звука в воздухе. Однако оценивать сжимаемость воздуха двумя величинами (скоростью полета и скоростью звука) практически неудобно, а потому для характеристики

сжимаемости воздуха при полетах на различных скоростях и высотах используют отношение скорости полета к скорости звука, называемое числом M , т. е.

$$M = \frac{V}{a}.$$

Аналогично для оценки совершенства аэродинамических форм самолета мы пользовались отношением аэродинамических коэффициентов C_y к C_x , называемым **аэродинамическим качеством самолета**.

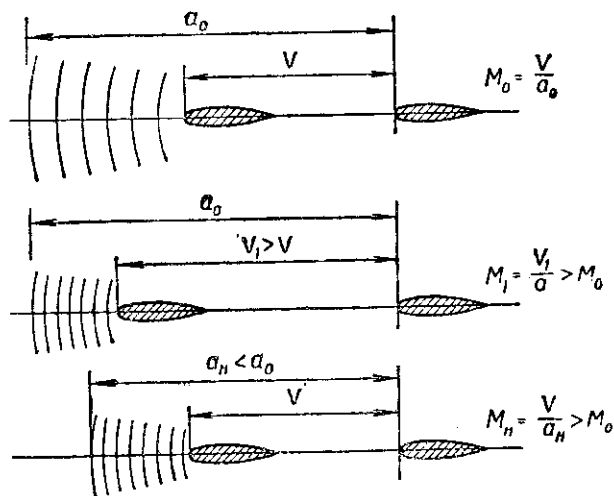


Рис. 1. Влияние скорости и высоты полета самолета на сжимаемость воздуха

Тот факт, что число M полностью характеризует сжимаемость воздуха, легко установить из рис. 1.

Действительно, чем больше скорость полета и чем меньше скорость звука, т. е. чем больше число M полета, тем на меньший объем распространяется сжатие воздуха за единицу времени и, следовательно, величина сжатия будет большей.

Увеличение высоты в пределах тропосферы при постоянной истинной скорости полета приводит к росту числа M , так как скорость звука с высотой падает, т. е. с подъемом на высоту сжимаемость воздуха проявляется

сильнее. В стратосфере число M при постоянной истинной скорости полета постоянно.

Практически сжимаемость воздуха проявляется при числах $M \geq 0,6-0,7$.

§ 3. ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ

Рассмотрим распространение малых возмущений, создаваемых движущимся точечным источником. Очевидно, при движении точечного источника со скоростью, меньшей скорости звука, вызванные им возмущения опережают его, и источник входит в уже возмущенную (деформированную) среду. Чем больше скорость движения источника возмущений, тем плотнее располагаются звуковые волны впереди него и тем сильнее деформация потока впереди тела.

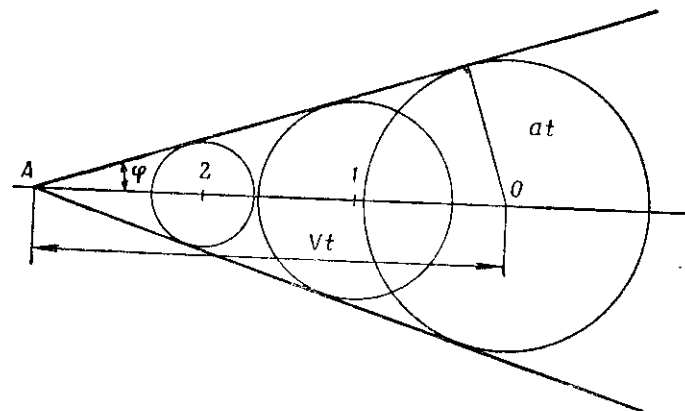


Рис. 2. Образование конической волны слабых возмущений при сверхзвуковом движении

При скорости источника возмущений, большей скорости звука, источник будет проходить через порожденные им волны. В этом случае возмущения остаются позади источника, образуя так называемую коническую волну возмущений. Действительно, начальная волна, созданная t сек назад в точке O (рис. 2), распространится по сфере радиусом at , источник же возмущения пройдет путь Vt . Но так как $V > a$, волна отстанет от источника возмущений.

Коническая волна малых возмущений является огибающей поверхностью передних фронтов звуковых волн. Возмущения на этой поверхности расположены наиболее плотно, так как все звуковые волны находятся на ней в одной и той же фазе — фазе уплотнения. Прямолинейность конической волны вытекает из характера зависимости пути, проходимого телом и волнами, от скорости и времени их движения (зависимость эта прямолинейная). Если же тело движется с ускорением, то коническая волна будет криволинейной. Как видно на рис. 2,

$$\sin \varphi = \frac{at}{vt} = \frac{a}{v} = \frac{1}{M},$$

т. е. чем больше число M полета, тем меньше угол наклона конической волны.

Если рассматривать обтекание сверхзвуковым потоком не точечного тела, а тела со значительными размерами поперечного сечения (например, крыла самолета, снаряда и т. д.), то возмущения, создаваемые таким телом, не будут уже малыми. В этом случае непосредственно впереди тела образуется не звуковая, а ударная волна или скачок уплотнения.

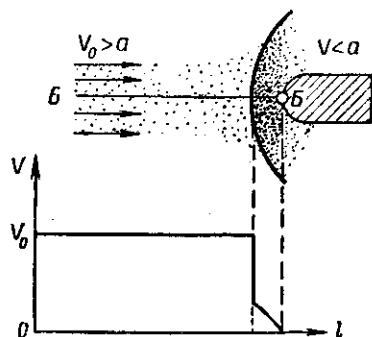


Рис. 3. К объяснению физической сущности скачка уплотнения

продвинуться против сверхзвукового потока и останется у передней части крыла (рис. 3). В этом случае в ближайшее же мгновение создадутся новые повышения давления следующими частицами потока. Все эти слабые возмущения сложатся, и в результате образуется волна повышенного давления — ударная волна, которая, как мы знаем, распространяется в воздухе быстрее звука и по своей силе является более мощной, чем звуковая волна. При достаточно большой интенсивности эта волна

в состоянии продвинуться против потока. Однако, отходя от препятствия, она начинает ослабевать; на некотором расстоянии скорость ее фронта становится равной скорости набегающего потока; ударная волна останавливается.

Ударную волну, остановленную сверхзвуковым потоком, называют скачком уплотнения.

Это название легко объяснимо, если учесть, что до встречи с фронтом ударной волны поток остается невозмущенным, а проходя сквозь фронт ударной волны и попадая в среду повышенного давления, испытывает удар. При этом, помимо скачкообразного увеличения давления, происходит скачкообразное возрастание плотности и температуры, в то время как скорость скачкообразно же уменьшается.

Из сказанного выше следует, что физически скачок уплотнения представляет собой некоторую поверхность уплотненного воздуха, образующуюся перед телом в результате суммирования малых возмущений (звуковых волн) и вызывающую скачкообразное изменение параметров потока.

Рассматривая физическую сущность скачка уплотнения, мы заметили, что последний подобно трению вызывает потерю кинетической энергии воздушного потока, переводя ее в тепловую энергию. Таким образом, при образовании скачка уплотнения наблюдается новый вид сопротивления, получивший название **волнового сопротивления**.

Волновым сопротивлением называется сопротивление, происходящее от безвозвратной потери части кинетической энергии потока в скачке уплотнения. В зависимости от расположения фронта ударной волны относительно направления набегающего потока воздуха различают прямой и косой скачки уплотнения.

Под прямым скачком уплотнения понимают такой скачок, поверхность которого с направлением набегающего потока образует прямой угол $\beta = 90^\circ$ (рис. 4, а). Если поверхность скачка уплотнения расположена под острым углом ($\beta < 90^\circ$) к направлению набегающего потока, то такой скачок называют косым (рис. 4, б).

Наибольшее волновое сопротивление наблюдается при прохождении потоком воздуха прямого скачка уплотнения, так как в этом случае потери кинетической

энергии потока наибольшие. В косом скачке уплотнения потери меньше и тем меньше, чем под меньшим углом к потоку расположен скачок уплотнения.

Зависимость формы головного скачка уплотнения от конфигурации обтекаемого тела и числа M полета видна из рис. 5.

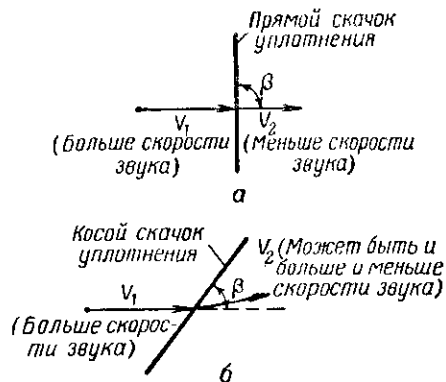


Рис. 4. Формы скачков уплотнения:
а - прямой скачок уплотнения; б - косой скачок уплотнения

При набегающем сверхзвуковом потоке на тело с тупой носовой частью перед ним формируется прямой скачок уплотнения. По мере удаления от оси тела волна ослабевает и скачок становится косым. При $\sin \beta = \sin \varphi = \frac{1}{M}$ скачок уплотнения переходит в коническую волну малых возмущений, потерь энергии в которой не наблюдается.

Пример. Определить угол, при котором скачок уплотнения переходит в коническую волну малых возмущений, если тело движется на $H = 5000$ м со скоростью 2640 км/ч.

Определив число M движущегося тела:

$$M = \frac{V}{a} = \frac{2640}{320 \cdot 3,6} = 2,39,$$

найдем угол перехода скачка уплотнения в коническую волну:

$$\sin \beta = \sin \varphi = \frac{1}{M} = \frac{1}{2,39} = 0,418.$$

По таблице синусов найдем угол

$$\beta = \varphi = 24^\circ 40'.$$

Если тело имеет сильно заостренную носовую часть, то уплотнение воздуха у его поверхности будет более слабым, чем перед тупым телом, и это ослабляет интенсивность ударной волны. В итоге прямой скачок перед таким телом может получиться при незначительно превышающем единицу числе M , когда даже сравнительно слабая ударная волна способна продвинуться против потока. При этом скачок располагается далеко впереди тела.

По мере увеличения числа M набегающего потока скачок постепенно приближается к острию, а при достаточно большом числе M прямого скачка не получится, а образуется присоединенный скачок уплотнения (рис. 5).

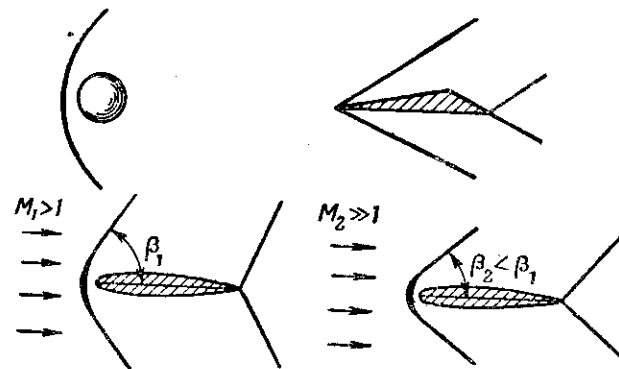


Рис. 5. Зависимость формы головного скачка уплотнения от конфигурации обтекаемого тела и числа M полета

Кроме головных скачков уплотнения, образование скачков наблюдается и во всех других случаях торможения или «стеснения» сверхзвукового потока, а именно: при соударении движущихся под углом друг к другу сверхзвуковых потоков и при попадании сверхзвукового потока в среду повышенного давления.

§ 4. ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЗАКОНЫ ДЛЯ СЖИМАЕМОГО ГАЗА

Уравнение неразрывности. Пусть в трубе переменного сечения имеется установившееся движение воздуха (рис. 6). Выделим два сечения I—I и II—II с параметрами соответственно:

V_1 ; V_2 — скорости в сечении;

ρ_1 ; ρ_2 — массовая плотность воздуха в сечении;

f_1 ; f_2 — площади сечения.

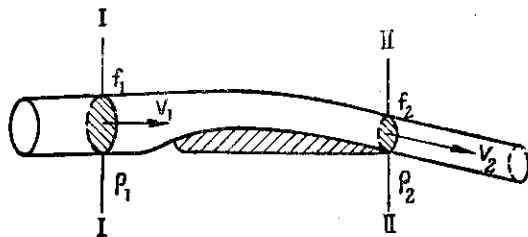


Рис. 6. К выводу уравнения неразрывности

Тогда через сечение I—I проходит секундная масса воздуха

$$m_1 = f_1 \rho_1 V_1.$$

Через сечение II—II проходит секундная масса воздуха

$$m_2 = f_2 \rho_2 V_2.$$

Согласно закону сохранения материи при установившемся движении секундная масса воздуха m , проходящая через любое сечение трубы, является величиной постоянной.

Следовательно,

$$m_1 = m_2 = \text{const};$$

$$f_1 \rho_1 V_1 = f_2 \rho_2 V_2 = \text{const},$$

т. е.

$$f \rho V = \text{const}.$$

Это уравнение называется **уравнением неразрывности** или **уравнением постоянства расхода**.

При движении воздуха с $V \ll a$ воздух можно считать несжимаемым ($\rho = \text{const}$) и уравнение неразрывности принимает простой вид

$$fV = \text{const},$$

т. е. через все сечения трубы каждую секунду проходит один и тот же объем воздуха или какого-либо иного газа.

При движении воздуха с $V \cong a$ $\rho \neq \text{const}$, а потому объемы сжимаемого газа, протекающие каждую секунду через сечения трубы, различны вследствие сжатия и разрежения газа.

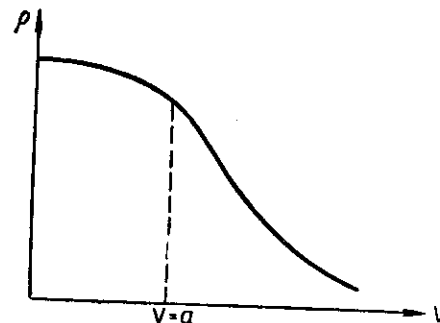


Рис. 7. Зависимость плотности воздуха от скорости его течения

Постоянной величиной по закону сохранения материи должна быть только секундная масса

$$f \rho V = \text{const}.$$

Из уравнения неразрывности для сжимаемого газа площадь сечения трубы определится выражением

$$f = \frac{\text{const}}{\rho V},$$

где ρV — удельный расход — расход воздуха за 1 сек через единицу площади.

Из формулы следует, что площадь сечения трубы зависит от изменения удельного расхода воздуха.

Из курса физики известно, что массовая плотность воздуха ρ изменяется по скорости в соответствии с законом, изображенным на рис. 7, т. е. до скорости 200—

220 м/сек массовая плотность практически остается постоянной, однако при дальнейшем увеличении скорости потока она уменьшается.

Зная закон изменения ρ по V , построим график изменения удельного расхода воздуха по скорости.

Задаемся рядом скоростей и снимаем с графика (рис. 7) значение плотности, соответствующее каждой

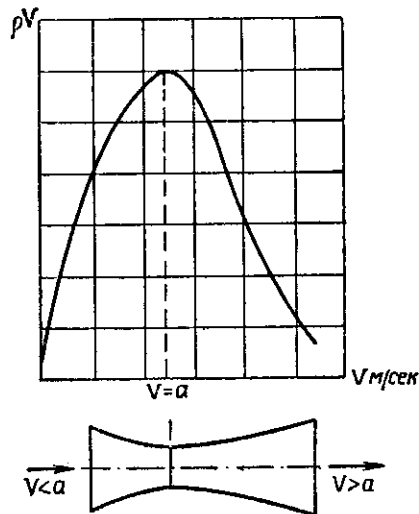


Рис. 8. График зависимости удельного расхода воздуха от скорости его движения

скорости, после чего, взяв произведение ρV для каждой из заданных скоростей, построим график изменения ρV по скорости (рис. 8).

Действительно,

$$\text{при } V=0 \quad \rho V=0,$$

$$\text{при } V \rightarrow \infty \quad \rho \rightarrow 0, \quad \rho V \rightarrow 0.$$

Зная характер изменения удельного расхода воздуха по скорости, определим форму трубы для получения сверхзвуковой скорости потока.

Так как $f = \frac{\text{const}}{\rho V}$, то там, где воздух разгоняется от

малой скорости до скорости, равной местной скорости звука, сечение трубы должно уменьшаться.

Сечение трубы, где скорость воздуха становится равной скорости звука, называется **критическим**.

Площадь трубы за критическим сечением следует увеличивать, так как при сверхзвуковой скорости течения воздуха удельный расход его уменьшается (рис. 8).

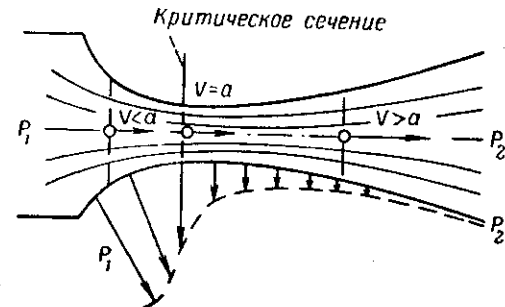


Рис. 9. Сверхзвуковое сопло (сопло Лавалля)

Уменьшение удельного расхода воздуха за критическим сечением обусловлено более интенсивным падением его плотности по сравнению с ростом скорости потока. Это и приводит к необходимости расширения сопла в сверхзвуковой его части. Сопло для получения сверхзвуковой скорости потока впервые было предложено шведским инженером-изобретателем Лавалем, потому носит название сопла Лавалля (рис. 9).

Если давление на срезе сопла точно равно давлению P_2 среды, куда происходит истечение, т. е. имеет место полное расширение воздуха в сопле, то сопло работает на расчетном режиме. Если же давление P_2 несколько повысить, то воздух, попадая в среду повышенного давления, скачкообразно уплотняется, образуя ударную волну, стремящуюся двигаться в сторону меньшего давления, т. е. против потока. При малых перепадах давления ударная волна слаба и не может распространяться прямо против сверхзвукового потока. В этом случае, как показывает опыт, образуется система косых скачков уплотнения (рис. 10, а).

При больших перепадах давления на выходе из сверхзвукового сопла формируется прямой скачок. Увеличе-

ние перепада давления приводит к перемещению скачка уплотнения внутрь сопла (рис. 10, б). Поскольку скорость сверхзвукового потока тем меньше, чем сечение ближе к критическому, скачок уплотнения внутри сопла оказывается более слабым, чем на выходе из сопла.

Таким образом, чем больше противодействие P_2 на выходе из сопла, тем ближе к критическому сечению располагается скачок и тем он слабее.

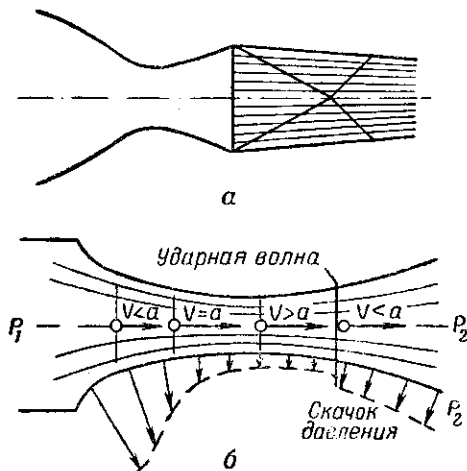


Рис. 10. Работа сверхзвукового сопла в нерасчетных условиях: а — косые скачки в потоке за соплом; б — прямой скачок внутри сопла

Уравнение Д. Бернулли для сжимаемого газа. Для определения давления в различных местах воздушного потока (или потока жидкости) пользуются уравнением Д. Бернулли, имеющим вид

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const},$$

т. е. в любом сечении струи движущегося газа (или жидкости) полное давление, представляющее собой сумму статического давления P и скоростного напора $\frac{\rho V^2}{2}$, есть величина постоянная.

Приведенное уравнение справедливо для горизонтального потока несжимаемого газа.

Уравнение Д. Бернулли для сжимаемого газа обычно записывается в виде формулы

$$V^2 + 2000T = \text{const},$$

где V^2 — величина кинетической энергии потока;
 T — внутренняя энергия в потоке газа или энергия давления.

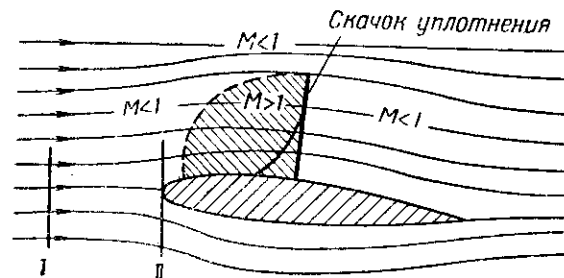


Рис. 11. Волновой кризис крыла

Следовательно, сумма кинетической энергии, энергии давления и внутренней энергии воздуха есть величина постоянная для всех сечений данной струйки.

Уравнение Бернулли имеет большое практическое значение, так как оно дает возможность определить температуру заторможенного потока, а следовательно, и температуру обшивки самолета.

Пример. Определить температуру заторможенного потока у крыла самолета, летящего на высоте 10 000 м при $M = 0,9$ и $M = 2$ (рис. 11).

Проведем два сечения потока вдали от крыла и непосредственно перед телом и составим уравнение Бернулли для выбранных сечений

$$V_1^2 + 2000T_1 = V_{II}^2 + 2000T_{II}^*.$$

При полном торможении потока в сечении II $V_{II} = 0$ и $T_{II}^* = T_1 + \frac{V_1^2}{2000}$.

Выражая скорость потока через число M , имеем:

$$V = aM = M \cdot 20 \sqrt{T}; \quad T_{II}^* = T_1 \left(1 + \frac{M^2}{5} \right).$$

При $M = 0,9$ на высоте 10 000 м

$$T^* = T_H \left(1 + \frac{M^2}{5} \right) = 223 \left(1 + \frac{0,9^2}{5} \right) = 260^\circ \text{ К.}$$

При $M = 2$ на той же высоте

$$T^* = T_H \left(1 + \frac{M^2}{5} \right) = 223 \left(1 + \frac{2^2}{5} \right) = 400^\circ \text{ К.}$$

Температура обшивки составляет примерно 0,8—0,85 температуры заторможенного потока.

§ 5. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ КРЫЛА НА БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Выше мы рассмотрели, что при сверхзвуковой скорости полета самолета возникает волновое сопротивление. Однако волновое сопротивление самолета имеет место и при большой дозвуковой скорости. Действительно, при скорости полета самолета, приближающейся к звуковой, местные скорости движения воздуха над крылом превышают скорость полета и доходят по величине до скорости звука, так как, обтекая выпуклую поверхность крыла, струйки воздуха поджимаются, сечение их уменьшается, а скорость воздуха в них увеличивается.

Скорость полета, при которой местная скорость потока где-либо на поверхности крыла становится равной местной скорости звука, называется критической скоростью полета. Число M , соответствующее критической скорости полета, называется критическим числом M и обозначается $M_{кр}$. При этом

$$M_{кр} = \frac{V_{кр}}{a}.$$

Пример. Определить критическую скорость полета и $M_{кр}$ самолета с прямым крылом, если на высоте 8000 м местная скорость потока на крыле достигла местной скорости звука и равна 300 м/сек.

Составим уравнение Бернулли для сечения вдали от крыла и для сечения, где местная скорость равна скорости звука:

$$V_H^2 + 2000T_H = V_{мест}^2 + 2000T_{мест}.$$

Поскольку во втором сечении местная скорость равна звуковой,

то

$$V_{мест}^2 = a_{мест}^2 = (20 \sqrt{T_{мест}})^2 = 400 T_{мест}.$$

откуда

$$T_{мест} = \frac{V_{мест}^2}{400}.$$

Подставив значение $T_{мест}$ в уравнение Бернулли для выбранных сечений, найдем величину критической скорости полета на заданной высоте:

$$V_H^2 + 2000T_H = V_{мест}^2 + 2000 \frac{V_{мест}^2}{400} = 6V_{мест}^2;$$

$$V_H = \sqrt{6V_{мест}^2 - 2000T_H} = \sqrt{6 \cdot 300^2 - 2000 \cdot 236} = 260 \text{ м/сек};$$

$$M_{кр} = \frac{V_H}{a_H} = \frac{260}{308} = 0,85.$$

При скорости полета, большей, чем критическая (т. е. при $M > M_{кр}$), на крыле вследствие эффекта сопла Лаваля образуется некоторая зона местных сверхзвуковых скоростей.

В соответствии с ростом скорости в струйке по мере ее приближения к задней кромке крыла уменьшается давление и увеличивается разрежение. Однако увеличение скорости и уменьшение давления не доходят до задней кромки крыла, а в некотором сечении струйки давление резко возрастает, скорость резко уменьшается, становясь дозвуковой, и возникает местный скачок уплотнения (рис. 11). Явление изменения характера обтекания, связанное с возникновением местных сверхзвуковых скоростей обтекания и скачков уплотнения, называется **волновым кризисом**.

Появление новых физических явлений в характере обтекания крыла при $M > M_{кр}$ оказывает большое влияние на картину распределения давления по профилю крыла (рис. 12). Как видно из рисунка, над обтекаемым сверхзвуковым потоком участком крыла возникает разрежение, дополнительное к тому, которое было при дозвуковом обтекании. Дополнительное разрежение получается и за скачком.

В аэродинамике распределение давления по профилю крыла принято характеризовать через коэффициент от-

носительного давления $\bar{P}$, т. е. отношение разности местного давления в данной точке профиля крыла $P_{\text{мест}}$ и атмосферного $P_{\text{атм}}$ к скоростному напору невозмущенного потока

$$\bar{P} = \frac{P_{\text{мест}} - P_{\text{атм}}}{\frac{\rho V^2}{2}}$$

Характер течения коэффициента относительного давления по поверхности профиля при различных числах M

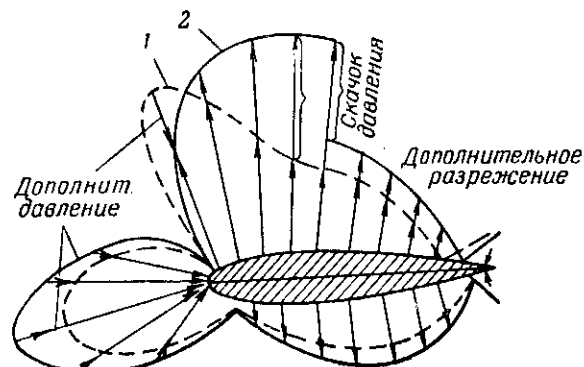


Рис. 12. Распределение давлений по крылу:
1 — при дозвуковом обтекании; 2 — при развитом волновом кризисе

приведен на рис. 13, из которого следует, что при наличии на крыле волнового кризиса, т. е. при $M > M_{\text{кр}}$, происходят следующие изменения в характере обтекания профиля:

- увеличивается поджатие в передней части профиля;
- увеличивается разрежение на заднем скате профиля (последнее приводит к смещению центра давления назад и появлению дополнительного пикирующего момента);
- увеличивается разность давлений между передней и задней частями профиля.

В заключение отметим, что чем больше скорость полета превышает критическую, тем больше и размеры

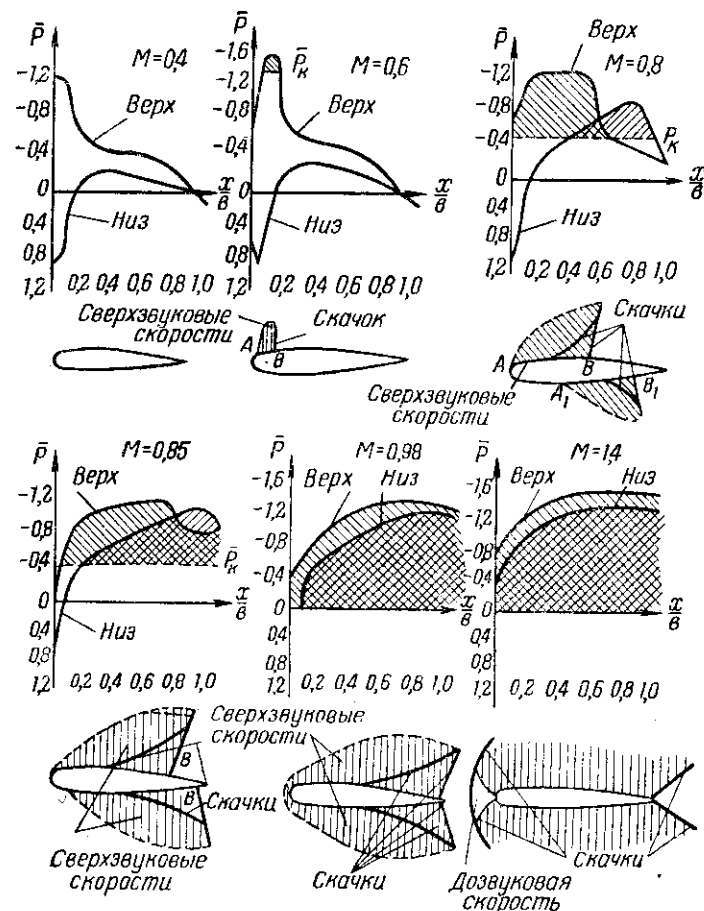
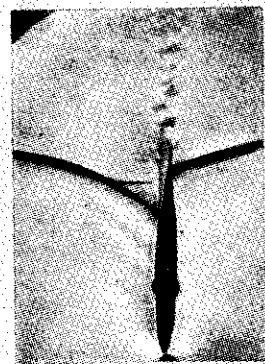


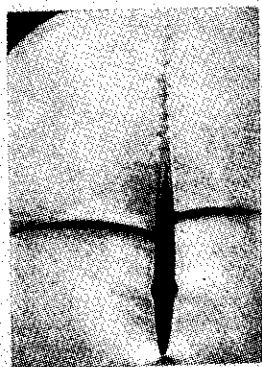
Рис. 13. Распределение давлений по поверхности профиля при различных числах M

сверхзвуковой зоны над крылом, т. е. более заднее положение занимает скачок уплотнения, замыкающий сверхзвуковую зону. При некотором числе M появляется сверхзвуковая зона и под крылом, причем замыкающий ее скачок с увеличением скорости полета также перемещается назад.

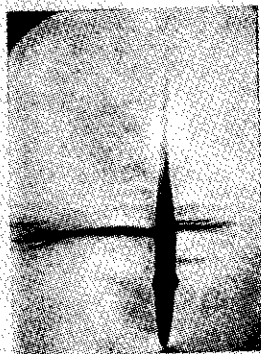
На рис. 14 показаны фотографии обтекания профиля



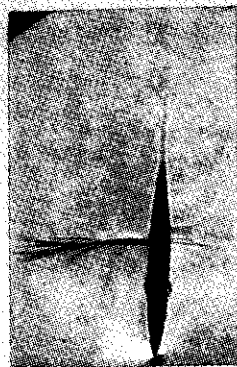
$M=0,87$



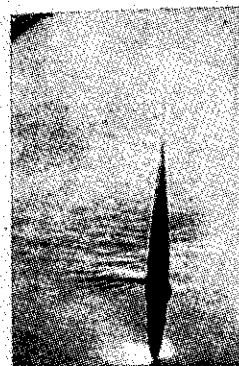
$M=0,85$



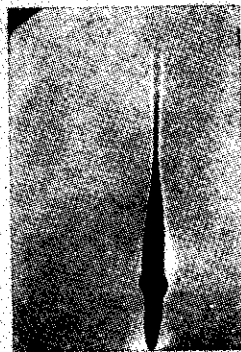
$M=0,83$



$M=0,82$



$M=0,80$



$M=0,79$

Рис. 14. Обтекание прямого крыла при постоянном угле атаки

крыла при постоянном угле атаки $\alpha=2^\circ$. При числе $M=0,8$ на верхней поверхности крыла появляется скачок уплотнения, который распространяется на небольшое расстояние перпендикулярно потоку. С ростом скорости скачок усиливается, а при больших числах M отклоняется назад и распространяется далеко от поверхности крыла. За крылом видна расширяющаяся с ростом скорости турбулентная спутная струя. Несколько позже скачок уплотнения возникает также и на нижней поверхности крыла. Однако при увеличении скорости полета скачок уплотнения на нижней поверхности профиля быстрее смещается на заднюю кромку крыла, обгоняя скачок уплотнения на верхней поверхности профиля. Более медленное перемещение скачка уплотнения на верхней поверхности профиля к задней кромке объясняется наличием спутной струи, повышение давления воздуха в которой создает противодействие, препятствующее движению скачка уплотнения.

Значительное влияние на картину обтекания оказывает угол атаки профиля. На рис. 15 представлено обтекание профиля с числом $M=0,75$ при изменении угла атаки от 2 до 12° . Приведенные фотографии показывают, что при увеличении угла атаки интенсивные скачки уплотнения создаются увеличивающимися местными сверхзвуковыми скоростями, являющимися в свою очередь следствием уменьшения давления на верхней поверхности профиля с ростом угла атаки.

Кроме того, при увеличенных углах атаки отрыв за скачком усиливается и создает широкую спутную струю.

При числах M , близких к единице, прямые скачки, замыкающие сверхзвуковую зону, становятся хвостовыми. Если скорость полета превысит скорость звука, то, кроме этих скачков, возникает головной скачок. При прямом головном скачке передняя часть тела обтекается дозвуковым потоком, который далее ускоряется и снова становится сверхзвуковым. Однако может иметь место и чисто сверхзвуковое обтекание, для чего носовая часть тела должна быть заостренной, а число M настолько превышать единицу, чтобы головной скачок стал косым.

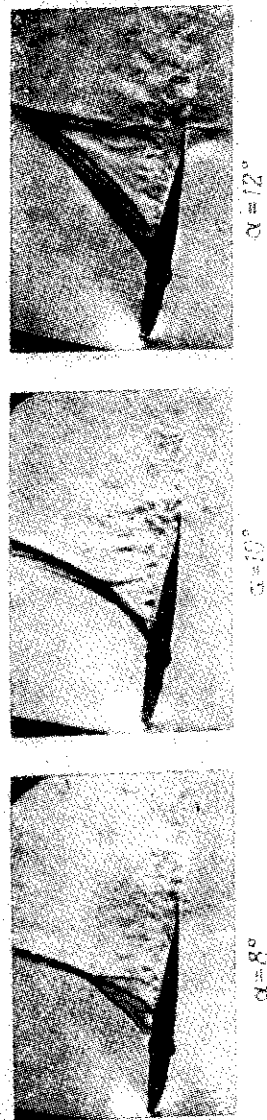
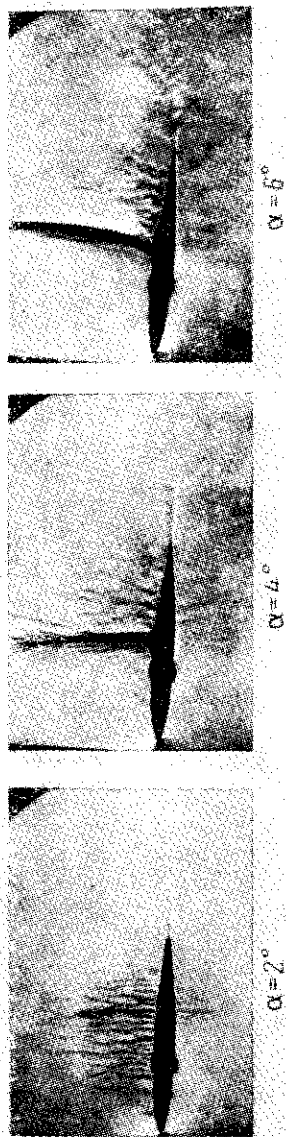


Рис. 15. Обтекание прямого крыла при различных углах атаки потоком со скоростью, соответствующей числу $M=0,75$

Распределение давления по профилю крыла в случае сверхзвукового обтекания при положительном угле атаки показано на рис. 16.

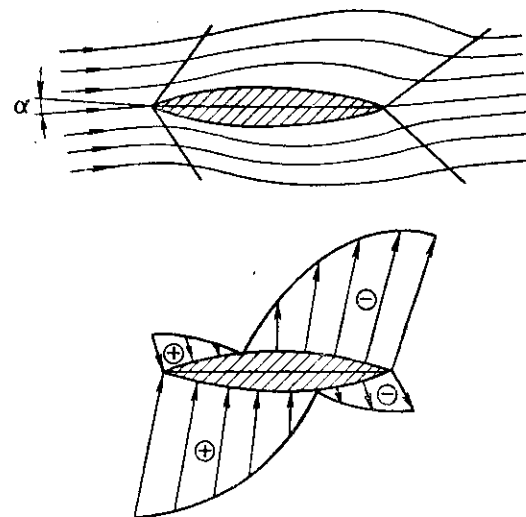


Рис. 16. Сверхзвуковое обтекание чечевицеобразного профиля

§ 6. ВЛИЯНИЕ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

При больших скоростях полета на величину аэродинамических коэффициентов оказывает влияние не только форма профиля и величина угла атаки (как это имеет место при малых скоростях полета), но и сжимаемость воздуха, т. е. число M полета.

Рассмотрим зависимость аэродинамических коэффициентов крыла от числа M .

Зависимость C_x от числа M . Из кривой зависимости коэффициента лобового сопротивления C_x от числа M при $\alpha = \text{const}$ (рис. 17) следует, что при $M < M_{кр}$ увеличение скорости полета (числа M) почти не сказывается на величине C_x , и последняя практически остается постоянной.

При $M_{кр} < M < 1$ происходит интенсивный рост коэффициента лобового сопротивления, что объясняется возникновением и развитием скачков уплотнения на поверх-

ности профиля крыла, т. е. появлением и ростом волнового сопротивления. При $M=1,05-1,10$ C_x достигает своего максимального значения.

При дальнейшем увеличении числа M скачок уплотнения из прямого переходит в косой (потери кинетической энергии потока в котором меньше), а потому и коэффициент лобового сопротивления профиля крыла уменьшается.

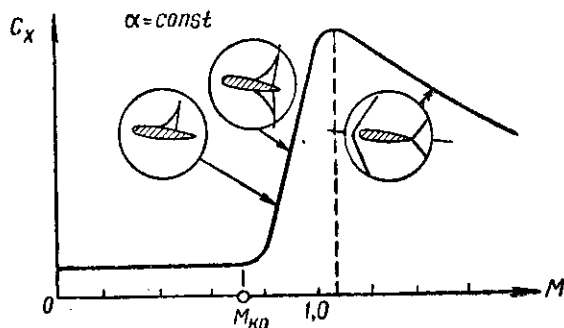


Рис. 17. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа M при постоянном угле атаки

Зависимость C_x от числа M при различных углах атаки наглядно показана на рис. 18.

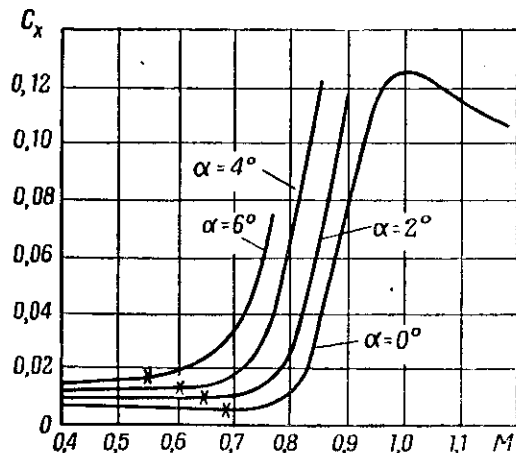


Рис. 18. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа M при различных углах атаки

Увеличение угла атаки профиля крыла приводит к большому поджатию струек, а потому скорость в них возрастает, и звуковая скорость в струйках достигается при меньшей скорости полета, т. е. при меньшем числе M . Таким образом, с увеличением угла атаки величина $M_{кр}$ уменьшается.

Зависимость коэффициента подъемной силы C_y от числа M . Из кривой зависимости C_y от числа M (при $\alpha = \text{const}$) видно, что при малых числах M коэффициент подъемной силы от числа M не зависит, так как здесь с увеличением скорости имеет место пропорциональный рост разрежений над и под крылом (рис. 19).

При дальнейшем увеличении скорости, когда начинает сказываться явление сжимаемости воздуха, эта пропорциональность нарушается, так как при положительных углах атаки разрежение из-за уменьшения массовой плотности по скорости на верхней поверхности увеличивается интенсивнее, чем на нижней, а это приводит к увеличению коэффициента C_y (точка А).

Возникновение и развитие скачка уплотнения на верхней поверхности профиля вызывает дальнейший рост разрежений над крылом, а следовательно, и рост C_y

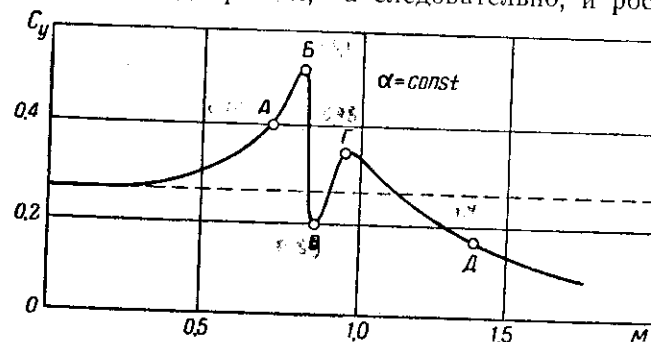


Рис. 19. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа M при постоянном угле атаки

(точка Б). Падение C_y происходит вследствие интенсивного развития скачка уплотнения на нижней поверхности профиля и перемещения его к задней кромке, тогда как на верхней поверхности профиля картина обтекания остается прежней (точка В). Дальнейшее увеличение скорости приводит снова к возрастанию коэффициента подъемной силы C_y (точка Г), так как скачок уплотнения на

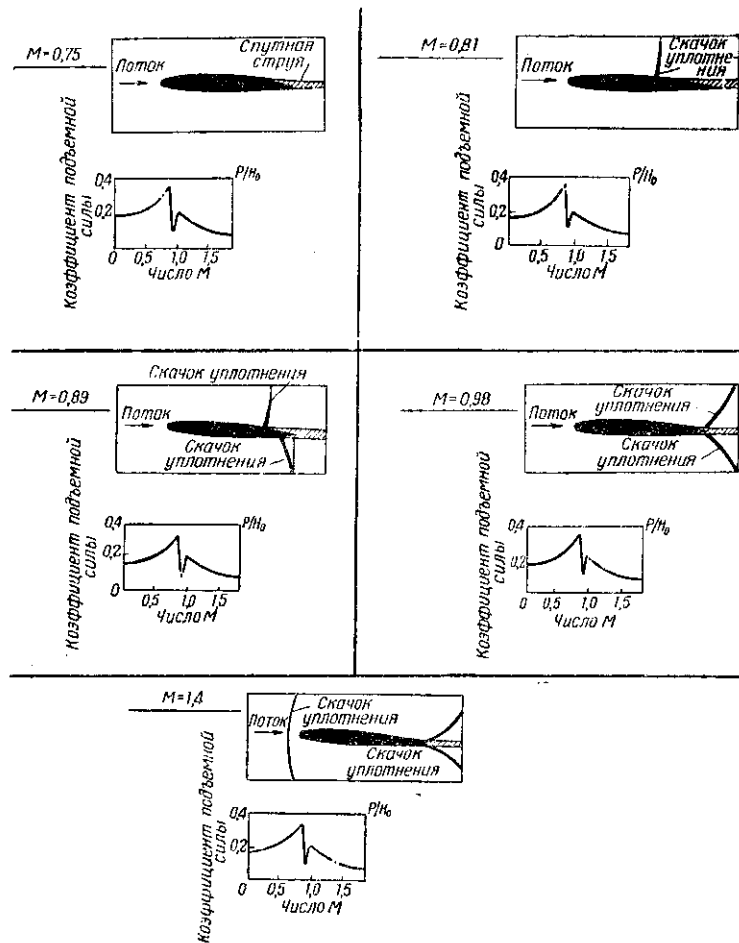


Рис. 20. Изменение картины обтекания крыла и коэффициента подъемной силы при постоянном угле атаки для различных чисел M

верхней поверхности профиля сдвигается к задней кромке и обтекание становится почти симметричным.

При $M > 1$ величина C_y плавно уменьшается, достигая при $M = 1,4 \frac{2}{3}$ своей дозвуковой величины. Скачки уплотнения на задней кромке профиля остаются, но угол между ними с ростом числа M уменьшается. Условия обтекания, соответствующие точкам А, Б, В, Г и Д, схематически показаны на рис. 20.

Зависимость C_y от числа M при различных углах атаки видна на рис. 21.

Увеличение угла атаки приводит к увеличению C_y и к смещению начала волнового кризиса в сторону меньших чисел M из-за большего поджатия струек и увеличения скорости в них.

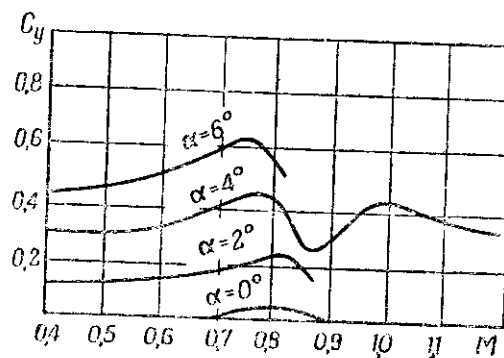


Рис. 21. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа M при различных углах атаки

§ 7. МЕРЫ ПО УМЕНЬШЕНИЮ ВЛИЯНИЯ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Развитие волнового кризиса на закритических скоростях полета вызывает резкое увеличение лобового сопротивления, а также изменение подъемных свойств и продольных моментов крыла, что неблагоприятно сказывается на летных и пилотажных характеристиках самолета.

Для повышения величины критических скоростей и ослабления неблагоприятных явлений, связанных с проявлением волнового кризиса, приходится принимать специальные меры, ослабляющие вредное влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики крыла.

Основным источником волновых сопротивлений является крыло самолета, так как фюзеляж имеет большое значение критической скорости. Увеличение критической скорости фюзеляжа (по сравнению с крылом) связано с

пространственным обтеканием его как тела вращения, у которого при обтекании скорости и давления вдоль по поверхности изменяются значительно меньше, чем у крыла.

Следовательно, прежде всего требуется уменьшить неблагоприятное влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики крыла.

Из уравнения Бернулли известно, что чем меньше давление в некоторой точке, тем больше местная скорость. Наибольшая местная скорость на профиле будет в той точке, где имеется самое большое разрежение. В этой точке раньше, чем в других, появится и местная скорость звука. Очевидно, чтобы повысить критическое число M крыла, надо создать такое крыло, вдоль хорды которого давление, а соответственно и скорость изменались бы как можно меньше.

На величину критического числа M крыла оказывают влияние геометрические характеристики профиля крыла и форма крыла в плане.

1. Влияние геометрических характеристик профиля на величину $M_{кр}$ крыла

Влияние относительной толщины профиля крыла. Относительной толщиной профиля крыла $\bar{c}$ называется отношение наибольшей толщины профиля к хорде, выраженное в процентах (рис. 22):

$$\bar{c} = \frac{c}{b} 100\%.$$

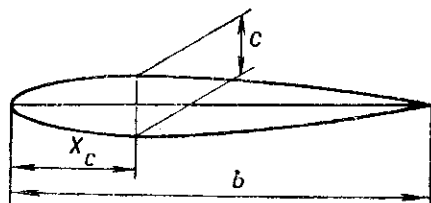


Рис. 22. К определению относительной толщины профиля крыла

Очевидно, чем меньше относительная толщина профиля, тем менее интенсивно изменяются давление и скорость и тем больше $M_{кр}$ профиля при его обтекании. На

рис. 23 показан график зависимости коэффициента лобового сопротивления от числа M при $C_y = 0$ для ряда профилей, отличающихся друг от друга только относительной толщиной.

На рисунке видно, что если при $\bar{c} = 18\%$ $M_{кр} = 0,63$, то при $\bar{c} = 4\%$ $M_{кр} = 0,84$.

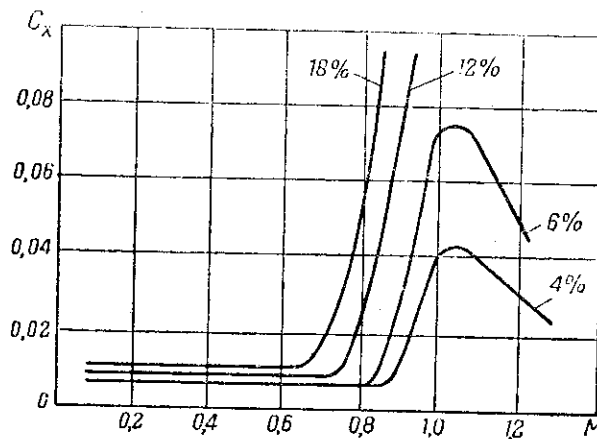


Рис. 23. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа M для профилей с различной относительной толщиной при $C_y = 0$

Кроме того, уменьшение относительной толщины профиля способствует замедлению роста коэффициента C_x на закритических числах M . Поэтому на современных самолетах устанавливаются крылья, набранные из весьма тонких профилей. Так, относительная толщина профиля по потоку для самолета МиГ-17 равна 8,5%, а для самолета МиГ-15бис — 10%.

Крыло самолета Ту-16 набрано из профилей, имеющих относительную толщину по потоку: по борту фюзеляжа — 12,9%, по 7-й нервюре — 12,3%, на конце — 9,85%.

На экспериментальных самолетах относительная толщина профиля крыла достигает 3—5%.

Влияние относительной кривизны профиля крыла. Относительной кривизной профиля крыла $\bar{f}$ называется

отношение наибольшей стрелы прогиба средней линии профиля к хорде, выраженное в процентах (рис. 24).

$$\bar{f} = \frac{f}{b} 100\%.$$

Под средней линией профиля понимают кривую, соединяющую середины отрезков, проведенных между верхним и нижним контурами перпендикулярно хорде.

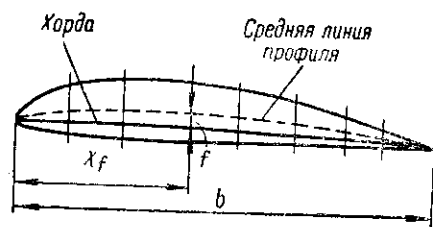


Рис. 24. К определению относительной кривизны профиля крыла

Физическая сущность влияния относительной кривизны на величину $M_{кр}$ такая же, как и толщины профиля, т. е. при уменьшении относительной кривизны поджатие струек, а следовательно, и скорость в струйках при данном числе M становится меньше. Это и приводит к увеличению $M_{кр}$ профиля. На рис. 25 приведена зависимость коэффициента C_x от числа M для профилей с различной относительной кривизной.

При прочих равных условиях симметричный профиль имеет наибольшее число $M_{кр}$.

Влияние положения максимальной толщины и кривизны профиля крыла. Положения максимальной толщины и максимальной кривизны профиля крыла определяют соответственно формулами:

$$\bar{X}_c = \frac{X_c}{b} 100\% \text{ и } \bar{X}_f = \frac{X_f}{b} 100\%.$$

При одной и той же толщине профиля крыла большее критическое число M имеет профиль, у которого максимальная толщина расположена ближе к середине хорды. Такое положение максимальной толщины создает более плавное обтекание контура профиля и более равномерное изменение давления и скорости вдоль него.

Профиль с передним положением максимальной толщины отличается более резким изменением распределения давления и большим максимальным разрежением,

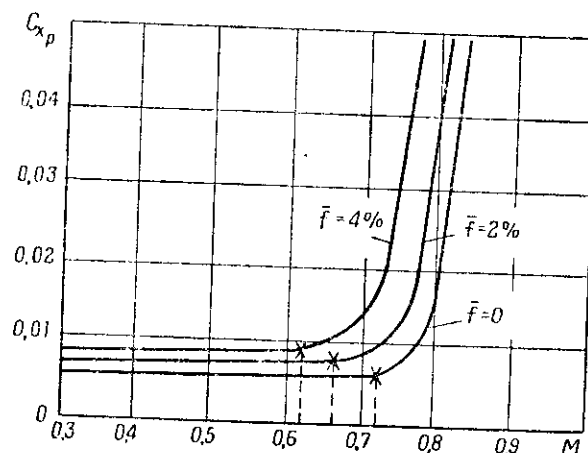


Рис. 25. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа M для профилей с различной относительной кривизной (крестиком отмечены числа $M_{кр}$)

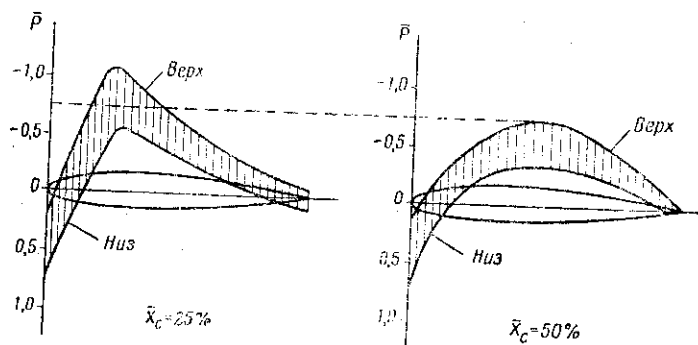


Рис. 26. Картина распределения давления у профилей с максимальной толщиной на 25% и 50% при одном и том же угле атаки

чем профиль с 50% положением максимальной толщины, а потому у первого профиля местные скорости изменяются быстрее и раньше становятся звуковыми, чем у второго (рис. 26).

2. Влияние формы крыла в плане на величину $M_{кр}$

Влияние стреловидности крыла. Для уяснения влияния стреловидности крыла на величину наибольшего разрежения над ним, а значит и на число $M_{кр}$, рассмотрим обтекание прямого крыла при его скольжении.

При обтекании прямого крыла потоком, перпендикулярным передней его кромке, скорость и давление вдоль

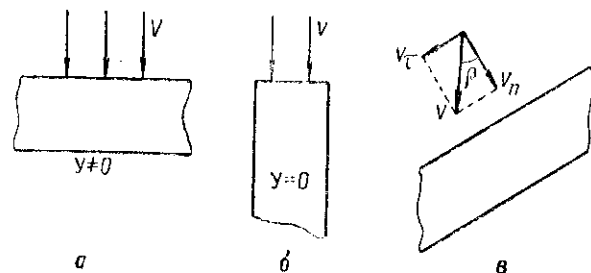


Рис. 27. Обтекание прямого крыла:

а - поток, перпендикулярный передней кромке; б - поток, параллельный передней кромке; в - косое обтекание крыла

хорды крыла изменяются и разность давлений по верхней и нижней поверхностям крыла в совокупности с силами трения создает действующие на крыло аэродинамические силы Y и Q (рис. 27, а).

Если крыло повернуть так, чтобы его передняя кромка оказалась параллельной набегающему потоку (рис. 27, б), то при нулевом угле атаки давление вдоль верхней и нижней поверхностей крыла изменяться не будет, так как струйка одинаково деформируется над и под крылом. Поэтому подъемной силы у такого крыла не будет, а его сопротивление возникает за счет сил трения.

Когда прямое крыло движется со скольжением (рис. 27, в), то его подъемная сила будет зависеть не от скорости полета V , а от ее части V_n , перпендикулярной передней кромке крыла.

В этом случае разрежение над крылом также зависит от составляющей скорости полета V_n . Ввиду того что $V_n < V$, разрежение при косой обдувке крыла будет по абсолютной величине меньше, чем разрежение при

прямой его обдувке. Значит, число $M_{кр}$ при скольжении крыла увеличивается.

Физический смысл увеличения $M_{кр}$ скользящего крыла виден из характера обтекания скользящего крыла. Наблюдение спектров обтекания скользящего крыла показывает, что воздушные частицы сначала отклоняются в сторону отстающей половины крыла, а затем — в обратную сторону (рис. 28). За крылом движение их вновь совпадает с направлением потока. Таким образом, скользящее крыло обтекается пространственным потоком воздуха.

Пространственное обтекание скользящего крыла возникает вследствие разного характера изменения давления справа и слева от струйки при обтекании ею крыла.

Действительно, пусть на скользящее с углом β крыло набегаает воздушный поток со скоростью V (рис. 28). Выделим на крыле три достаточно близких сечения I—I, II—II, III—III, перпендикулярных к передней кромке, и рассмотрим, каким образом изменяется давление справа и слева от струйки при обтекании ею крыла.

В точке 1 на струйку действует справа (со стороны сечения I—I) повышенное давление, образующееся вследствие торможения потока в передней части профиля, из-за чего струйка отклоняется в сторону отстающей части скользящего крыла. В точке 2 получится обратное явление: слева от струйки (течение III—III) у передней части профиля крыла давление повышенное, а справа — пониженное (разрежение в сечении II—II), благодаря чему струйка начинает отклоняться в противоположную сторону.

Таким образом, поток обтекает скользящее крыло не по плоскому профилю, а по несколько искривленному, который отличается своей формой и относительной тол-

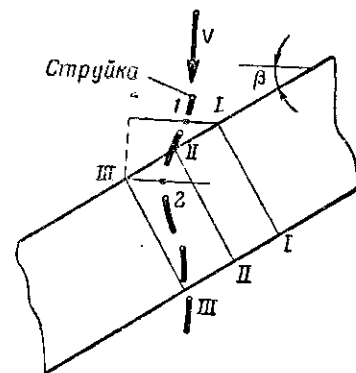


Рис. 28. К разъяснению искривления траекторий воздушных частиц при обтекании скользящего крыла

шинной от профиля, из которого набрано крыло. Пространственность в обтекании скользящего крыла и приводит к увеличению критического числа M крыла. Очевидно, чем больше угол скольжения, тем искривление струйки больше и тем больше будет величина $M_{кр}$. Можно считать, что

$$M_{кр_2} = \frac{M_{кр_1 \cdot 0}}{\cos \beta}.$$

Стреловидное крыло подобно скользящему крылу, если угол стреловидности равен углу скольжения прямого крыла. Поэтому выводы, сделанные для скользящего крыла, справедливы и для крыла стреловидного. Правда, стреловидное крыло имеет некоторые особенности по сравнению со скользящим, но они относятся не к качественной, а к количественной стороне.

Особенности аэродинамики стреловидного крыла будут рассмотрены нами ниже.

Влияние удлинения крыла на величину $M_{кр}$. Как известно, на торцах крыла происходит перетекание воздуха из-под крыла на крыло, т. е. из области большего давления в область меньшего давления (рис. 29).

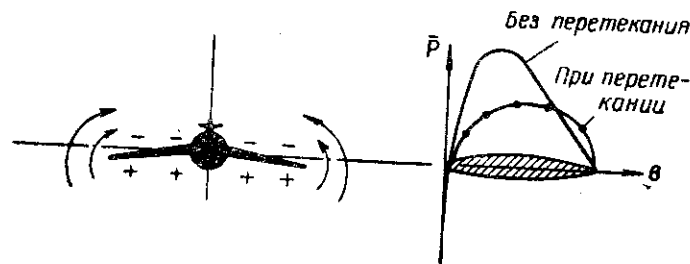


Рис. 29. Влияние перетекания воздуха через торцы крыла на коэффициент относительного давления

При перетекании воздуха давление над крылом увеличивается, а разрежение уменьшается. Очевидно, перетекание на торцах наблюдается у крыла любого удлинения. Однако, если мы хотим, чтобы уменьшение разрежения охватило всю верхнюю поверхность крыла, необходимо применить крыло малого удлинения $\lambda \leq 2$, перетекание

теканье воздуха на торцах которого значительно уменьшает разрежение на всей верхней поверхности крыла.

Следовательно, чем меньше удлинение крыла, тем меньше разрежение над ним и тем меньше местные скорости потока, а значит, тем больше $M_{кр}$ крыла.

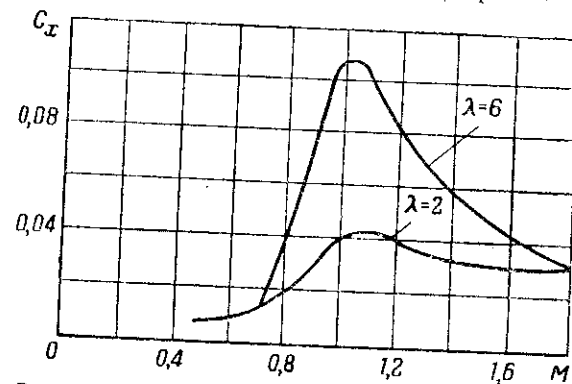


Рис. 30. Зависимость C_x от числа M при различном удлинении крыла

Аэродинамические характеристики крыльев малых удлинений изменяются в зависимости от числа M более благоприятно, чем у обычных прямых крыльев (рис. 30).

С точки зрения уменьшения веса, увеличения жесткости и прочности крылья малых удлинений значительно выгоднее стреловидных. Примером крыльев малого удлинения являются треугольные (дельтавидные) крылья.

Максимальное аэродинамическое качество самолета достигается на наименьшей скорости полета 350-400 км/ч по прибору (в зависимости от полетного веса) при угле атаки $5-6^\circ$.

При выпущенном шасси и закрылках, отклоненных на 35° , аэродинамическое качество Ту-16 равно примерно 7.

На рис. 31, 32 приведены поляры самолета для малых скоростей и для различных чисел M .

Из приведенных поляр следует, что максимальный коэффициент подъемной силы при убранных закрылках равен 1,3; при выпуске закрылков на 20° он возрастает до 1,45, а при закрылках, выпущенных на 35° , становится

Глава II

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА САМОЛЕТА Ту-16

§ 1. ОБЩАЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

Ту-16 - многоцелевой скоростной реактивный самолет дальнего действия. Боевые действия на самолете могут выполняться как одиночно, так и в составе группы, в сложных метеорологических условиях, днем и ночью. Самолет снабжен современными средствами навигации, радиосвязи и радиолокации и имеет оборонительное пушечное вооружение.

По схеме самолет Ту-16 является цельнометаллическим монопланом со среднерасположенным стреловидным крылом. Силовая установка самолета включает два

сти фюзеляжа при посадке самолета с большим углом атаки имеется убирающаяся хвостовая опора. Для сокращения длины пробега при посадке на самолете установлен контейнер с двумя тормозными парашютами.

Самолет Ту-16 обладает высокими летно-тактическими данными. Полеты на нем могут производиться на больших высотах и скоростях, близких к скорости звука, когда существенное влияние на аэродинамические характеристики самолета оказывает сжимаемость воздуха.

Для уменьшения вредного влияния сжимаемости воздуха (т. е. для увеличения критического числа M полета) крыло и оперение самолета имеют стреловидную форму в плане и набраны из специальных скоростных профилей малой относительной толщины, у которых давление и местные скорости распределены равномерно по хорде и отсутствуют большие разрежения. Расположение двигателей в непосредственной близости от фюзеляжа, где абсолютная толщина крыла составляет примерно 1,1 м, обеспечивает незначительное выступание гонодол двигателей из внешних обводов самолета и тем самым малое сопротивление от интерференции, т. е. от взаимного влияния сочлененных частей самолета (крыла, гонодолы, фюзеляжа).

Малое лобовое сопротивление самолета при сравнительно большой подъемной силе несущих поверхностей позволяет получить высокое аэродинамическое качество. У самолета Ту-16

$$K_{\max} = \frac{C_y}{C_x} = 16,5.$$

Максимальное аэродинамическое качество самолета достигается на наимыгоднейшей скорости полета 350–400 км/ч по прибору (в зависимости от полетного веса) при угле атаки 5–6°.

При выпущенном шасси и закрылках, отклоненных на 35°, аэродинамическое качество Ту-16 равно примерно 7.

На рис. 31, 32 приведены поляры самолета для малых скоростей и для различных чисел M .

Из приведенных поляр следует, что максимальный коэффициент подъемной силы при убранных закрылках равен 1,3; при выпуске закрылков на 20° он возрастает до 1,45, а при закрылках, выпущенных на 35°, становится

Рис. 29. Влияние перетекания воздуха через торца крыла на коэффициент относительного давления

При перетекании воздуха давление над крылом увеличивается, а разрежение уменьшается. Очевидно, перетекание на торцах наблюдается у крыла любого удлинения. Однако, если мы хотим, чтобы уменьшение разрежения охватило всю верхнюю поверхность крыла, необходимо применить крыло малого удлинения $\lambda \ll 2$, пер-

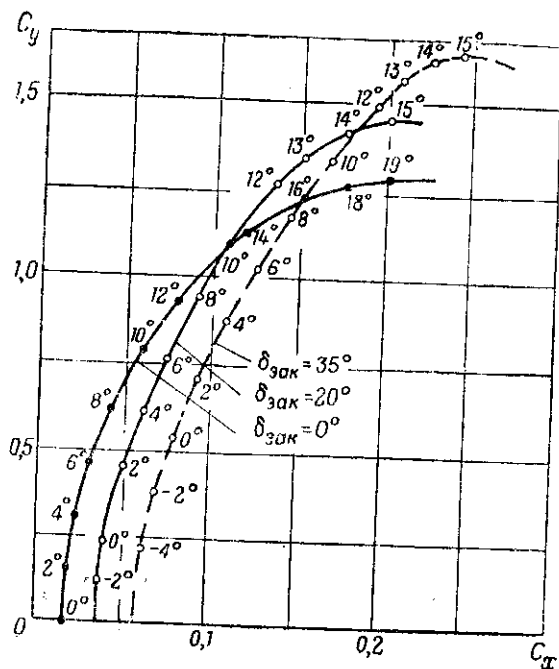


Рис. 31. Поляры самолета

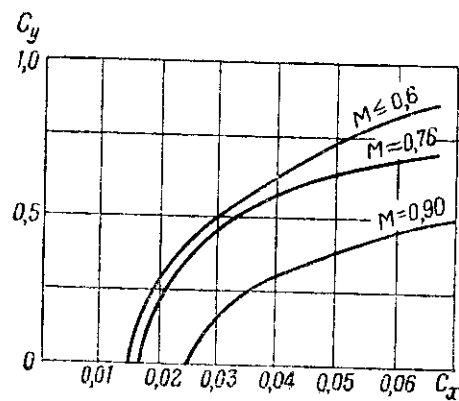


Рис. 32. Поляры самолета при различных числах M

равным 1,65. Критический угол атаки при убранных закрылках составляет примерно 18° , а при закрылках, отклоненных на 20 и 35° , становится равным примерно 15° . Наивыгоднейшие расчетные углы атаки при отрыве от земли и посадке самолета на $4-5^\circ$ меньше критических с отклоненными закрылками и составляют $10-11^\circ$. Однако выход самолета на такой угол при большой длине

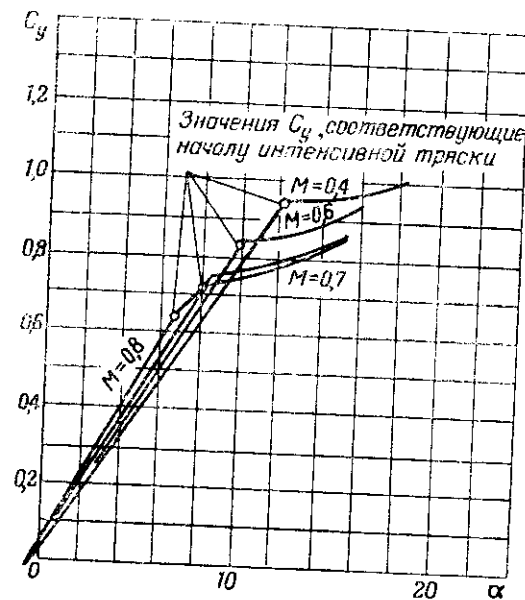


Рис. 33. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных числах M

фюзеляжа недопустим, так как может привести к удару хвостовой пята о ВПП. Поэтому углы атаки при отрыве от земли и посадке самолета приходится уменьшать до $7-8^\circ$.

Из рис. 33, на котором изображен график изменения коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки α при различных числах M , следует, что при некотором значении $C_y < C_{y_{\max}}$ имеет место уменьшение роста C_y . Замедление роста C_y объясняется появлением и развитием срыва потока на крыле. Как показывает эксперимент, срыв потока начинается на концевых участках крыла, затем по мере увеличения угла атаки он ох-

ватывает верхнюю поверхность элерона, поверхность крыла впереди элерона и, наконец, большую часть консольной половины размаха крыла. Наличие срыва потока на крыле приводит к интенсивной тряске самолета.

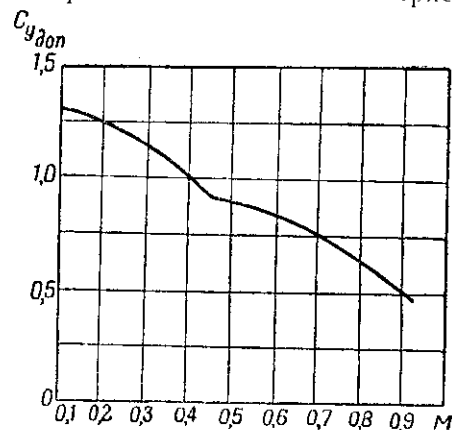


Рис. 34. Зависимость $C_{y_{доп}}$ от числа M

При увеличении числа M полета срыв потока на крыле и тряска самолета из-за сжимаемости воздуха начинаются при меньшем значении угла атаки и коэффициента подъемной силы.

Значение коэффициента подъемной силы, при котором наблюдается тряска самолета, носит название **допустимого коэффициента подъемной силы $C_{y_{доп}}$** или $C_{y_{тряски}}$. Зависимость $C_{y_{доп}}$ от числа M полета самолета Ту-16 показана на рис. 34.

Ознакомившись с аэродинамическими характеристиками самолета, рассмотрим особенности аэродинамики стреловидного крыла, что позволит нам понять некоторые особенности в технике пилотирования самолета Ту-16.

§ 2. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

1. Стреловидное крыло

Стреловидное крыло с некоторым допущением можно рассматривать как составленное из двух скользящих крыльев.

Углом стреловидности называется угол, заключенный между перпендикуляром к продольной оси самолета и линией фокусов, или линией, проходящей через $1/4$ хорд.

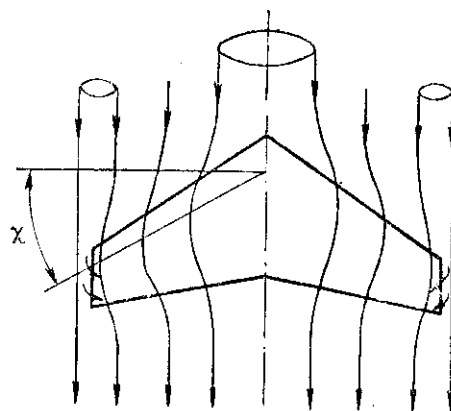


Рис. 35. Стреловидное крыло и спектр его обтекания

Средние части полуразмахов стреловидного крыла обтекаются потоком примерно так же, как и скользящее крыло, и поэтому их аэродинамические характеристики будут почти такими же, как и у скользящего крыла. Относительно всего крыла этого утверждать нельзя, ибо аэродинамические характеристики стреловидного крыла в целом зависят еще от картины обтекания концов и середины крыла, а также от взаимного влияния друг на друга обеих его половин. Легко видеть, что середина стреловидного крыла обтекается воздушным потоком иначе, чем середины полуразмахов (рис. 35). Это отличие в обтекании середины стреловидного крыла и влияние его на аэродинамические характеристики крыла в целом принято называть **влиянием срединного эффекта**. Своеобразное обтекание концов стреловидного крыла обуславливает появление так называемого **концевого эффекта**. К чему же приводит наличие этих эффектов у крыла с прямой стреловидностью?

Рассмотрим сечение струек, текущих в центральной и концевой частях крыла. При подходе к крылу струйки, находящиеся вблизи центрального сечения крыла, откло-

няются от плоскости симметрии. Следовательно, центральная струйка, обтекая переднюю часть крыла, должна расширяться. В связи с постоянством расхода воздуха через все сечения струйки такое расширение приводит к уменьшению скорости в передней части профиля и

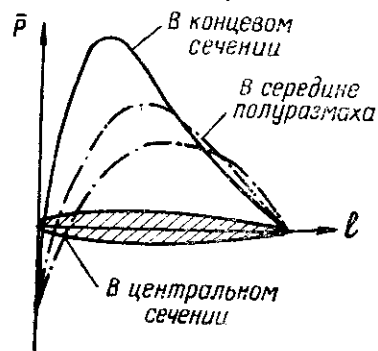


Рис. 36. Влияние срединного и конечного эффектов на картину распределения давления по стреловидному крылу

уменьшению разрежений на восходящей части профиля середины крыла. На нисходящей части профиля струйка сужается, а следовательно, растет скорость и увеличивается разрежение в струйке.

Таким образом, пространственность картины обтекания приводит к тому, что в средней части крыла на восходящей части профиля разрежения уменьшаются, а на нисходящей — возрастают. Рассматривая обтекания кон-

цов стреловидного крыла, приходим к обратному выводу.

Влияние срединного и конечного эффектов на картину распределения давления по стреловидному крылу, набранному из одинакового профиля, показано на графике (рис. 36). Из графика видно, что в конечных сечениях разрежения по величине больше. Этим и объясняется, что несущие свойства крыла ($C_{y_{сеч}}$) к концу размаха возрастают. Кроме того, в центральной части крыла максимум разрежения смещен назад, а в конечных сечениях, наоборот, наибольшее разрежение наблюдается в передней части профиля.

На величину и положение максимального разрежения в середине и на конце размаха оказывают влияние как толщина профиля, так и пространственность обтекания (величина угла стреловидности).

Так, в средней части крыла на восходящей части профиля увеличение толщины профиля по хорде крыла способствует увеличению разрежения, но из-за расширения струйки этот эффект снижается. Начиная примерно с середины профиля, струйка начинает сужаться, что должно было бы приводить к росту разрежений, однако

уменьшение толщины профиля по хорде даст возможность струйке расширяться в вертикальной плоскости. Это приводит к увеличению давления по хорде. Поэтому наибольшее разрежение получается в начале схода профиля, т. е. близко к середине хорды. В конечном сечении на восходящей части профиля увеличение толщины по хорде и сужение струйки действуют в одном направлении, а поэтому и пик разрежения здесь особенно большой и располагается в передней части профиля.

Рассмотренное нами перераспределение давления и нагрузок вдоль размаха стреловидного крыла приводит к тому, что развитие волнового кризиса на таком крыле начинается неодновременно по всему размаху. Вследствие большого разрежения в передней части профиля на конце крыла местные скорости потока воздуха быстрее достигают местной скорости звука. Это приводит к тому, что развитие волнового кризиса у стреловидного крыла начинается сначала на его концевой части. Однако появление местных звуковых скоростей еще не изменяет заметно характера обтекания и аэродинамических характеристик стреловидного крыла, и поэтому нельзя считать числом $M_{кр}$ стреловидного крыла наименьшее число M , при котором хотя бы в одной точке крыла местная скорость потока достигла местной скорости звука. Условимся под критическим числом $M_{кр}$ стреловидного крыла понимать такое число M , при увеличении которого на 1% происходит возрастание коэффициента лобового сопротивления также на 1%.

2. Преимущества и недостатки стреловидного крыла

Важным преимуществом стреловидного крыла, как мы уже выяснили, является то, что его $M_{кр}$ выше, чем у прямого, и тем выше, чем больше угол стреловидности (рис. 37). Отсюда угол стреловидности крыльев современных самолетов довольно велик и нередко достигает 55–60°. Кроме того, стреловидность уменьшает рост сопротивления, так как скачок уплотнения на таком крыле обладает меньшей интенсивностью, чем на прямом крыле с той же относительной толщиной, при той же скорости полета и на том же угле атаки.

Уменьшение интенсивности скачков на стреловидном крыле связано с тем, что скачки оказываются под углом

(при виде сверху) к набегающему потоку, т. е. косыми (рис. 38). Вместе с этим некоторое влияние на интенсивность развития волнового кризиса оказывает тот факт, что кризис наступает неодновременно вдоль по размаху крыла. Последнее обстоятельство обусловлено пространственностью обтекания стреловидного крыла и наличием срединного и конечного эффектов.

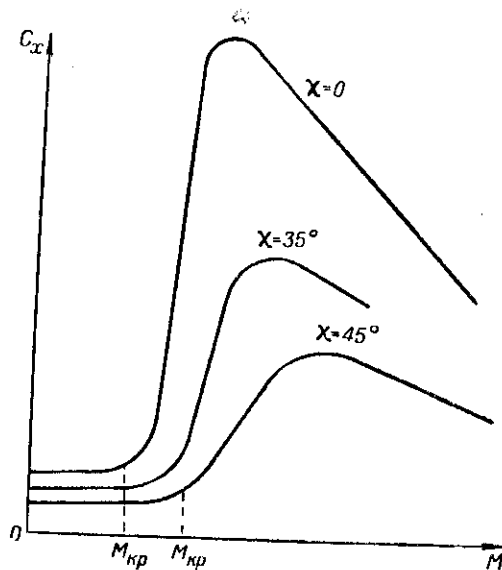


Рис. 37. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа M для крыльев с различными углами стреловидности

У самолета со стреловидным крылом на закритических скоростях не наблюдается резкого падения коэффициента подъемной силы и изменения продольных моментов, что приводит к более плавному изменению характеристик устойчивости и управляемости. Наконец, максимальное значение волнового сопротивления $C_{x_{\max}}$ стреловидного крыла меньше, чем у прямого, и тем меньше, чем больше угол стреловидности.

Стреловидные крылья обладают и недостатками. В частности, стреловидность вносит свои особенности в картину изменения коэффициента подъемной силы по углам атаки и заметно влияет на величину $C_{y_{\max}}$. На-

более серьезные отличия как в величине, так и в характере изменений C_y по углам атаки наблюдаются вблизи его максимума на больших углах атаки. Из кривых C_y

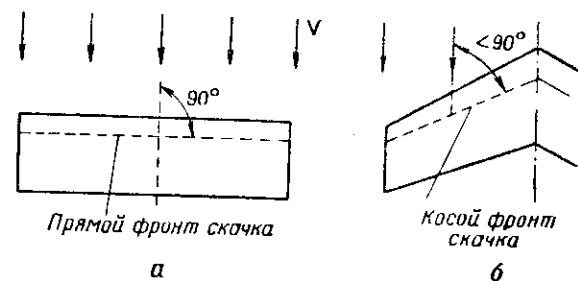


Рис. 38. Скачки уплотнения на прямом и стреловидном крыльях

по α , приведенных на рис. 39, видно, что для стреловидного крыла характерны меньшие абсолютные значения и относительно слабые изменения C_y вблизи его максимума на докритических и закритических углах атаки.

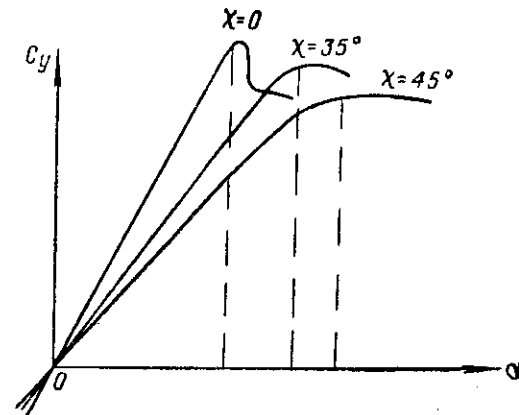


Рис. 39. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для крыльев с различными углами стреловидности

Указанные выше особенности в изменении C_y по α стреловидного крыла порождаются главным образом двумя причинами. Одной из них является характерное

для случая косого обтекания взаимодействие между смежными сечениями крыла, в результате которого развивается вихревое течение вблизи передней кромки и изменяется исходная картина распределения давления по профилю. Это приводит к некоторому уменьшению разрежения и выравниванию «пиков» разрежения в передней части профиля стреловидного крыла в сравнении с изолированным профилем, что в конечном счете даст меньшую величину $C_{\text{л}}$ при том же угле атаки.

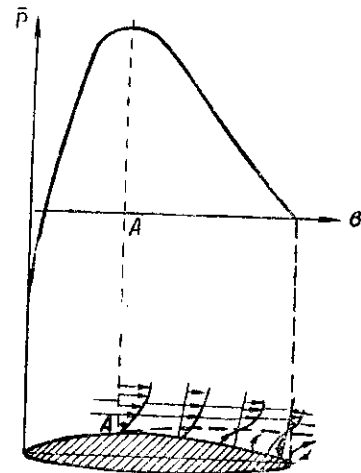


Рис. 40. К пояснению причины появления срыва потока

Другой причиной является ранний местный срыв потока, возникающий на таких углах атаки, при которых обычное прямое крыло обтекается еще безотрывно. Раннему местному срыву потока на стреловидном крыле способствуют два обстоятельства.

1. Боковое перетекание потока внутри пограничного слоя к концам крыла; причем тем более интенсивное, чем больше угол стреловидности крыла и угол атаки. В результате этого происходит

набухание пограничного слоя к концам крыла, где и создаются благоприятные условия для развития местного отрыва потока. С увеличением угла атаки срыв распространяется от задней кромки профиля вперед по хорде и к корню крыла.

2. Концевой эффект, который, вызывая рост максимальных разрежений в передней части концевых сечений (рис. 40), приводит к увеличению давления за точкой минимума давления (точка А). Изменение давления в окружающей среде в направлении потока, как известно, связано с соответствующим изменением давления в пограничном слое. До тех пор пока скорость в этой среде увеличивается или остается постоянной, давление в направлении потока (согласно уравнению Бернулли) понижается или остается неизменным, обеспечивая прилега-

ние пограничного слоя к телу. Вследствие постепенного увеличения поперечного сечения струйки благодаря концевому эффекту происходит увеличение давления. Последнее передается и в пограничный слой, в котором вызывает замедление движения всех рядов слоя. В тех местах слоя, где раньше были нулевые скорости, воздух потечет в обратном направлении, что вызовет отрыв пограничного слоя, т. е. срыв потока.

Наличие срыва потока на конце стреловидного крыла явление крайне нежелательное, так как оно нарушает равновесие самолета не только относительно продольной оси, но и относительно оси поперечной (концы крыла падают за центром тяжести самолета).

Сравнительно низкие значения $C_{\text{лmax}}$ стреловидного крыла отрицательно влияют на взлетно-посадочные характеристики самолета. Повышение $C_{\text{лmax}}$ стреловидного крыла затрудняется еще и тем, что применяемая в настоящее время механизация стреловидного крыла оказывается менее эффективной, чем на прямом крыле.

Существенным недостатком стреловидных крыльев является большая возможность их деформации, чем прямых. Для обеспечения необходимой жесткости стреловидного крыла приходится усиливать его конструктивные элементы, а это неизбежно приводит к увеличению веса крыла. Так, вес 1 м^2 прямого крыла составляет 30—40 кг, а стреловидного — 50—60 кг. Вес 1 м^2 крыла самолета Ту-16 равен 50,6 кг.

3. Конпоновка крыла самолета Ту-16

Особенность компоновки стреловидного крыла объясняется наличием у него срединного и концевого эффектов, а также срывом потока на конце крыла.

Исходя из этого центральная часть крыла самолета Ту-16 до 7-й нервюры (первая отъемная часть) набрана из симметричных профилей с относительной толщиной $\bar{c} = 15,7\%$ и положением максимальной толщины $\bar{X}_c = 30\%$ (причина постановки симметричного профиля будет рассмотрена нами ниже).

Рассмотрим причину указанного положения максимальной толщины. Если в средней части крыла поставить профиль с задним расположением максимальной толщины, то в силу срединного эффекта произойдет уве-

личение разрежения над крылом, а следовательно, критическая скорость полета будет достигаться при меньшем числе M . И наоборот, если поставить в средней части крыла профиль с передним расположением максимальной толщины, то наибольшее разрежение передвинется вперед, где до этого были малые разрежения, что приведет к увеличению числа $M_{кр}$ крыла.

Помимо увеличения $M_{кр}$, перенос положения максимальной толщины в средних сечениях крыла вперед способствует уменьшению сопротивления давлению, так как при этом увеличиваются разрежения в передней, восходящей части профиля.

Распределение давления в концевых сечениях крыла свидетельствует о том, что наибольшая величина разрежений оказывается в передней части профиля. Это приводит к увеличению местных скоростей потока над крылом и к уменьшению $M_{кр}$ концов крыла.

Очевидно, для увеличения $M_{кр}$ концов крыла целесообразно уменьшить и переместить наибольшее разрежение с передней части профиля. Этого можно добиться переносом положения максимальной толщины и кривизны назад. Так, концы крыла самолета МиГ-15бис были набраны из профилей, максимальная толщина которых находилась на 45% и максимальная кривизна — на 60% хорды. Однако постановка такого профиля, благоприятно сказываясь на величине $M_{кр}$, ухудшает эффективность элеронов при возникновении скачков уплотнения на консолях крыла. Действительно, у профилей со слишком задним расположением максимальной толщины и кривизны получается большой угол схода профиля $\delta = 15-17^\circ$, вследствие чего на закритических числах M концов крыла за скачком уплотнения образуется срыв потока, приводящий к падению эффективности элеронов (рис. 41).

В целях улучшения эффективности элеронов на самолете Ту-16 начиная с 7-й нервюры и до конца установлен профиль, максимальная толщина которого располагается на 37,5%, а максимальная кривизна — на 30% хорды. По 7-й нервюре относительная толщина составляет 15%, а на концах — 12% (рис. 42). Это мероприятие позволяет уменьшить угол схода до 9° и улучшить эффективность элеронов на больших скоростях полета.

Установка двигателей в центральной части крыла у бортов фюзеляжа приводит к некоторому изменению формы профиля и картины обтекания в этой части крыла.

Мы рассмотрели аэродинамическую компоновку крыла с точки зрения повышения $M_{кр}$, т. е. полетов на малых

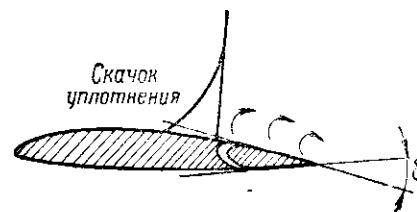


Рис. 41. Схема возникновения срыва потока за скачком уплотнения

углах атаки. Для обеспечения безопасности полета самолета со стреловидным крылом на больших углах атаки необходимо устранение или по крайней мере ослабление

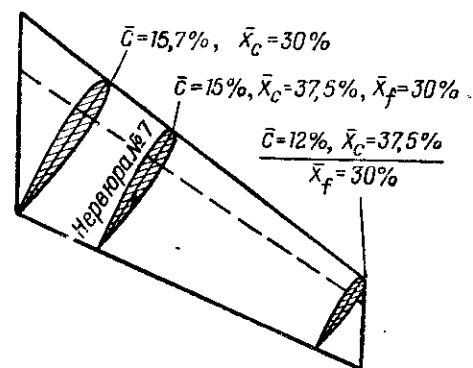


Рис. 42. Схема набора профилей стреловидного крыла самолета Ту-16

концевого срыва и связанного с ним кабрирующего момента, т. е. необходимо сделать противосрывные мероприятия.

Чтобы изучить проведенные конструктором противосрывные мероприятия на крыле самолета Ту-16, напомним некоторые теоретические положения рассматриваемого вопроса.

Известно, что о характере распределения аэродинамической нагрузки вдоль по крылу, зависящем от формы крыла в плане, его сужения, набора профилей и др., можно судить по значениям коэффициентов подъемных сил в различных сечениях $C_{y\text{сеч}}$. Пусть при некотором угле атаки вдоль размаха крыла имеется распределение $C_{y\text{сеч}}$ (рис. 43).

Если увеличивать углы атаки, то и $C_{y\text{сеч}}$ будет увеличиваться. При достаточно большом угле атаки крыла в

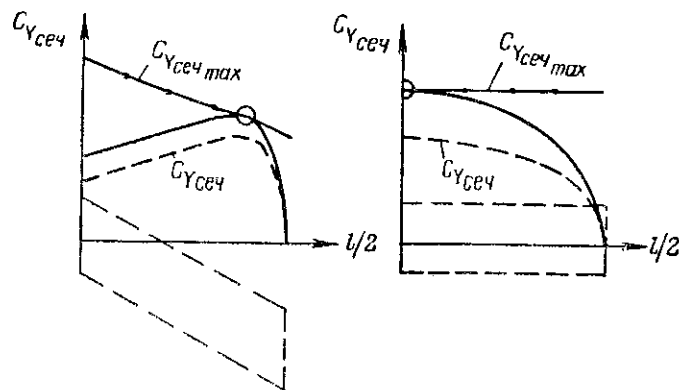


Рис. 43. Распределение $C_{y\text{сеч}}$ и $C_{y\text{сеч, max}}$ вдоль размаха для прямого и стреловидного крыльев

некотором сечении крыла $C_{y\text{сеч}}$ достигает своего максимального значения. Этот момент определяет величину $\alpha_{кр}$ и значение $C_{y\text{max}}$ крыла. Это значит, что при дальнейшем увеличении угла атаки в этом сечении плавность обтекания нарушится и появится срыв потока, который в зависимости от целого ряда факторов может быстро или медленно распространиться по крылу, охватить часть его или привести к срыву потока по всему размаху.

Очевидно, для того чтобы найти у данного крыла место зарождения срыва потока, необходимо знать изменение коэффициентов $C_{y\text{сеч}}$ и $C_{y\text{сеч, max}}$ вдоль всего размаха крыла.

Экспериментальные и теоретические исследования показывают, что при прочих равных условиях коэффициенты $C_{y\text{сеч}}$ и $C_{y\text{сеч, max}}$ зависят от формы крыла в плане.

Выше нами было доказано, что несущие свойства к концу стреловидного крыла, т. е. $C_{y\text{сеч}}$ возрастают. На конце крыла $C_{y\text{сеч}}$ уменьшается до нуля, так как благодаря перетеканию воздуха из подкрыльевой в надкрыльевую область и выравниванию давлений конец крыла не создает подъемной силы. У стреловидного крыла $C_{y\text{сеч, max}}$ уменьшается от центральных к концевым сечениям, что объясняется срывом потока, который зарождается на концах стреловидного крыла уже при углах атаки $\alpha \sim 10-12^\circ$, но распространяется на всю консоль не сразу, а только при дальнейшем увеличении угла атаки не менее чем на $7-8^\circ$. На прямом крыле срыв потока появляется позже, однако быстро распространяется на все крыло при относительно малом увеличении угла атаки (на $2-3^\circ$). Наличие концевого срыва на стреловидном крыле является, как мы видели, главной причиной уменьшения его $C_{y\text{max}}$, а также уменьшения величины $C_{y\text{сеч, max}}$ к концу крыла.

Характер протекания $C_{y\text{сеч}}$ и $C_{y\text{сеч, max}}$ вдоль размаха для стреловидного и прямого крыльев показан на рис. 43, из которого видно, что по мере увеличения углов атаки $C_{y\text{сеч}}$ достигнет раньше всего $C_{y\text{сеч, max}}$ у стреловидного крыла вблизи конца размаха, а у прямоугольного — в центральной части. Это значит, что у стреловидного крыла срыв потока зарождается на конце размаха, а у прямоугольного — в середине крыла. Зоны зарождения срыва потока отмечены кружками.

Противосрывные мероприятия конструкторского бюро на самолете Ту-16 были в основном направлены на устранение концевого срыва потока и создание условий для зарождения срыва в центральной части крыла. При этом были проведены следующие мероприятия: выполнен специальный набор профилей вдоль размаха крыла и установлены ограничители перетекания воздуха в пограничном слое.

Рассмотрим в отдельности каждое из этих мероприятий.

Концевой срыв потока можно устранить увеличением $C_{y\text{сеч, max}}$ концевых сечений крыла и уменьшением $C_{y\text{сеч, max}}$ в центральной части крыла.

Действительно, если в центральных сечениях крыла поставить профиль с малым значением $C_{y_{сеч. макс}}$, а на концах — с большим, то при увеличении угла атаки $C_{y_{сеч}}$ в центральной части крыла достигнет $C_{y_{сеч. макс}}$ раньше, чем это произойдет в концевых сечениях. Следовательно, срыв потока будет начинаться ближе к центральной части крыла. Это не вызывает резкого изменения равновесия самолета и тем самым упрощает его пилотирование на больших углах атаки.

Известно, что минимальным значением $C_{y_{max}}$ обладают симметричные профили. Чем больше асимметрия (кривизна) профиля, тем больше значение $C_{y_{max}}$.

Исходя из вышесказанного, на самолете Ту-16 центральная часть крыла набрана из симметричных профилей с малым значением $C_{y_{max}}$, а концевая часть, начиная с 7-й нервюры, из несимметричных профилей с большим значением $C_{y_{max}}$, что способствует перемещению срыва к центральной части крыла.

Кроме применения специального набора профилей, для устранения концевого срыва по верхней поверхности крыльев установлены аэродинамические перегородки, которые препятствуют перетеканию воздуха в пограничном слое от центральных сечений к концевым, а следовательно, набуханию пограничного слоя на конце крыла. На самолете Ту-16 устанавливаются по две перегородки на каждом полукрыле, постановка которых не только препятствует появлению преждевременного срыва потока, но и распространению срыва вдоль размаха, делая его не таким резким.

Глава III

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА Ту-16

§ 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Условием прямолинейного и равномерного полета самолета является обеспечение равновесия относительно любой из его осей (X, Y, Z), т. е. балансировка самолета. Это достигается летчиком при помощи рулей и установления необходимой тяги двигателей. Однако наличия одного равновесия для длительного полета недостаточно, так как под действием различных причин (порыв ветра, сбрасывание груза и т. д.) равновесие нарушается. Поэтому важно знать, как поведет себя самолет после нарушения равновесия: вернется ли он к исходному равновесному режиму полета, уйдет ли от него после прекращения действия возмущающей силы или, наконец, будет находиться в безразличном равновесии. Таким образом, равновесие может быть устойчивым, неустойчивым и нейтральным.

Под устойчивостью самолета понимают его способность самостоятельно (без вмешательства летчика) восстанавливать нарушенное равновесие после прекращения действия возмущающей силы. Степень устойчивости самолета определяет динамику его возмущенного движения и характер возврата к исходному режиму балансировки. Поэтому устойчивость самолета иногда называют динамической устойчивостью.

Кроме понятия динамической устойчивости, существу-

ет понятие статической устойчивости самолета. Последняя не характеризует полностью действительную устойчивость самолета, однако является необходимым ее условием, так как определяет знак и величину аэродинамического момента, который возникает при отклонении самолета от исходного режима балансировки в первый момент времени после прекращения действия возмущающей силы.

Методы исследования динамической устойчивости самолета довольно сложны и требуют применения математического анализа, а потому в дальнейшем нами будет рассматриваться только статическая устойчивость.

Важной пилотажной характеристикой является также управляемость — способность самолета изменять режим полета по воле летчика, т. е. реагировать на отклонения органов управления в соответствии с усилиями, прилагаемыми летчиком к рычагам управления. Иногда под управляемостью понимают способность самолета «ходить за ручкой».

Устойчивость и управляемость самолета в известной мере противоположны друг другу. Устойчивость — есть способность самолета сохранять заданный режим полета, а управляемость — изменять этот режим. Поскольку оба эти понятия характеризуют различные свойства одного и того же явления — равновесия самолета, то между ними существует определенная связь. Так, с повышением устойчивости самолета при прочих неизменных условиях управляемость ухудшается (в смысле увеличения расхода рулей, необходимого для изменения режима полета). И наоборот, улучшение управляемости при прочих равных условиях сопровождается понижением устойчивости самолета. Практика полетов предъявляет определенные требования к этим важнейшим пилотажным свойствам самолета.

Приступая к рассмотрению характеристик устойчивости, управляемости и особенностям их изменения у самолета Ту-16 на больших скоростях, сделаем несколько общих замечаний.

Предварительно напомним о принятой системе осей координат и моментах относительно их, действующих на самолет.

При рассмотрении скоростных свойств самолета и его скороподъемности обычно пользуются скоростной или,

как ее называют, поточной системой координат, т. е. системой, связанной с потоком. Рассматривая вопросы устойчивости и управляемости, более удобно оси связывать не с потоком, а с самолетом, т. е. пользоваться связанной системой координат, благодаря чему облегчается задача определения моментов относительно этих осей (рис. 44).

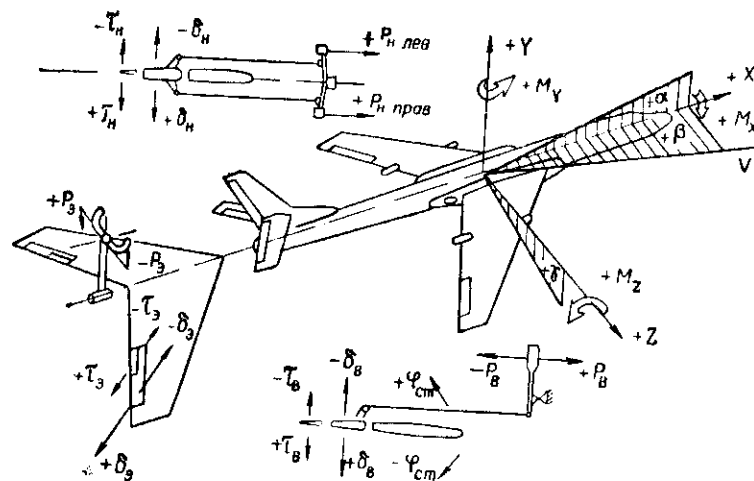


Рис. 44. Связанная система координат и правило знаков

Так как всякое вращательное движение самолета в полете совершается вокруг его центра тяжести (ЦТ), то за начало координат принято положение центра тяжести самолета.

Ось X_1 проводят параллельно хорде крыла и называют продольной осью самолета, а угол, заключенный между нею и проекцией вектора скорости на плоскость симметрии, — углом атаки. Момент M_x относительно продольной оси называют кренящим, или поперечным, моментом. Условимся при этом считать момент M_x положительным, если он стремится наклонить самолет на правое крыло.

Ось Y_1 , перпендикулярная оси X_1 , лежит в плоскости симметрии самолета. Ее называют вертикальной, или нормальной, осью, а момент M_y относительно нее — моментом рысканья, или путевым моментом. Момент M_y считают положительным, если он стремится развернуть самолет в сторону левого крыла.

Ось Z_1 , перпендикулярную осям X_1 и Y_1 , а соответственно и плоскости симметрии самолета, называют поперечной осью самолета. Момент M_z относительно нее, вращающий самолет относительно оси Z_1 и изменяющий направление продольной оси самолета, называют продольным моментом. Условимся считать продольный момент M_z положительным, если он стремится перевести самолет на кабрирование, т. е. увеличить угол атаки.

Поскольку самолет имеет плоскость симметрии, действующие на него силы делят на две группы. В одну из этих групп включают лежащие в плоскости симметрии силы и обусловленные ими моменты относительно поперечной оси Z_1 . Движение самолета под действием этих сил и вызванного ими продольного момента принято называть продольным движением.

Равновесие, устойчивость и управляемость самолета при продольном движении соответственно называют продольным равновесием, продольной устойчивостью и управляемостью. В другую группу сил входят боковая сила Z , появляющаяся при скольжении самолета, и моменты, вызванные ею относительно осей X_1 и Y_1 . Равновесие поперечных и путевых моментов принято называть боковым равновесием, а устойчивость и управляемость самолета — соответственно боковой устойчивостью и управляемостью.

Момент определяется не только величиной аэродинамической силы, но и расстоянием от точки приложения ее до центра тяжести. Из всех частей самолета наибольшую аэродинамическую силу создает крыло. Даже малое изменение плеча этой силы приводит к существенному изменению момента. Поэтому важное значение имеет центровка самолета, т. е. положение его центра тяжести относительно САХ крыла.

§ 2. ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Центром тяжести самолета (ЦТ) называется точка приложения равнодействующих сил веса всех частей самолета и грузов, размещенных на нем.

Величина равнодействующей сил веса (вес самолета) определяется по правилу сложения параллельных сил, как сумма всех сил веса:

$$G = G_1 + G_2 + \dots + G_n.$$

Точка приложения равнодействующей определяется по теореме моментов: момент равнодействующей двух или нескольких параллельных сил относительно какой-либо точки равен алгебраической сумме моментов этих сил относительно той же точки, т. е.

$$Gx_0 = G_1x_1 + G_2x_2 + \dots + G_nx_n = \sum_{n=1}^n G_nx_n = M_{\text{сум}}.$$

Отсюда расстояние от исходной точки до точки приложения равнодействующей сил веса — центра тяжести

$$x_0 = \frac{\sum_{n=1}^n G_nx_n}{G} = \frac{M_{\text{сум}}}{G}.$$

Положение центра тяжести относительно начала средней аэродинамической хорды (САХ), выраженное в процентах, называется центровкой самолета и определяется формулой

$$x = \frac{x_0 - a}{b_{\text{САХ}}} 100\%,$$

где a — расстояние от исходной точки до начала САХ;

$b_{\text{САХ}}$ — средняя аэродинамическая хорда, т. е. хорда фиктивного равновеликого прямоугольного крыла, имеющего при равных углах атаки одинаковые с данным крылом величину полной аэродинамической силы и положение центра давления. САХ определяется расчетным или графическим путем. Графическое определение САХ крыла показано на рис. 45.

Проведем расчет центровки самолета Ту-16 для нормального посадочного веса $G=44$ т. За начало координат центровки примем точку пересечения строительной горизонтали с осью второго лонжерона центроплана, за ось X — строительную горизонталь самолета, а за ось Y —

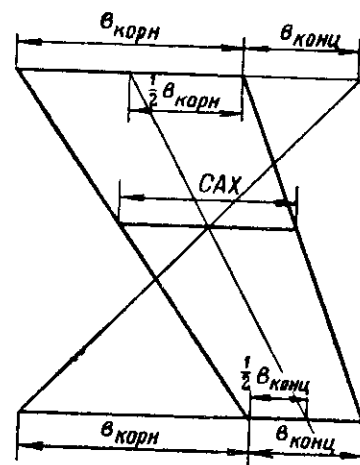


Рис. 45. К определению САХ стреловидного крыла

ось 33-го шпангоута. Среднюю аэродинамическую хорду (ввиду малого установочного угла крыла самолета) будем считать параллельной строительной горизонтальной (рис. 46). Расчет сведем в таблицу.

Наименование	G , кг	X , м	G_X , кгм
Пустой самолет, шасси вывешено	36 650	2,09	98 700
Экипаж	600	-1,43	-860
Топливо в VI и V группах баков	6750	-0,11	-740
Итого (шасси вывешено) . . .	44 000	---	97 100

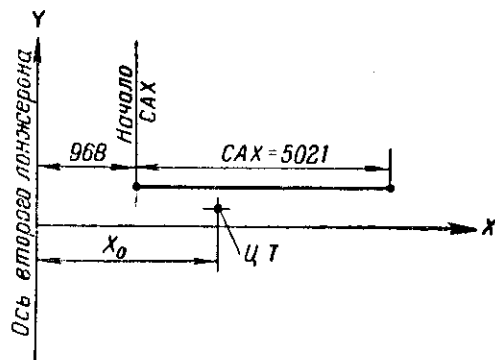


Рис. 46. Положение осей координат и САХ самолета Ту-16

Зная общий вес самолета и суммарный момент грузов относительно выбранной нами системы координат, определим положение центра тяжести

$$X_0 = \frac{\sum G_X}{G} = \frac{97\,100}{44\,000} = 2,2 \text{ м}$$

и центровку самолета

$$X = \frac{X_0 - a}{b_{\text{САХ}}} 100 = \frac{2,2 - 0,968}{5,021} 100 = 24,5\% \text{ САХ.}$$

Центровка самолета может изменяться при добавлении, снятии или перемещении грузов на самолете.

Расчет изменения центровки. Пусть на самолет весом G добавлен груз ΔG на расстоянии l за ЦТ (рис. 47). Новый вес самолета будет равен $G + \Delta G$, а ЦТ сместится назад на Δx .

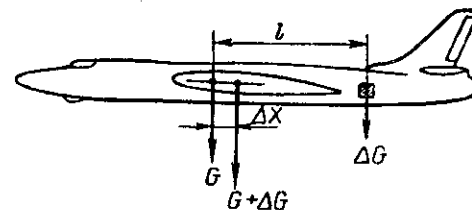


Рис. 47. Изменение центровки самолета при добавлении груза в хвостовую часть фюзеляжа

Линейное смещение ЦТ можно определить из условия равенства моментов сил G и ΔG относительно нового положения центра тяжести, т. е.

$$G\Delta x = \Delta G(l - \Delta x),$$

откуда

$$\Delta x = \frac{\Delta G l}{G + \Delta G}.$$

Изменение центровки в процентах САХ составит

$$\Delta X = \frac{\Delta x}{b_{\text{САХ}}} 100\%,$$

или

$$\Delta X = \frac{\Delta G l}{(G + \Delta G) b_{\text{САХ}}} 100\%.$$

При снятии груза изменение центровки подсчитывается по аналогичной формуле

$$\Delta X = \frac{\Delta G l}{(G - \Delta G) b_{\text{САХ}}} 100\%.$$

В том случае, когда вес самолета не изменяется, а груз только перемещается вдоль самолета, формула принимает вид

$$\Delta X = \frac{\Delta G l}{G b_{\text{САХ}}} 100\%.$$

Пример. Определить центровку самолета после сбрасывания груза весом 4500 кг на расстоянии 2 м позади ЦТ, если при первоначальном

чальном весе $G = 57\,000$ кг центровка составляла 25% САХ, а $b_{\text{сax}} = 5$ м.

Изменение центровки самолета при сбрасывании груза

$$\Delta X = \frac{\Delta G l}{(G - \Delta G) b_{\text{сax}}} 100 = \frac{4500 \cdot 2}{(57000 - 4500)} 100 = 3,4\% \text{ САХ.}$$

Так как центр тяжести сдвинулся вперед, то новая центровка самолета равна

$$X = 25 - 3,4 = 21,6\% \text{ САХ.}$$

Для быстрого определения центровки самолета в зависимости от варианта заправки его топливом и загрузки можно воспользоваться центровочным графиком (рис. 48). Для этого по приведенной ниже таблице согласно загрузке определяется полетный вес самолета и суммарный момент в тонна-метрах, создаваемый самолетом и грузами. Величину центровки самолета укажет положение точки пересечения перпендикуляров, восстановленных от оси полетного веса и суммарного момента относительно линии одинаковой центровки.

Таблица к центровочному графику

№ по пор.	Наименование грузов	G, кг	X, м	M, т.м
1	Пустой самолет (шасси выпущено)	36 710	0,461	17,35
2	Экипаж передней кабины	400	-13,273	-0,53
3	Экипаж задней кабины	200	15,593	+0,31
4	Боскомплект	700	3,600	2,52
5	Груз	3000	0,290	0,87
6	Топливо в V группе баков	4480	-3,923	-17,50
7	Топливо в IV группе баков	5060	0,757	3,83
8	Топливо в III группе баков	9720	-1,865	-18,10
9	Топливо во II группе баков	5350	0,907	4,85
10	Топливо в I группе баков	6440	-0,623	-4,00
11	Топливо в IV и V группах баков	9540	-4,440	-13,70
12	Топливо в III, IV и V группах баков	19 260	-1,655	-31,80
13	Топливо во II, III, IV и V группах баков	24 610	-1,098	-26,80
14	Топливо в I, II, III, IV и V группах баков	31 050	-1,00	-31,00
15	Уборка шасси	—	—	3,23

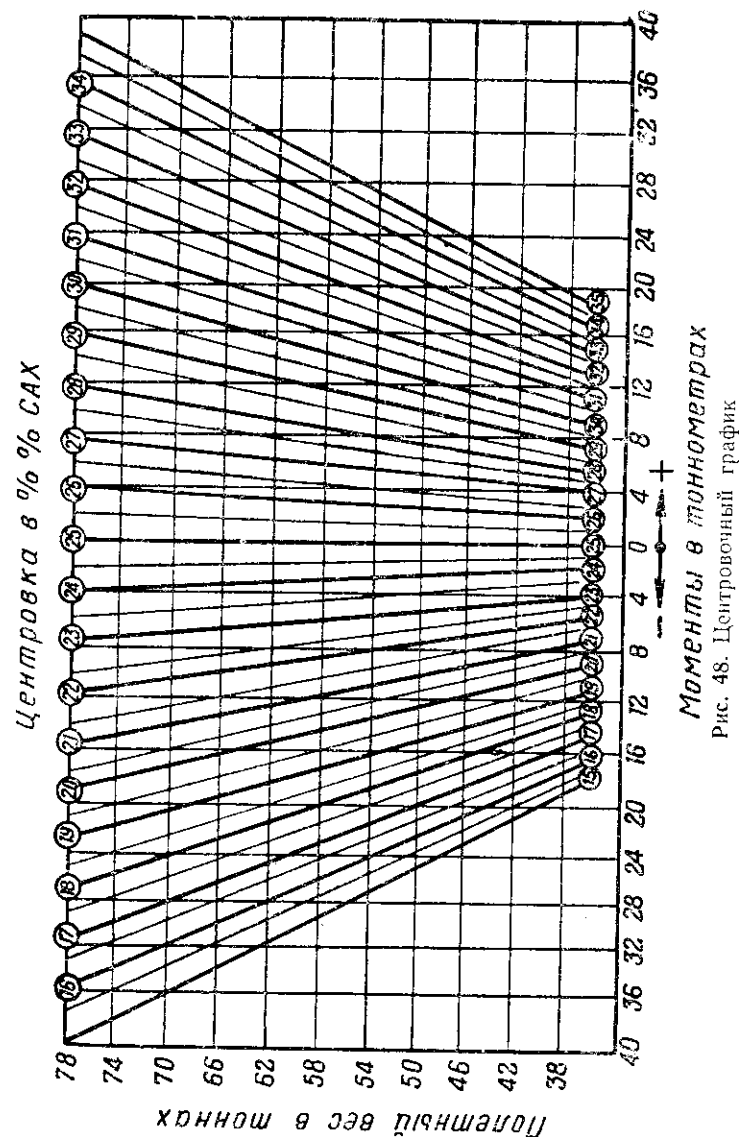


Рис. 48. Центровочный график

Пример. Определить центровку самолета в полете без груза при наличии топлива в III и IV группах баков.

Определим по таблице вес самолета и суммарный момент:

$$\begin{aligned} G &= G_{\text{пуст}} + G_{\text{эк}} + G_{\text{т}} = 36710 + 600 + 19260 = 56570 \text{ кг.} \\ M_{\text{сум}} &= M_{\text{пуст}} + M_{\text{эк}} + M_{\text{т}} + M_{\text{ш}} = \\ &= 17,35 - 0,53 + 0,31 - 31,8 + 3,23 = -11,44 \text{ тм.} \end{aligned}$$

По центровочному графику определим центровку, соответствующую $G = 56,5 \text{ т}$ и $M = -11,4 \text{ тм}$.

$$X = 21\% \text{ САХ.}$$

§ 3. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Продольной устойчивостью самолета называется способность его самостоятельно, без вмешательства летчика восстанавливать нарушенное продольное равновесие.

Предположим, что соответствующим отклонением руля высоты летчик уравнивает все силы и моменты, действующие на самолет в его плоскости симметрии, т. е. произвел продольную балансировку самолета. И пусть теперь вследствие какой-либо внешней причины это равновесие нарушено. Для того чтобы сделать заключение о дальнейшем поведении самолета, его устойчивости, следует знать, как изменятся силы и моменты при нарушении равновесия.

Как известно, действующие на самолет аэродинамические силы и моменты пропорциональны их коэффициентам и скоростному напору. Так, подъемная сила самолета $Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S$ пропорциональна коэффициенту подъемной силы c_y , величина которого определяется главным образом величиной угла атаки. Значение же $\frac{\rho V^2}{2}$ при постоянной высоте полета зависит только от скорости полета. Поэтому для суждения об изменении аэродинамических сил и моментов при нарушении равновесия необходимо знать изменение величин α и V .

Летная практика показывает, что самолет имеет свойство довольно быстро изменять угол атаки и сравнительно медленно изменять скорость полета. Так, в начале выхода из пикирования самолет способен за доли секунды

увеличить угол атаки в два — три раза и более, в то время как скорость за это же время практически не успевает измениться. Следовательно, в первый момент после нарушения режима полета необходимо обращать внимание главным образом на изменение угла атаки, скорость же при этом можно считать практически постоянной. С течением времени начнет изменяться скорость полета и, хотя угол атаки будет продолжать изменяться, интенсивность его изменения значительно уменьшится.

Свойство самолета быстро изменять угол атаки и сравнительно медленно изменять скорость полета навело на мысль о целесообразности рассматривать два вида продольной устойчивости самолета: устойчивость при постоянной скорости, называемую еще устойчивостью по перегрузке, и устойчивость при постоянном угле атаки, называемую устойчивостью по скорости.

Первый вид устойчивости имеет место вначале возмущенного движения, второй — проявляется с течением времени, когда основной перемещающей величиной становится скорость, а угол атаки играет подчиненную роль.

Прежде чем приступить к рассмотрению продольной устойчивости и управляемости самолета, ознакомимся с понятием аэродинамического фокуса, играющего большую роль в продольной устойчивости самолета и ее понимании.

1. Понятие о фокусе крыла и самолета

Существование фокуса крыла или самолета в целом было теоретически открыто академиком С. А. Чаплыгиным в работе «К общей теории крыла моноплана» (1922 г.).

Представим себе неподвижное крыло, обтекаемое воздушным потоком со скоростью V под некоторым углом атаки α , и покажем на этом крыле в некотором масштабе полную аэродинамическую силу Y_1 , соответствующую углу атаки α_1 .

Известно, что у обычных несимметричных профилей с увеличением угла атаки при неизменной скорости будет увеличиваться и полная аэродинамическая сила, а точка ее приложения — центр давления — перемещаться вперед. Если нанести на рассматриваемое крыло векторы

полных аэродинамических сил при различных углах атаки, то они будут выглядеть, как показано на рис. 49.

На этом рисунке увеличение угла атаки достигается не поворотом хорды крыла в пространстве, а изменением направления набегающего потока.

Если к подъемным аэродинамическим силам или их продолжениям провести огибающую, то мы получим кривую, форма которой близка к параболе. С. А. Чаплыгин теоретически доказал, что моменты всех аэродинамических сил относительно фокуса этой параболы F остаются постоянными и не зависят от угла атаки, т. е.

$$Y_1 \alpha F = Y_2 \delta F = Y_3 \epsilon F.$$

Именно поэтому огибающая кривая была названа им параболой устойчивости, а фокус этой параболы — фокусом крыла.

Таким образом, фокусом крыла или самолета называется точка, момент подъемных аэродинамических сил

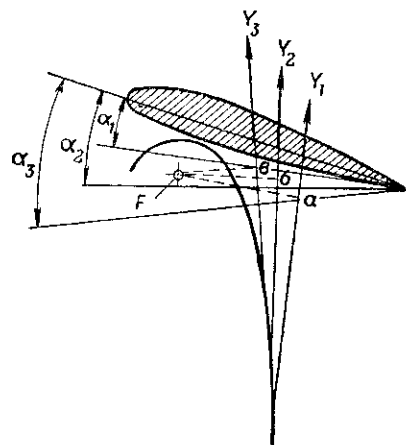


Рис. 49. К пояснению фокуса крыла

относительно которой не зависит от угла атаки при неизменной скорости. Фокус крыла может оказаться расположенным как на хорде крыла, так и не на ней; иногда он может располагаться даже вне крыла.

Фокусу можно дать и другое, более важное с точки зрения устойчивости самолета, определение. Пусть при некотором угле атаки аэродинамическая нагрузка выражена рас-

пределением давления, указанным на рис. 50.

Допустим, что при увеличении угла атаки крыла на величину $\Delta\alpha$ аэродинамическая нагрузка изменится (рис. 50, пунктирная линия). Найдем линию действия всей аэродинамической нагрузки, а только ее приращение ΔY . Поскольку наибольшее увеличение нагрузки имеет место в передней части профиля крыла, то там же

будет находиться и линия действия ΔY . За точку приложения приращения аэродинамических сил примем точку пересечения этой линии с хордой. Оказывается, что эта точка и является аэродинамическим фокусом крыла. Убедимся в этом.

Пусть при угле атаки α_1 относительно фокуса крыла действует момент M_1 . Этот момент можно рассматривать как произведение подъемной силы Y_1 на ее расстояние до фокуса (рис. 51).

При увеличении угла атаки на $\Delta\alpha$, т. е. до α_2 , мы получим прирост подъемной силы ΔY , а соответственно и новое значение подъемной силы $Y_2 = Y_1 + \Delta Y$. По определению фокуса момент относительно него (при неизменной скорости) не зависит от угла атаки. Это значит, что моменты подъемных сил Y_1 и Y_2 относительно фокуса должны быть равны.

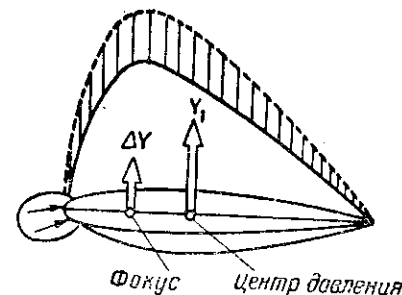


Рис. 50. К пояснению фокуса крыла

Из механики известно, что момент равнодействующей Y_2 относительно какой-либо точки равен сумме моментов составляющих сил $Y_1 + \Delta Y$ относительно той же точки. Равенство же моментов подъемных сил Y_1 и Y_2 будет иметь место только в том случае, если момент относительно фокуса будет равен нулю. Но поскольку сам прирост подъемной силы отличен от нуля, то равенство его момента нулю возможно лишь, когда прирост подъемной силы проходит через фокус.

Таким образом, фокусом крыла можно назвать точку приложения приращения подъемной силы ΔY , вызванного изменением угла атаки при постоянной скорости.

По положению фокус крыла может существенно отличаться от центра давления. Физически это объясняется тем, что положение центра давления определяется законом распределения аэродинамической нагрузки вдоль хорды крыла, а положение фокуса — законом распределения этой нагрузки при элементарном изменении угла

атаки (рис. 50). Законы эти разные. Положение фокуса крыла определяется формой профиля и не зависит ни от угла атаки в пределах летных углов, ни от скорости полета, когда сжимаемостью воздуха можно пренебречь. При больших скоростях полета фокус крыла смещается

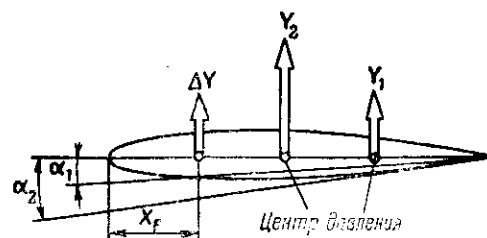


Рис. 51. К пояснению фокуса крыла как точки приложения прироста подъемной силы

назад, что объясняется постепенным сдвигом области разрежения на профиле к задней его кромке, т. е. обуславливается сжимаемостью воздуха.

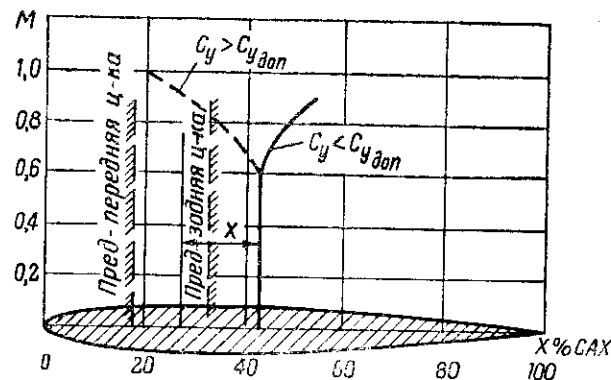


Рис. 52. Положение фокуса самолета в зависимости от числа M при различных C_y

Понятие фокуса самолета аналогично понятию фокуса крыла. Положение фокуса самолета определяется положением фокусов его частей (крыла, оперения, фюзеляжа и т. д.) и величиной приростов подъемных сил этих частей. Положение фокуса самолета Ту-16 в зависимости от числа M показано на рис. 52, из которого видно, что

фокус самолета на числах $M > 0,6—0,7$ начинает смещаться назад по хорде.

Если на больших числах M вывести самолет за пределы летных углов, т. е. на $\alpha > \alpha_{доп}$, то это приведет к смещению фокуса самолета вперед (рис. 52, пунктирная линия).

2. Продольная устойчивость самолета по перегрузке и связь ее с градиентом усилия по перегрузке

Устойчивость по перегрузке — одна из важнейших характеристик, определяющих пилотажные свойства самолета. Это способность самолета после воздействия внешнего возмущения самостоятельно, без вмешательства летчика возвращаться к исходному углу атаки, т. е. к перегрузке исходного режима полета. Из определения следует, что у устойчивого по перегрузке самолета при изменении угла атаки, а соответственно и перегрузки должны изменяться моменты так, что вызванный ими поворот самолета обеспечит исчезновение возникшей перегрузки.

Выясним условия, при которых самолет будет устойчив по перегрузке.

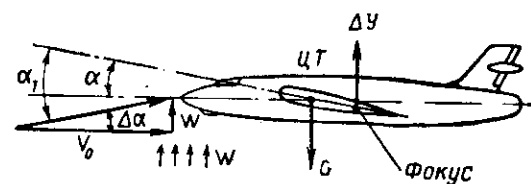


Рис. 53. Силы, действующие на самолет при попадании его в восходящий поток воздуха

Пусть на самолет, летящий в установившемся горизонтальном полете со скоростью V , действует вертикальный порыв ветра w (рис. 53). В результате сложения скорости набегающего потока V и скорости вертикального порыва w суммарная скорость потока, оставаясь по величине почти неизменной, повернется на угол $\Delta\alpha \cong \frac{w}{V}$,

а угол атаки увеличится до $\alpha_1 = \alpha + \Delta\alpha$. Увеличение угла атаки вызовет появление неуравновешенной дополнительной подъемной силы ΔY , приложен-

ной в фокусе самолета. Взаимно уравновешенные силы и моменты, действующие на самолет в горизонтальном полете, для упрощения чертежа нами не показаны.

Дальнейшее поведение самолета будет зависеть от расположения фокуса самолета относительно центра тяжести. Пусть ЦТ находится впереди фокуса самолета. Тогда под действием приращения подъемной силы ΔY на самолет начнет действовать дополнительная перегрузка $\Delta n = \frac{\Delta Y}{G}$ и самолет начнет подниматься с ускорением

$$j = \frac{\Delta Y}{m} = \frac{\Delta Y}{G} g = g \Delta n.$$

Кроме поступательного перемещения вверх, самолет будет поворачиваться относительно ЦТ, так как приложенное в фокусе приращение подъемной силы ΔY создаст пикирующий момент.

$$\Delta M_z = \Delta Y (x_F - x_{ЦТ}) = \Delta Y x_0,$$

где $x_0 = x_F - x_{ЦТ}$ — расстояние между центром тяжести и фокусом самолета.

Под действием сил ΔY и ΔM_z самолет одновременно с подъемом опускает нос, что приводит к уменьшению угла атаки. Вследствие этого начнут уменьшаться ΔY , ΔM_z и прирост перегрузки Δn и, когда Δn станет равным нулю, ΔY , ΔM_z и Δn исчезнут. Однако в этот момент самолет по инерции будет продолжать подниматься и опускать нос, что даст отрицательный прирост угла атаки $\Delta \alpha$, направленную вниз, силу ΔY и момент на кабрирование. Под действием ΔY и ΔM_z самолет начнет замедлять подъем и опускание носа, а затем начнет опускаться вниз, поднимая нос вверх, и т. д. Совершив несколько колебаний вверх и вниз, самолет восстановит исходный угол атаки и вернется к исходному равновесию сил и моментов. Описанных выше колебаний может и не быть, если уже при первом броске прирост угла атаки исчезнет без перемены знака.

При расположении центра тяжести позади фокуса самолета увеличение угла атаки приводит к появлению кабрирующего момента, под действием которого $\Delta \alpha$ возрастает еще больше. Самолет будет увеличивать угол атаки и перегрузку, пока не свалится на крыло или не разрушится от большой перегрузки.

Таким образом, устойчивость самолета по перегрузке определяется исключительно взаимным расположением центра тяжести и фокуса самолета.

1 Самолет устойчив по перегрузке, если его центр тяжести расположен впереди фокуса и, наоборот, устойчивостью по перегрузке не обладает, если центр тяжести расположен позади фокуса.

Мерой устойчивости по перегрузке служит x_0 — величина расстояния между фокусом и центром тяжести самолета. Чем больше x_0 , тем больше восстанавливающий момент $\Delta M_z = \Delta Y x_0$ и тем быстрее восстанавливается исходный угол атаки. При уменьшении величины x_0 устойчивость самолета уменьшается и, наконец, при $x_0 = 0$, т. е. когда центр тяжести совпадает с фокусом, самолет становится нейтральным.

Центровка, при которой центр тяжести совпадает с фокусом самолета, называется нейтральной, или критической. Для самолета Ту-16 она составляет 42,3% САХ. Если же центровка больше нейтральной (более задней), то самолет становится неустойчивым по перегрузке, что, конечно, недопустимо.

Поэтому при проектировании конструктор должен компоновать самолет так, чтобы при всех вариантах загрузки центр тяжести находился впереди фокуса, т. е. чтобы самолет имел запас центровки на устойчивость, исходя из которого и назначается предельно задняя центровка. Сопоставлением результатов многочисленных экспериментов по определению продольной устойчивости самолетов с отзывами летчиков установлено, что с точки зрения пилотирования запас центровки на устойчивость для тяжелых машин должен быть не менее 10% САХ (рис. 54).

Предельно задняя центровка самолета Ту-16 составляет 32,3% САХ. Из сказанного следует, что понятие предельно задняя центровка связано с обеспечением некоторой минимально допустимой степени статической устойчивости. Соображения о выборе наиболее целесообразной предельно передней центровки изложены ниже.

Рассмотрим связь, существующую между устойчивостью по перегрузке и управляемостью самолета.

Допустим, летчик решил произвести вертикальный маневр. Для этого, взяв штурвал на себя, он создает кабрирующий момент $\Delta M_{z_{кабр}}$, увеличивающий угол атаки

на $\Delta\alpha$. В этом случае за счет увеличения угла атаки подъемная сила получит приращение ΔY , приложенное в фокусе самолета и создающее пикирующий момент

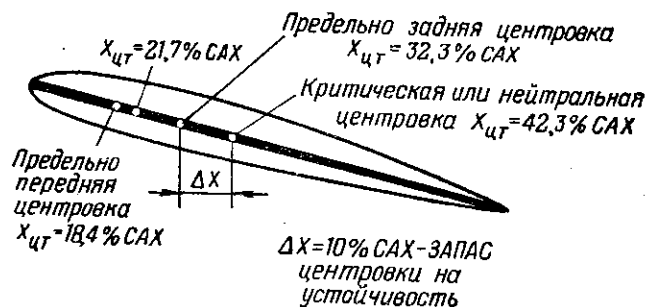


Рис. 54. Предельные центровки самолета

$\Delta M_{z_{\text{пик}}}$, который препятствует самолету увеличивать угол атаки (рис. 55).

Из рисунка видно, что чем больше расстояние между фокусом самолета и его центром тяжести x_0 , тем больше противодействующий вращению момент и тем большее усилие должен приложить летчик к штурвалу для создания одного и того же значения ΔY . Так как дополнительная перегрузка

$$\Delta n = \frac{\Delta Y}{G},$$

то чем больше x_0 , тем большее дополнительное (по сравнению с исходным) усилие ΔP следует приложить к штурвалу, чтобы получить прирост перегрузки на Δn .

Управляя самолетом, летчик ощущает в основном величину усилия на штурвале и величину перегрузки. Поэтому при оценке управляемости самолета он исходит из того, какое дополнительное усилие ΔP следует приложить к штурвалу для увеличения перегрузки на Δn . Таким образом, характеристикой управляемости самолета является величина $\frac{\Delta P}{\Delta n}$, называемая градиентом усилия по перегрузке.

По величине градиента усилия по перегрузке летчик судит об управляемости самолета. При малом значении

$\frac{\Delta P}{\Delta n}$ машина легка в управлении и, наоборот, при большом значении $\frac{\Delta P}{\Delta n}$ машина в управлении тяжела. Так как большему значению x_0 соответствует и большее значение градиента усилия по перегрузке, то чем больше устойчивость по перегрузке, тем более тяжелым в управлении

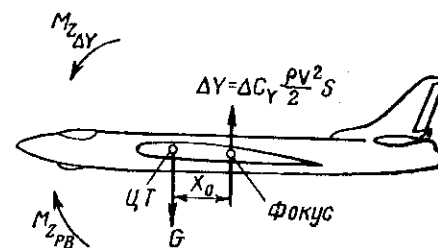


Рис. 55. Схема сил и моментов, действующих на самолет при отклонении руля высоты

становится самолет. Для маневренных самолетов величина $\frac{\Delta P}{\Delta n}$ должна быть равна 5—10 кг, а для тяжелых — 30—100 кг.

Необходимость получения градиента усилия по перегрузке различной величины диктуется тактико-техническими требованиями, предъявляемыми к различным типам самолетов. Так для истребителя, который должен иметь отличную маневренность, т. е. должен летать с большими перегрузками, требуется малая величина градиента усилия, в противном случае летчик не сможет создать большую перегрузку. Бомбардировщик рассчитан на меньший запас прочности, чем истребитель; большие перегрузки для него опасны, а потому на него устанавливается тяжелое управление, чтобы летчик случайным движением не смог получить большую перегрузку и не разрушил машину.

Величина градиента усилия по перегрузке самолета Ту-16 для различных чисел M (скоростей полета), высот и центровок показана на рис. 56.

Увеличение градиента усилия по перегрузке с ростом скорости (числа M) и уменьшением высоты полета объ-

ясняется ростом скоростного напора $\frac{\rho V^2}{2}$, приводящего к увеличению величины приращения подъемной силы

$$\Delta Y = \Delta c_y \frac{\rho V^2}{2} S,$$

а следовательно, и к увеличению пикирующего момента ΔM_z , величину которого летчик должен преодолеть на штурвале (рис. 55).

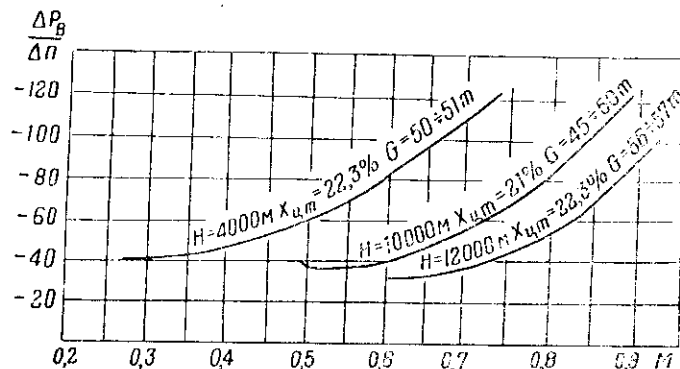


Рис. 56. Изменение градиента усилия по перегрузке при различных числах M

На больших числах M наблюдается более интенсивный рост величины градиента усилия по перегрузке, так как смещение фокуса самолета назад увеличивает x_0 и ΔM_z . Так, при $M=0,9$ и $X_{\text{ц.т.}}=21\%$ САХ на $H=10000 \text{ м}$ величина $\frac{\Delta P}{\Delta n}$ достигает 120–130 кг, т. е. самолет в управлении становится тяжелым.

Влияние центровки самолета на величину градиента усилия по перегрузке показано на рис. 57. Смещение центра тяжести самолета, например вперед, приводит к увеличению расстояния между ЦТ и фокусом самолета x_0 , пикирующего момента ΔM_z и величины градиента усилия по перегрузке $\frac{\Delta P}{\Delta n}$.

В заключение коротко остановимся на вопросе выбора предельно передней центровки самолета.

Выше мы убедились в том, что чем больше вынесено вперед положение центра тяжести относительно фокуса, тем тяжелей машина в управлении. Уже одно это обстоятельство не позволяет сильно выносить центр тяжести вперед. Однако тут возникает и другое обстоятельство, связанное не с усилиями на штурвале, а с предельным

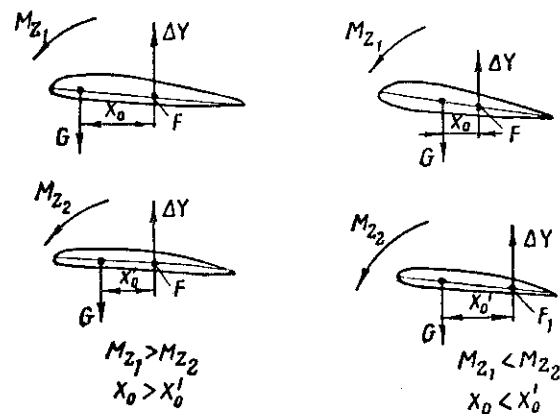


Рис. 57. К пояснению влияния центровки и числа M на величину градиента усилия по перегрузке

отклонением руля высоты, отклонение которого на угол больше 25–30° приводит к срыву потока на оперении.

Известно, что при полете на большой скорости для перехода с одного режима на другой требуется малое отклонение руля, хотя усилие на штурвале при этом может быть и большим. На малой же скорости, наоборот, при сравнительно малых усилиях на штурвале отклонение руля большое. Это особенно заметно при посадке самолета, когда скорость полета мала и летчик должен увеличивать c_y до $c_{y_{\text{пос}}}$.

При посадке самолета летчик, беря штурвал на себя, увеличивает угол атаки и тем самым создает момент на кабрирование. С увеличением угла атаки в фокусе самолета появляется прирост подъемной силы ΔY , создающий пикирующий момент, который препятствует выходу самолета на посадочные углы атаки. Нетрудно представить себе, что чем больше будет вынесен вперед центр тяжести самолета, тем большим будет и этот препятст-

вующий момент. В связи с большим ходом руля при полете на малой скорости может оказаться, что для вывода самолета на посадочный угол атаки предельного отклонения руля высоты будет недостаточно. Поэтому предельно переднее положение центра тяжести необходимо установить таким, чтобы полного отклонения руля высоты хватало для выполнения нормальной посадки (обычно устанавливается еще некоторый запас отклонения руля).

Исходя из условия полного отклонения руля для выполнения нормальной посадки эксплуатационная центровка самолета Ту-16 составляет 21,7% САХ. Однако на самолете разрешается выполнение посадки и при более передних центровках, вплоть до 18,4% САХ. При этом летчик должен помнить, что каждый процент уменьшения центровки от 21,7% САХ ведет к необходимости увеличения посадочной скорости на 8—10 км/ч.

Предельно передняя центровка самолета при взлете назначается из условия обеспечения взлетного угла атаки 8° и составляет 20% САХ.

3. Устойчивость самолета по скорости

Устойчивостью самолета по скорости называется его способность самостоятельно, без вмешательства летчика сохранять заданную скорость полета.

Пусть самолет, находящийся в состоянии равновесия и летящий в спокойной атмосфере, входит в поток, движущийся ему навстречу со скоростью w . Очевидно, самолет не может мгновенно изменить свою скорость движения относительно земли, и в первый момент его скорость относительно воздуха возрастает на величину $\Delta V = w$. Изменение скорости может сопровождаться некоторым изменением и угла атаки, что в общем случае вызовет изменение аэродинамических сил и моментов.

Допустим, что в рассматриваемом нами примере с увеличением скорости полета подъемная сила увеличится и станет больше веса самолета. Тогда появившийся избыток подъемной силы ΔY вызовет искривление траектории полета самолета вверх, что приведет к уменьшению скорости. Таким образом, в рассматриваемом случае самолет возвратится к прежней скорости, что характеризует его устойчивость по скорости.

Уменьшение скорости (например, при входе в попутный ветер) у устойчивого самолета сопровождается уменьшением подъемной силы и, следовательно, искривлением траектории его полета вниз. При снижении самолета скорость начнет увеличиваться, стремясь возвратиться к скорости исходного режима.

Таким образом, для устойчивого по скорости самолета необходимо, чтобы увеличение скорости сопровождалось возрастанием подъемной силы, а уменьшение скорости — падением подъемной силы, т. е. критерием устойчивости по скорости может быть величина отношения $\frac{\Delta Y}{\Delta V}$. При $\frac{\Delta Y}{\Delta V} > 0$ самолет устойчив по скорости, при $\frac{\Delta Y}{\Delta V} < 0$ самолет по скорости неустойчив.

Возвращение на заданную скорость устойчивый по скорости самолет совершает посредством ряда колебательных затухающих движений с периодом колебания T , численно равным примерно $0,45V$ сек. При скорости полета $V = 150$ м/сек или 540 км/ч время одной волны

$$T = 0,45V = 0,45 \cdot 150 = 67,5 \text{ сек},$$

а длина одной волны

$$L = T \cdot V = 67,5 \cdot 150 = 10\,000 \text{ м}.$$

Отсюда следует, что колебания самолета протекают медленно и волна получается большой протяженности в отличие от колебаний самолета при изменении угла атаки и постоянной скорости. Естественно, что практически летчик никогда не будет ждать, пока большие колебания затухнут сами по себе. Он вмешается в управление и сразу же ликвидирует колебания самолета.

При рассмотрении условий устойчивости самолета по скорости $\frac{\Delta Y}{\Delta V} > 0$ может показаться, что при увеличении скорости полета подъемная сила $Y = c_y \rho \frac{V^2}{2} S$ будет возрастать (поскольку она пропорциональна квадрату скорости) и самолет всегда устойчив по скорости. Однако это не так. Подъемная сила зависит не только от скорости, но и от коэффициента подъемной силы. Бывает, что увеличение скорости сопровождается приростом пикиру-

ющего момента (последнее может быть обусловлено изменением распределения давления по крылу из-за сжимаемости воздуха, упругими деформациями конструкции и др.). Образовавшийся пикирующий момент может настолько уменьшить угол атаки, что подъемная сила, несмотря на увеличение скорости, уменьшится. В этом случае траектория полета самолета все больше и больше искривляется вниз, скорость возрастает, самолет затягивает в пикирование. Очевидно, такое поведение самолета характеризует его неустойчивость по скорости.

Выше было выяснено, что на устойчивом по скорости самолете увеличение скорости должно сопровождаться приростом подъемной силы. Следовательно, если летчик увеличит скорость полета, то для сохранения прямолинейного горизонтального полета он будет вынужден уменьшить угол атаки отклонением штурвала от себя. Увеличение отклонения штурвала от себя при увеличении скорости полета вызовет возрастание давящих усилий. Таким образом, об устойчивости по скорости летчик может судить по изменению усилий на штурвале или отклонению руля высоты с изменением скорости при сохранении прямолинейности полета в горизонтальной плоскости.

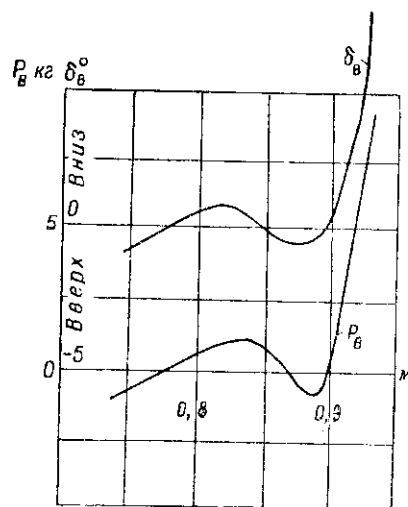


Рис. 58. Балансировочные кривые самолета Ту-16

Графики изменения отклонения руля высоты и усилий на штурвале в зависимости от скорости полета (числа M) называются балансирующими кривыми.

Балансировочные кривые самолета Ту-16, полученные в прямолинейном полете на высоте 11 500 м при максимальном газе до числа $M = 0,93$ и при $n = 1,0$, представлены на рис. 58. Положение триммера руля высоты при этом было постоянным, шасси и закрылки убраны, центровка

21,5% САХ. Давящие усилия и отклонения штурвала от себя принято считать положительными, а тянущие усилия и отклонения штурвала на себя — отрицательными.

Из рассмотрения балансирующих кривых видно, что до чисел $M = 0,83$ самолет по скорости устойчив, так как увеличение скорости полета (числа M) приводит к росту давящих усилий на штурвале. С увеличением скорости выше $M = 0,83$ для сохранения прямолинейности полета летчик вынужден уменьшать давящие усилия и отклонения руля высоты вниз. Это говорит о появлении неустойчивости по скорости и слабого затягивания в пикирование. Проявление неустойчивости по скорости объясняется возникновением скачков уплотнения на верхней поверхности концов крыла, что приводит к росту подъемной силы концов крыльев и появлению пикирующего момента. Под действием пикирующего момента угол атаки уменьшается с такой интенсивностью, что, несмотря на возрастание скорости, подъемная сила падает.

Неустойчивость по скорости на самолете Ту-16, проявляемая в небольшом диапазоне чисел $M = 0,83—0,87$, выражена слабо и не представляет больших затруднений для летчика. Уменьшение усилий на штурвале в этом диапазоне чисел M достигает 20 кг.

При числах M более 0,87 самолет Ту-16 вновь становится устойчивым по скорости, причем даже больше, чем на малых скоростях. Повышение устойчивости по скорости связано с образованием и развитием скачка уплотнения на нижней поверхности концов крыла, что приводит к падению подъемной силы концов крыла и появлению кабрирующего момента. Кроме того, чтобы удерживать самолет в горизонтальном полете ($Y = G$), необходимо уменьшение подъемной силы на концах крыльев компенсировать увеличением ее в центре крыла. В связи с этим c_u в центральных сечениях возрастают, что приводит к увеличению скачка потока за крылом, а последнее вызывает увеличение кабрирующего момента горизонтального оперения. Поэтому-то при числах $M > 0,87$ мы и наблюдаем весьма интенсивный рост давящих усилий на штурвале, что свидетельствует об устойчивости самолета по скорости.

Таким образом, если самолеты с прямыми крыльями на больших числах M затягивает в пикирование, в связи с чем они имеют ограничение $V_{\max}$ по предельному зна-

чению числа $M_{\text{пред}}$, то самолеты со стреловидным крылом, наоборот, на больших числах M стремятся кабрировать и для поддержания скорости требуют больших давящих усилий. Так, увеличение скорости полета самолета Ту-16 более 0,9 на высотах до 10 000 м приводит к тому, что усилия на всех рулях достигают чрезмерно больших величин и самолет становится практически неуправляем. Все это вызывает необходимость вводить ограничение максимальной скорости по предельному значению числа $M_{\text{пред}}$. Для самолета Ту-16 предельное число M равно 0,9.

В заключение отметим влияние центровки и высоты полета на величину усилий на штурвале в зависимости от числа M при определенном положении триммера. Изменение центровки самолета перемещает кривую усилия на штурвале: вверх — при перемещении центра тяжести назад (так как это добавляет кабрирующий момент и к штурвалу приходится прикладывать большие давящие усилия); вниз — при перемещении центра тяжести вперед. При увеличении высоты полета физическая картина изменения усилий на штурвале по числу M сохраняется такой же, но величина ощущаемых летчиком усилий становится меньше за счет уменьшения плотности воздуха с высотой, а следовательно, и уменьшения скоростного напора. Изменение положения триммера приводит к изменению наклона кривой усилия на штурвале по числу M . Кривая изменения усилий на штурвале самолета Ту-16 приведена на рис. 59. До $M=0,72$ усилие на штурвале получено при отклонении триммера вниз на $\tau_{\text{тр}} = 1,1^\circ$. Затем отклонением триммера вверх до $\tau_{\text{тр}} = -0,3^\circ$ нагрузка уменьшена до 4 кг.

§ 4. ОСОБЕННОСТИ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

К особенностям продольной устойчивости и управляемости самолета Ту-16 отнесем изменения в его поведении, обусловленные выпуском и уборкой закрылков, полетом самолета на числах $M > 0,9$ и на c_y , превышающих допустимые значения ($c_y > c_{y_{\text{доп}}}$).

Выпуск закрылков. Выпуск закрылков приводит к смещению центра давления назад и появлению у самолета тенденции к переходу на пикирование. Для удержания

самолета требуется значительное усилие на штурвале, достигающее до 25—28 кг. Поэтому при выпуске закрылков необходимо балансировать самолет с помощью триммера взятием штурвальчика триммера на себя.

При уборке закрылков появляется кабрирующий момент, легко снимаемый триммером руля высоты.

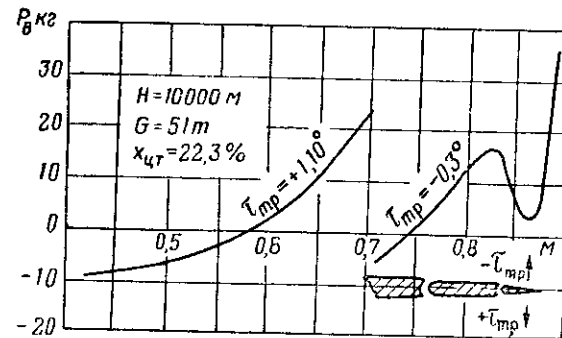


Рис. 59. Кривая изменения усилий на штурвале от руля высоты в зависимости от числа M и положения триммера

Выпуск и уборку закрылков необходимо производить в два — три приема, чтобы убедиться в синхронном ходе закрылков обеих плоскостей. Несинхронный ход закрылков недопустим, так как приводит к нарушению поперечного и путевого равновесия самолета (накренение, разворот).

Полет самолета на $M > 0,9$. Увеличение скорости полета более $M=0,9$ на высотах менее 10 000 м недопустимо, так как усилия на всех рулях достигают чрезмерно больших величин и самолет становится практически неуправляемым.

Достижение и превышение числа $M=0,9$ на самолете Ту-16 возможно только на режимах снижения, выполняемых на высотах 10 000—13 000 м для осуществления противозенитных маневров. Для получения числа $M=0,94—0,95$ необходима скорость снижения 45—50 м/сек при максимальной тяге двигателей; самолет при этом должен быть сбалансирован триммерами на $M=0,91$. Снижение с вертикальной скоростью до 50 м/сек при полностью убранном газе увеличивает число M только до 0,93. Разгон самолета до чисел $M=0,94—0,95$ характеризуется

увеличением устойчивости по скорости и большими давящими усилиями (до 100 кг), которые и представляют основную трудность в пилотировании самолета.

При этих числах M особенно сложен и опасен вывод самолета из снижения, так как даже ослабление давящих усилий приводит к интенсивному выходу его из снижения с перегрузкой $n_y = 1,5\text{--}1,7$. Опасность заключается в том, что самолет при таком выходе легко достигает $C_y > C_{y_{доп}}$. Так, при числах $M = 0,94\text{--}0,95$ допустимый коэффициент подъемной силы $C_{y_{доп}} < 0,5$, а перегрузка в начале тряски $n = 1,5\text{--}1,7$. Поэтому при выводе из снижения на $M = 0,94\text{--}0,95$ по прибору с рулем высоты, отклоненным вниз на $4\text{--}5^\circ$, и давящими усилиями около 60 кг самолет выходит на режим тряски.

В связи с этим вывод самолета из снижения при $M > 0,9$ необходимо производить плавным ослаблением давящих усилий так, чтобы перегрузка $n_y = 1,3\text{--}1,4$ достигалась не быстрее чем за $4\text{--}5$ сек. Затем по мере уменьшения скорости полета и появления тянущих усилий триммер необходимо перемещать на кабрирование, что приведет к уменьшению тянущих усилий и к более интенсивному выводу самолета из снижения.

Вывод самолета из снижения в горизонтальный полет протекает довольно медленно, и потеря высоты составляет 500—700 м. Для увеличения торможения самолета перед выводом или в процессе вывода целесообразно снизить число оборотов двигателей до минимума. Тогда скорость будет гаситься более интенсивно и вывод получится более плавным.

Необходимо помнить, что в процессе уменьшения числа оборотов двигателей создается небольшой пикирующий момент, вызываемый резким ослаблением подсаживающего эффекта струй реактивных двигателей (рис. 60).

Выход самолета на $C_y > C_{y_{доп}}$. Характерной особенностью продольной устойчивости самолета Ту-16 является то обстоятельство, что на $C_y > C_{y_{доп}}$ самолет становится по перегрузке неустойчивым, т. е. при углах атаки, больших допустимых, фокус самолета начинает перемещаться вперед, к центру тяжести (рис. 52). Это приводит к тому, что вначале самолет становится нейтральным, а затем даже неустойчивым. Так, самолет Ту-16 при эксплуатационных центровках на $M = 0,88\text{--}0,9$ стано-

вится практически нейтральным при $C_y \cong 0,6$, что соответствует углам атаки $\alpha = 7\text{--}8^\circ$.

У самолета Ту-16, несмотря на то, что на этих числах M при $C_y < C_{y_{доп}}$ градиент усилия по перегрузке большой, переход на $C_y > C_{y_{доп}}$ приводит к резкому уменьшению градиента по перегрузке, т. е. нагрузка от руля высоты резко уменьшается и самолет может легко выйти на режим тряски и даже свалиться на крыло. Поэтому летчик должен всегда помнить, что резкое увеличение угла

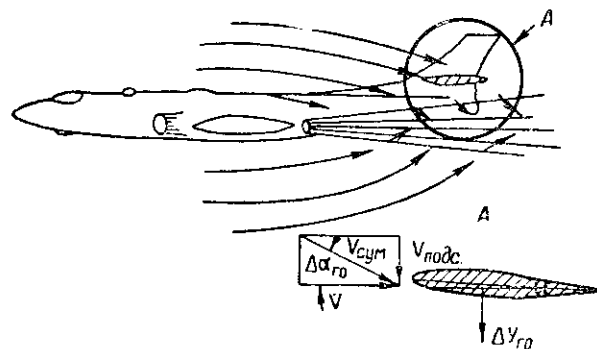


Рис. 60. Схема подсаживающего воздействия струй двигателей на окружающий поток

тангажа интенсивным взятием штурвала на себя на всех скоростях может привести к выходу на режим, неустойчивый по перегрузке, а на больших скоростях полета (числах $M > 0,75\text{--}0,8$) и к временной потере управляемости.

Рассмотрим физическую причину возникновения продольной неустойчивости самолета при создании перегрузки и причину появления временной потери управляемости.

Главная причина возникновения неустойчивости по перегрузке заключается в том, что увеличение угла атаки в случае превышения $\alpha_{доп}$ приводит, с одной стороны, к возникновению и развитию срыва потока на концах стреловидного крыла с ростом перегрузки, а с другой, — к увеличению аэродинамической нагрузки в центральной части крыла. В результате указанного изменения картины обтекания точка приложения результирующей подъемной силы крыла смещается вперед, что вызывает возникновение аэродинамического момента на кабрирова-

ние. Кроме того, большая подъемная сила в центральной части крыла вызывает большой снос потока у оперения, а это в свою очередь дает приращение момента на кабрирование.

Увеличению кабрирующего момента способствует упругая деформация концов крыла, и особенно деформация проводки управления элеронами, что приводит к одновременному поднятию обоих элеронов вверх (к так называемому «всплыванию» элеронов). Всплывание обоих

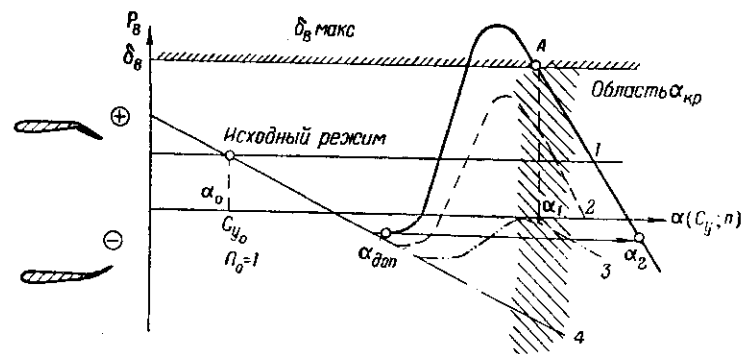


Рис. 61. Зависимость отклонения руля высоты от угла атаки для самолетов с различными характеристиками их продольной устойчивости и управляемости по перегрузке при $M = \text{const}$

элеронов вверх при выходе самолета на большие углы атаки подобно действию отклоненного вверх руля высоты. Это явление дополнительно к концевому срыву увеличивает неравномерность распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла. Наличие большого кабрирующего момента у самолета при $\alpha > \alpha_{доп}$ обуславливает появление зоны продольной неустойчивости.

Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к распространению срыва потока и на центральную часть крыла.

Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла вновь становится более равномерным, точка приложения результирующей подъемной силы смещается назад и самолет снова становится устойчивым при увеличении угла атаки.

Случай наличия зоны неустойчивости самолета в области больших углов атаки схематически показан на рис. 61.

Кривые на рисунке показывают зависимость величины отклонения руля высоты или усилия от него на штурвале, необходимые для уравнивания самолета по аэродинамическим моментам при различных величинах угла атаки, C_y или перегрузки. Скорость полета при выполнении таких маневров условно считается постоянной.

Рассмотрим поведение и управляемость самолета с характеристиками устойчивости, представленными кривой 1. Положим, что полет происходит горизонтально, прямолинейно, в спокойной атмосфере (т. е. «без болтанки») и характеризуется величинами α_0 , C_{y0} и $n_0=1$. Самолет в исходном режиме полета устойчив. Если, сохраняя неизменным исходное число M полета, летчик станет выполнять маневры (например: вираж, спираль, горку) с постепенно нарастающей перегрузкой, то соответственно ее росту будут расти угол атаки и C_y . При этом самолет будет сохранять устойчивость до достижения величины $\alpha = 1,2\alpha_{доп}$, так как до $1,2\alpha_{доп}$ для увеличения перегрузки летчику необходимо увеличивать угол отклонения руля высоты вверх и тянущие усилия на штурвале, т. е. препятствовать восстанавливающему моменту.

При $\alpha > \alpha_{доп}$, если летчик дальше не станет менять усилия и отклонения руля высоты, самолет будет самостоятельно и интенсивно увеличивать α , C_y , перегрузку и перейдет в режим балансировки при α_2 во второй области устойчивости. При этом предполагается, что критический по сваливанию угол атаки еще не достигнут. В действительности $\alpha_{кр}$ может быть меньше α_2 .

Допустим, что после выхода самолета на $\alpha \approx \alpha_1$ летчик вмешался в управление и отклонил руль высоты вниз. Самолет с характеристиками типа кривой 1 даже при полном отклонении штурвала от себя не возвратится в область нормальных углов атаки, а сбалансируется в режиме α_1 (A). Это является следствием того, что кабрирующие моменты, возникающие при большой неустойчивости самолета, превышают по абсолютной величине момент на пикирование, развиваемый полным отклонением руля высоты вниз, т. е. имеет место потеря управляемости самолета.

Самолет с характеристиками, представленными на рис. 61 кривыми 2 и 3, отличается от рассмотренного тем, что имеет меньшую неустойчивость и момент от полного отклонения руля высоты вниз по абсолютной величине

превышает кабрирующий момент от неустойчивости, т. е. управляемость самолета на больших углах атаки не теряется. Кривая 4 представляет самолет, имеющий хорошую продольную устойчивость по перегрузке во всем диапазоне углов атаки.

В ходе рассуждений мы условно считали, что в процессе самопроизвольного заброса самолета на большие углы атаки число M остается постоянным. В действительности же на больших углах атаки оно будет быстро уменьшаться.

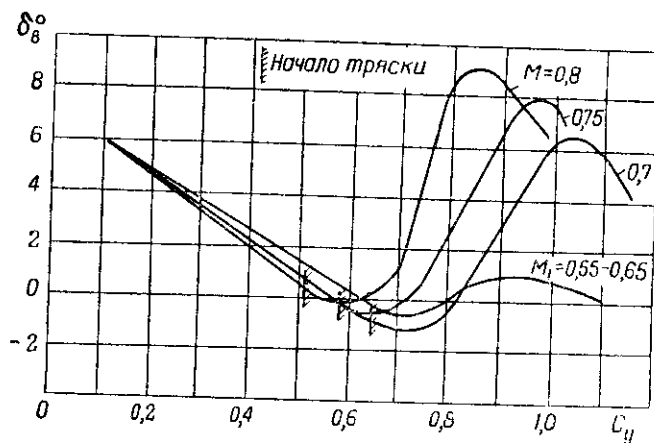


Рис. 62. Балансировочные кривые самолета со стреловидным крылом для различных чисел M

На рис. 62, на котором показано влияние числа M на характеристики устойчивости и управляемости самолета, видно, что при $M=0,5-0,6$ степень неустойчивости невелика. Увеличение числа M до 0,7 и более приводит к резкому возрастанию степени продольной неустойчивости самолета. Для парирования кабрирующих моментов, возникающих у самолета при выводе его за пределы $C_{y\text{доп}}$, возрастает величина отклонения руля, потребная для вывода самолета на эксплуатационные углы атаки.

Так, в случае выхода на $C_y=0,85$ при $M=0,8$ для вывода самолета на эксплуатационные углы атаки требуется отклонить руль высоты вниз на угол примерно 9° .

Если фактическое отклонение руля с учетом деформаций проводки управления окажется меньше этого значе-

ния (например, будет равно 8°), то вывести самолет на эксплуатационные углы атаки не представляется возможным, так как пикирующий момент от отклоненного руля меньше кабрирующего из-за неустойчивости самолета. В этом случае самолет самопроизвольно перейдет на большие углы атаки, попадет во вторую устойчивую ветвь балансировочной кривой ($C_y > 0,85$) и останется на ней, не имея возможности уменьшить угол атаки, т. е. произойдет временная потеря управляемости.

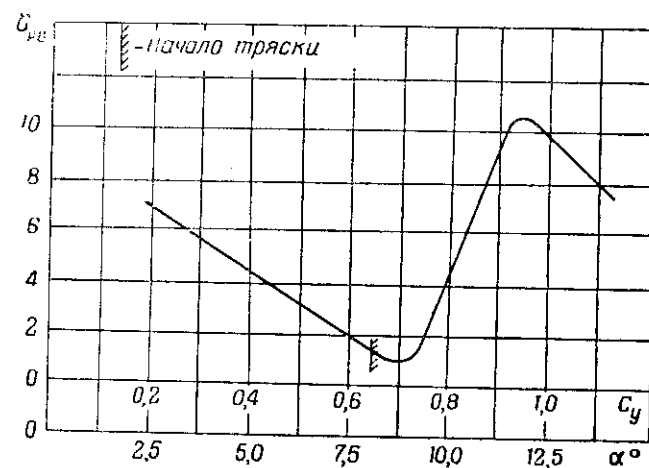


Рис. 63. Балансировочная кривая самолета Ту-16

Величины C_y , соответствующие второй устойчивой ветви балансировочной кривой, значительно больше, чем $C_{y\text{н}}$, поэтому возникает перегрузка $n_y > 1$ и траектория полета самолета начинает искривляться вверх. Набирая высоту, самолет будет терять скорость, что приведет к уменьшению числа M полета, степени неустойчивости самолета и деформации проводки управления. В результате момент на пикирование от отклоненного вниз руля высоты превысит кабрирующие моменты от неустойчивости и самолет возвратится на эксплуатационные углы атаки.

Балансировочная кривая, построенная для самолета Ту-16 весом $G=60-70$ т и центровки 28% САХ на высоте $H=11\,000-12\,000$ м при $M=0,75$ (рис. 63), показывает, что при выводе самолета на большие углы атаки

($C_y=0,9-1,1$) возможен случай временной потери управляемости и самопроизвольного увеличения перегрузки, когда полного отклонения штурвала от себя (что с учетом деформации проводки управления соответствует отклонению руля высоты вниз примерно на $10,5^\circ$) недостаточно для парирования кабрирующих моментов из-за неустойчивости.

Случай временной потери управляемости и самопроизвольного увеличения перегрузки самолета Ту-16

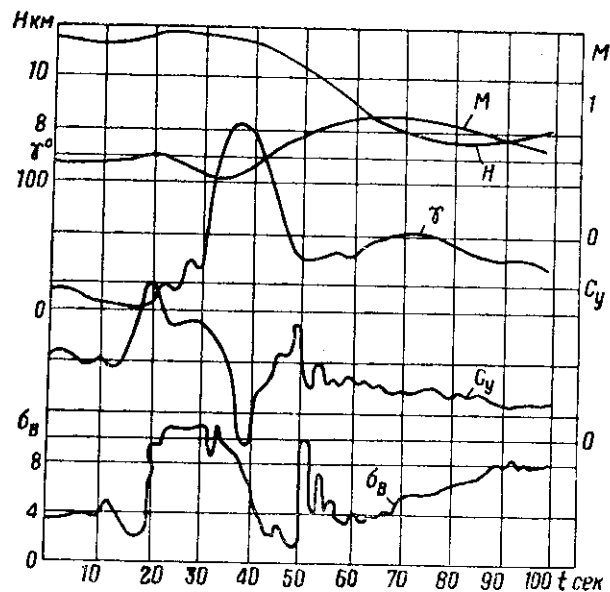


Рис. 64. Пример временной потери управляемости самолета

($G=50$ т) имел место при летных исследованиях устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки. Взятие штурвала на себя с задержкой в этом положении около 3 сек при числе $M=0,6$ привело к выходу самолета на режим срывной тряски при перегрузке $n_y=1,7-1,8$ (рис. 64). В дальнейшем, несмотря на отдачу штурвала полностью от себя (что с учетом деформаций в проводке управления соответствует отклонению руля высоты вниз примерно на $10,5^\circ$), перегрузка возросла до $n \approx 2,0$ и самолет находился на больших углах ата-

ки ($C_y=1,2-0,8$) в течение 13 сек (с 20-й по 33-ю), после чего произошло его сваливание с полупереворотом на спину ($\gamma=140^\circ$).

§ 5. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Характерной особенностью бокового движения самолета является то, что здесь движение самолета уже нельзя рассматривать изолированно относительно оси OY или OX , как это делалось, когда мы занимались продольной устойчивостью и управляемостью. Причина этого заключается в том, что продольные движения (относительно оси OZ) происходят в плоскости симметрии самолета и при нарушении равновесия относительно оси OZ не нарушается равновесие относительно других осей. При боковых движениях этого не наблюдается, так как нарушение равновесия относительно продольной оси самолета вызовет нарушение равновесия и относительно вертикальной оси. Действительно, если в режиме горизонтального полета возникнет крен (поворот самолета относительно оси OX), то появится и скольжение (поворот относительно оси OY), так как равнодействующая подъемной силы и силы веса направленная в сторону начнет искривлять траекторию полета самолета в сторону опущенного крыла. При возникновении у самолета скольжения появится крен. Таким образом, на практике раздельных движений крена и скольжения не наблюдается, они всегда сопутствуют друг другу. Однако для упрощения обычно эти движения разделяют и рассматривают в отдельности.

В связи с подобным разделением движений сложились два понятия: путевая и поперечная устойчивость и управляемость самолета. Вначале коротко рассмотрим путевую и поперечную устойчивость и управляемость самолета в отдельности, а затем — боковую устойчивость и управляемость. При этом будем исходить из того, что на исходном режиме полета самолет сбалансирован.

1. Путевая (флюгерная) устойчивость и управляемость самолета

Пусть у летящего горизонтально с постоянной скоростью самолета возникло скольжение (рис. 65). Углом скольжения называется угол, образованный плоскостью

симметрии самолета и направлением набегающего потока воздуха. Скольжение на правое крыло принято считать положительным, на левое — отрицательным. При появлении скольжения из-за косої обдувки самолета появится боковая сила Z_δ , приложенная в боковом центре давления.

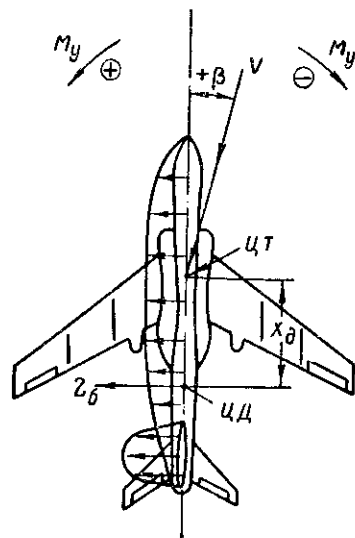


Рис. 65. Распределение давления и боковая сила при скольжении самолета

Путевой устойчивостью самолета называется его способность самостоятельно, без вмешательства летчика ликвидировать возникшее под действием внешних причин скольжение.

Как видно из рис. 65, восстанавливающий момент

$$M_y = Z_\delta x_\delta,$$

где $Z_\delta = c_z \frac{\rho V^2}{2} S$ — боковая сила;

x_δ — расстояние между центром тяжести и боковым центром давления.

Величина восстанавливающего момента M_y при постоянной скорости полета зависит от угла скольжения (из-за зависимости c_z от угла скольжения) и от расстояния x между центром тяжести и боковым центром давления.

Дальнейшее поведение самолета зависит от взаимного расположения центра тяжести и бокового центра давления. Если боковой центр давления находится за центром тяжести, то боковая сила Z_δ создает момент M_y , который развернет самолет так, что скольжение исчезнет. В этом случае, очевидно, самолет в путевом отношении будет устойчив. Если же силу Z_δ приложить впереди центра тяжести, то создаваемый ею момент M_y станет увеличивать скольжение, и самолет будет обладать путевой неустойчивостью.

Положительным моментом M_y принято считать момент, разворачивающий самолет влево, отрицательным — вправо. В силу принятого условия для устойчивого в путевом отношении самолета необходимо, чтобы при положительном приросте скольжения $\Delta\beta$ возникла отрицательный прирост восстанавливающего момента ΔM_y , т. е.

$$\frac{\Delta M_y}{\Delta\beta} < 0.$$

По величине отношения можно судить о степени путевой устойчивости и управляемости самолета.

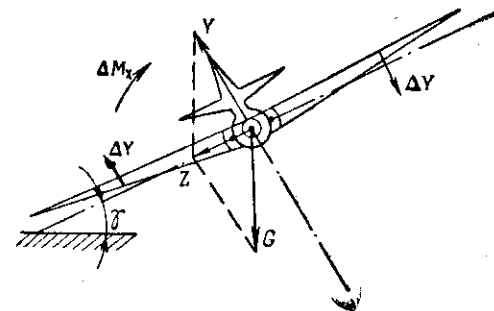


Рис. 66. Возникновение поперечного момента при наклоне самолета

Очевидно, чем больше абсолютная величина отношения $\frac{\Delta M_y}{\Delta\beta}$, тем самолет более устойчив и тяжелее управляем в путевом отношении, т. е. величина $\frac{\Delta M_y}{\Delta\beta}$ является мерой путевой устойчивости и управляемости самолета.

2. Поперечная устойчивость и управляемость самолета

Поперечной устойчивостью самолета называется его способность самостоятельно, без вмешательства летчика устранять возникшее в результате возмущения наклонение.

В полете поперечная устойчивость проявляется следующим образом: при наклонении самолета от действия внешней силы вместе с ним наклонится и подъемная сила (рис. 66).

В результате подъемная сила Y уже не будет уравновешивать силу веса самолета G . Их равнодействующая начнет искривлять траекторию полета самолета в сторону опущенного полукрыла.

При искривлении траектории полета самолет в первый момент времени еще не будет поворачиваться относительно вертикальной оси, так как для этого необходимо нарушение равновесия моментов, а само по себе наклонение не вызывает этого нарушения. Но если траектория движения центра тяжести искривляется, а самолет продолжает двигаться поступательно, то у него образуется скольжение на опущенное крыло.

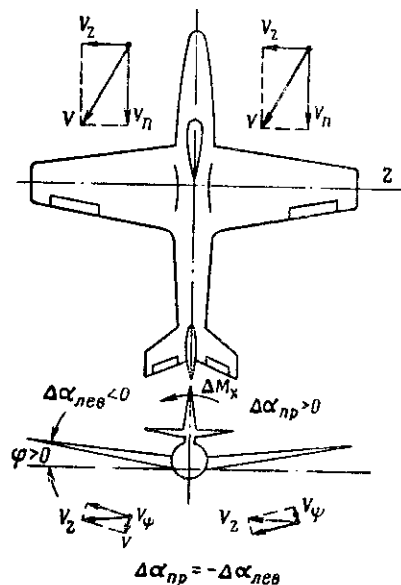


Рис. 67. Изменение углов атаки полукрыльев при скольжении самолета с прямоугольным крылом

Такое изменение углов атаки при скольжении вызывает разность в коэффициентах подъемных сил полукрыльев, а следовательно, приводит к появлению восстанавливающего поперечного момента M_x , устраняющего наклонение самолета.

Момент, наклоняющий самолет на правое полукрыло, принято считать положительным, на левое полукрыло — отрицательным. Для устойчивого в поперечном отношении самолета необходимо, чтобы при положительном приросте скольжения $\Delta\beta$ возникал отрицательный при-

рост момента ΔM_x , т. е. для поперечной устойчивости самолета должно соблюдаться условие

$$\frac{\Delta M_x}{\Delta\beta} < 0.$$

По величине отношения можно судить о степени поперечной устойчивости и управляемости самолета. Очевидно, чем больше абсолютная величина отношения $\frac{\Delta M_x}{\Delta\beta}$, тем самолет более устойчив и тяжелее управляем в поперечном отношении, т. е. величина $\frac{\Delta M_x}{\Delta\beta}$ является мерой поперечной устойчивости и управляемости самолета.

Возникновение поперечного момента у самолета со стреловидным крылом объясняется изменением стреловидности полукрыльев при скольжении. Действительно, пусть самолет, имеющий стреловидность крыла χ_0 , летит

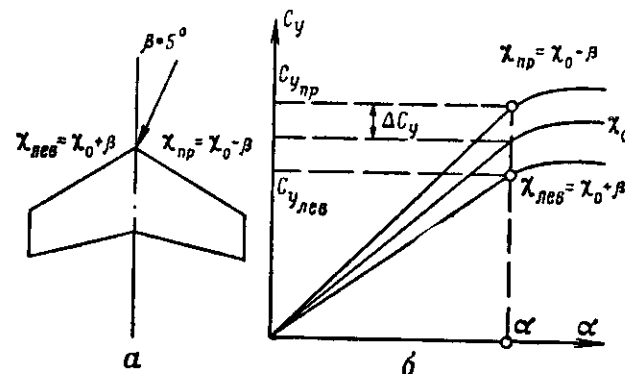


Рис. 68. Изменение стреловидности крыльев от скольжения самолета и изменение протекания C_y по α

с углом атаки α и скользит на правое крыло с углом скольжения β (рис. 68, а). Тогда, очевидно, стреловидность полукрыльев изменится на величину угла скольжения β , т. е. правое полукрыло будет иметь стреловидность $\chi_{np} = \chi_0 - \beta$, а левое полукрыло — $\chi_{leb} = \chi_0 + \beta$. С изменением угла стреловидности полукрыльев изменится и характер кривой коэффициента подъемной силы по углу атаки (рис. 68, б).

Коэффициент подъемной силы правого полукрыла, как видно из рисунка, станет больше, чем левого ($C_{y_{пр}} > C_{y_{лев}}$). Появится разность коэффициентов подъемных сил полукрыльев

$$|\Delta C_y| = C_y \beta \operatorname{tg} \chi,$$

которая приведет к образованию восстанавливающего поперечного момента M_x .

Поперечный момент M_x стреловидных крыльев при скольжении получается весьма большим, что приводит к излишней поперечной устойчивости самолета. Поэтому для уменьшения поперечной устойчивости стреловидного крыла последнему придают отрицательное (обратное) «поперечное V ». Так, на самолете Ту-16 угол «поперечного V » крыла равен минус 3° .

Наличие отрицательного «поперечного V » крыла, как это следует из рис. 69, приводит к различному по величине, но одинаковому по знаку изменению углов атаки полукрыльев при скольжении.

Угол атаки скользящего полукрыла увеличивается на $\operatorname{tg} \Delta \alpha_{ск} = \operatorname{tg} (\chi - \beta) \sin \psi$, а у отстающего полукрыла на $\operatorname{tg} \Delta \alpha_{отст} = \operatorname{tg} (\chi + \beta) \sin \psi$.

Легко видеть, что $\Delta \alpha_{отст} > \Delta \alpha_{ск}$. Различие в степени изменения углов атаки полукрыльев обуславливает появление дополнительного момента крена, уменьшающего степень поперечной устойчивости крыла и самолета в целом.

Величина восстанавливающего поперечного момента M_x зависит от C_y исходного режима полета и при уменьшении C_y и увеличении скорости полета — уменьшается. Для самолета Ту-16 увеличение числа M полета более 0,85 приводит к резкому уменьшению поперечной устойчивости. Резкое уменьшение поперечной устойчивости на числах M более 0,85 обусловлено главным образом влиянием сжимаемости воздуха на коэффициент подъемной силы крыла.

При числе $M=0,87$ самолет становится нейтральным в отношении поперечной устойчивости. Дальнейшее увеличение числа M приводит к появлению поперечной неустойчивости самолета. Причины поперечной неустойчивости рассмотрены в § 6 настоящей главы.

3. Боковая устойчивость и управляемость самолета

Рассмотрев изолированно путевую и поперечную устойчивость и управляемость самолета, перейдем теперь к анализу боковой статической устойчивости и управляемости.

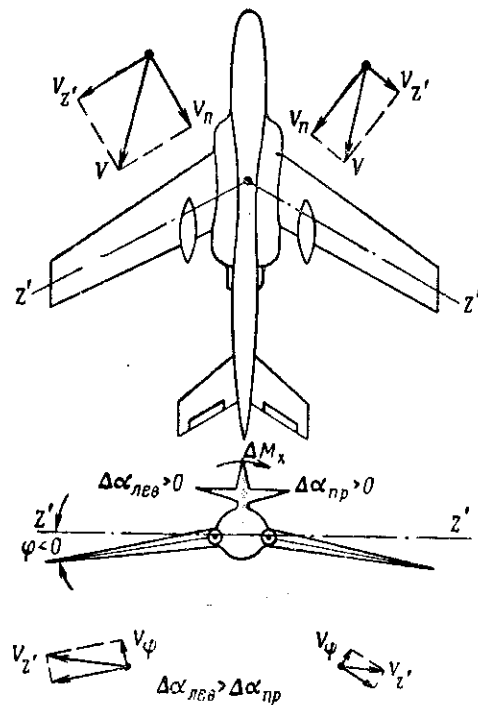


Рис. 69. Изменение углов атаки полукрыльев при скольжении самолета со стреловидным крылом

Способность самолета самостоятельно, без вмешательства летчика ликвидировать углы крена и скольжения, возникающие под действием внешних сил, называется боковой статической устойчивостью. Для боковой устойчивости, очевидно, необходимо наличие путевой и поперечной устойчивости, однако возможны случаи, когда самолет, имеющий путевую и поперечную устойчивость, в полете проявляет боковую неустойчивость.

Предположим, самолет, летящий в режиме горизонтального полета, накренился на правое крыло (рис. 70). Тогда траектория самолета искривится вправо и возникнет скольжение на правое крыло. Рассмотрим положение самолета, близкое к первоначальному, когда он еще не успел развернуться. В положении 2 самолет будет двигаться со скольжением под некоторым углом β на правое

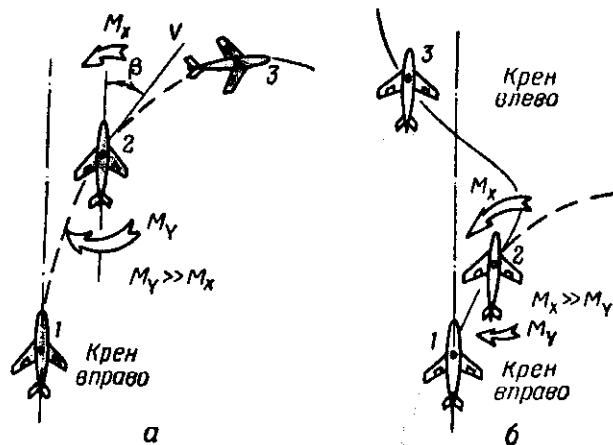


Рис. 70. Спиральная и колебательная неустойчивость самолета

крыло. Вследствие поперечной устойчивости возникнет момент M_x на левое крыло, а благодаря путевой устойчивости — момент M_y , разворачивающий самолет вправо на устранение скольжения. Дальнейшее поведение самолета зависит от соотношения между поперечной и путевой устойчивостью, т. е. от величины моментов M_x и M_y , возникающих при скольжении.

Пусть, например, самолет обладает большой путевой устойчивостью при малой поперечной устойчивости, т. е. $M_y \gg M_x$ (рис. 70, а). Тогда, развернувшись вправо, самолет устранил скольжение раньше, чем уберется крен, и, следовательно, будет продолжать разворачиваться в сторону опущенного крыла и даже постепенно увеличивать крен вследствие больших воздушных скоростей в сечениях поднятого полукрыла, идущего по большому радиусу. Самолет будет двигаться по спиральной траектории.

Приведенный пример характеризует боковую спиральную неустойчивость самолета, вызываемую излишней путевой устойчивостью по сравнению с поперечной. Спиральная неустойчивость не представляет серьезной опасности для полета, поскольку спиральное движение развивается медленно и летчик всегда имеет возможность, вмешавшись в управление, вернуть самолет к прямому курсу.

Рассмотрим поведение самолета при большей поперечной устойчивости по сравнению с путевой, т. е. когда $M_x \gg M_y$ (рис. 70, б). Благодаря малому путевому моменту M_y скольжение будет ликвидироваться вяло, а большой поперечный момент M_x резко устранил крен. Таким образом, к моменту, когда крен исчезает, скольжение еще сохраняется, а потому будет действовать поперечный момент M_x , который накренит самолет в обратную сторону. Это вызовет скольжение на другое полукрыло, из-за чего появится большой момент M_x , но уже иного знака, который вновь опрокинет самолет в противоположную сторону и т. д. Причем опрокидывание с крыла на крыло с каждым разом будет возрастать и, самолет станет все больше и больше раскачиваться. Подобное поведение самолета характеризуется как боковая колебательная неустойчивость.

Из сказанного выше следует, что для устойчивого в боковом отношении самолета недостаточно только наличия путевой и поперечной устойчивости, необходимо иметь также и определенное соотношение между ними. Мы видели, что стреловидные крылья обладают большой поперечной устойчивостью, и для соблюдения соотношения между поперечной и путевой устойчивостью последнюю необходимо увеличивать. На современных реактивных самолетах это достигается увеличением площади вертикального оперения и расстояния от него до центра тяжести.

Однако обеспечение определенного соотношения между поперечной и путевой устойчивостью во всем диапазоне скоростей полета самолета со стреловидным крылом (в том числе и самолета Ту-16) представляет определенную трудность. Она заключается в том, что с уменьшением скорости полета поперечная устойчивость самолета не остается постоянной, а возрастает, что приводит к нарушению нормального соотношения между попереч-

ным и путевым моментами и к появлению колебательной неустойчивости самолета. Увеличение поперечной устойчивости самолета с уменьшением скорости полета объясняется различным возрастанием C_y , а следовательно, и M_x при полете со скольжением на малой и большой скоростях.

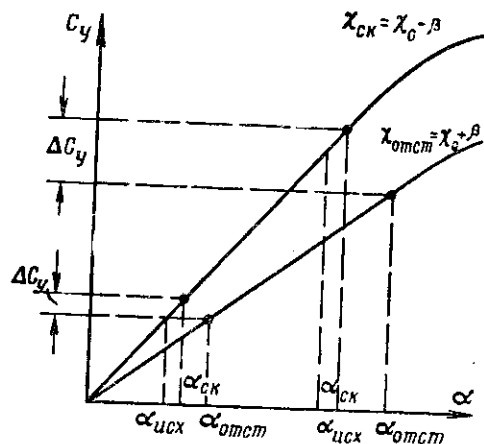


Рис. 71. К пояснению увеличения поперечной устойчивости самолета при увеличении угла атаки

§ 6. ОСОБЕННОСТИ БОКОВОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

К особенностям боковой устойчивости и управляемости самолета Ту-16 отнесем явление обратной реакции по крену на дачу ноги, поведение самолета при выпадении основной стойки шасси, при непреднамеренном или ошибочном отклонении руля направления в крайнее положение, а также при полете с несимметричной тягой.

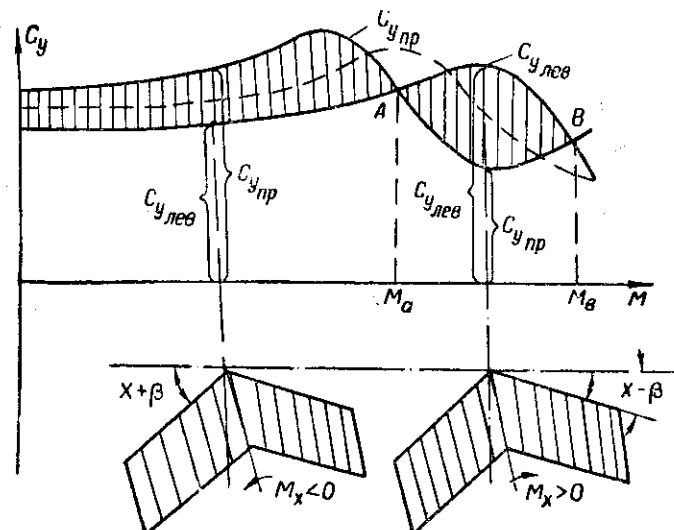


Рис. 72. Влияние сжимаемости воздуха на коэффициент C_y при различных углах стреловидности крыла

На рис. 71 видно, что при возникновении скольжения появляется разность коэффициентов подъемных сил полукрыльев ΔC_y . Однако при полете на больших углах атаки (малых скоростях) ΔC_y больше, чем при полете на малых углах атаки (больших скоростях). Следовательно, поперечный момент с уменьшением скорости полета увеличивается, а это приводит к появлению колебательной неустойчивости самолета.

Колебательная неустойчивость самолета Ту-16 проявляется на малых скоростях при предпосадочном планировании, а также при посадке в условиях «болтанки». На больших же скоростях полета вследствие появления поперечной неустойчивости наблюдается спиральная неустойчивость самолета.

Обратная реакция по крену на дачу ноги. Как нам уже известно, при увеличении числа $M > 0,87$ самолет в поперечном отношении становится неустойчивым. Причиной этого является влияние сжимаемости воздуха на коэффициент подъемной силы крыла (на подъемную силу) при постоянном значении угла атаки.

Действительно, развитие волнового кризиса и связанного с ним формирования скачка уплотнения на верхней и нижней поверхностях профиля крыла происходит одновременно. В итоге C_y крыла изменяется по числу M так, как показано пунктиром на рис. 72.

Если самолету дать левую ногу, т. е. сообщить положительное скольжение, то эффективная стреловидность

правой половины крыла уменьшится на величину угла скольжения и будет равна $\chi_{\text{пр}} = \chi - \beta$, а стреловидность левой половины увеличится и станет $\chi_{\text{лев}} = \chi + \beta$. При этом у правой половины крыла кризисные явления разовьются раньше и сильнее, чем у левой более стреловидной половины. В результате правая и левая половины крыла будут обладать различным характером в протекании изменения C_y или (что то же самое) подъемной силы Y по числу M .

Сопоставление кривых для $C_{y_{\text{пр}}}$ и $C_{y_{\text{лев}}}$ полукрыльев позволяет сделать следующий вывод.

Если при полете с числом $M < M_n$ самолету дать левую ногу, т. е. создать скольжение на правое крыло, то $C_{y_{\text{пр}}} > C_{y_{\text{лев}}}$ и самолет получит крен в сторону данной ноги. Описанное поведение самолета называется прямой реакцией на дачу ноги по крену. При этом машина ведет себя так, как это свойственно устойчивому в поперечном отношении самолету.

Если же самолет совершает полет с числом M , находящимся в области между точками A и B (рис. 72), то при даче левой ноги и возникновении скольжения на правое крыло $C_{y_{\text{лев}}} > C_{y_{\text{пр}}}$ и самолет получает крен в правую сторону. Такое поведение самолета называется обратной реакцией на дачу ноги по крену и свойственно неустойчивому в поперечном отношении самолету.

Потеря поперечной устойчивости, обусловленная обратной реакцией на дачу ноги по крену, у самолета Ту-16 наблюдается при числе $M = 0,87$. До чисел $M \leq 0,9$ она выражена весьма слабо, однако с дальнейшим увеличением числа M до значений $M = 0,92—0,95$ обратная реакция на дачу ноги по крену проявляется достаточно резко. Поэтому, летая на самолете Ту-16 при числах M , близких к 0,87, целесообразно непроизвольно возникаемые крены убирать в первую очередь не отклонением руля направления, а элеронами.

Выпадение основной стойки шасси. На самолете Ту-16 имеет место срыв одной из стоек шасси с замков и вываливание ее из купола при перегрузках, возникающих во время вывода машины из пикирования, после срыва или при полете на режиме срывной тряски. Выпавшая нога и открытие створки, как правило, создают большой кренящий момент в обратную сторону. Так, при выпадении

стойки шасси на $V_{\text{пр}} = 570—580$ км/ч угол крена достигает 60° и усилий обоих летчиков не хватает для вывода самолета в нормальное положение. Вывод самолета из крена даже на $V_{\text{пр}} = 430$ км/ч требует больших физических усилий обоих летчиков. Рассмотрим причину описанного поведения самолета.

Выпавшая стойка, например левая, вызывая увеличение силы лобового сопротивления левого полукрыла,

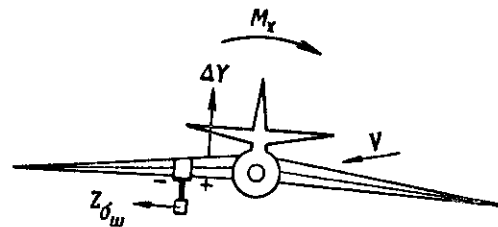


Рис. 73. К объяснению возникновения поперечного момента при выпадении основной стойки шасси

приведет к опусканию носа самолета, появлению разворачивающего момента влево и возникновению скольжения на правое полукрыло. Наличие скольжения вызывает изменение распределения давления по частям полукрыла, примыкающим к створкам шасси, так, что подъемная сила левого полукрыла возрастает (рис. 73). Это и приводит к кренению самолета в сторону, противоположную выпавшей стойки. Такому кренению самолета способствует и боковая составляющая силы лобового сопротивления стойки и колес шасси $Z_{\delta_{\text{ш}}}$ и увеличение давления в гондоле шасси из-за открытых створок.

Чем больше скорость полета, при которой произошло выпадение стойки, тем (как видно из рис. 71) меньше разность в коэффициентах подъемных сил полукрыльев ΔC_y и восстанавливающий поперечный момент M_x из-за скольжения, а следовательно, больше кренящий момент в сторону скользящего крыла, т. е. поперечная неустойчивость самолета проявляется сильнее. Кроме того, следует иметь в виду, что при полете на больших числах M подъемная сила скользящего полукрыла будет падать и за счет проявления сжимаемости воздуха, что сопровождается еще большей поперечной неустойчивостью, т. е.

большим креном самолета на скользящее полукрыло. Приостановить наклон самолета даже при полной даче элеронов против крена не всегда удается из-за больших физических усилий, которые требуется приложить на штурвале.

Уменьшение скорости полета самолета приводит к увеличению восстанавливающего поперечного момента из-за скольжения, в то время как величина кренящего момента на крыло с убранной стойкой уменьшается вследствие падения скоростного напора. Поэтому при уменьшении скорости полета интенсивность крена самолета в сторону, противоположную выпавшей стойки, ослабевает и усилий летчиков становится достаточно для того, чтобы удержать самолет от крена.

Явление выпадания основной стойки шасси особенно опасно при разгоне самолета на малой высоте и при полете на больших числах M .

При самопроизвольном выпадании одной из стоек шасси в полете необходимо: удержать самолет от дальнейшего увеличения крена элеронами, уменьшить скорость полета дросселированием двигателей до $V_{пр} = 400—380$ км/ч, поставить край шасси на выпуск и вывести самолет в прямолинейный полет. Если необходимо, продолжать выполнение задания, вновь убраться шасси.

Непреднамеренное или ошибочное отклонение руля направления в крайнее положение. В процессе летной эксплуатации самолета Ту-16 отмечены случаи непреднамеренного или ошибочного отклонения руля направления на полный угол.

Для анализа причин непреднамеренного отклонения руля направления рассмотрим зависимости усилий на педалях от угла отклонения руля направления при нейтральном положении триммера руля, полученные в полете при координированных скольжениях на приборных скоростях 300—400 км/ч (рис. 74).

Из рисунка видно, что усилия на педалях становятся максимальными (50—85 кг) при отклонении руля направления на 12—13° (что соответствует половине хода педалей). Дальнейшее отклонение руля направления приводит к уменьшению усилий на педалях из-за затенения руля направления килем при скольжении и отклонения флетнера.

На отдельных самолетах Ту-16 усилия на педалях при отклонении руля направления в крайнее положение могут иметь близкие к нулевым значения. Необходимо также иметь в виду, что усилия на педалях при отклонении руля вправо и влево на один и тот же угол чаще бывают неодинаковыми из-за возможной аэродинамической несимметрии самолета и нестрогого нейтрального положения триммера при горящей лампочке сигнализации, показывающей его нейтральное положение.

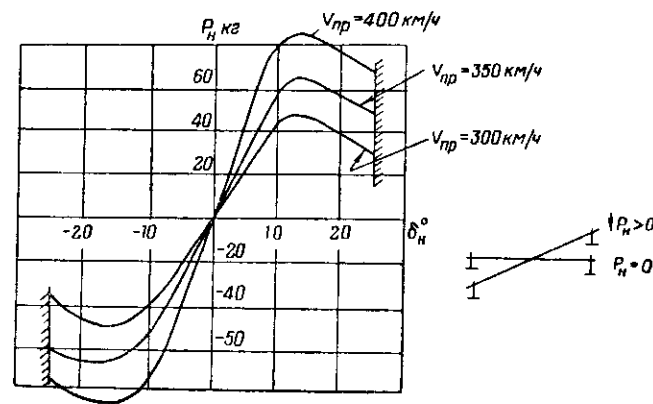


Рис. 74. Зависимость усилий на педалях от угла отклонения руля направления при нейтральном положении триммера для различных скоростей полета

Из характера изменения усилий на педалях при отклонении руля направления следует, что педали, освобожденные в крайнем положении руля направления, самостоятельно возвращаются в нейтральное положение.

Усилия на педалях, потребные для удержания руля направления в нейтральном положении при различных отклонениях триммера на $V_{пр} = 300—450$ км/ч, показаны на рис. 75.

Изменения усилий на педалях за счет отклонения триммера, как показывает летный эксперимент, не зависят от положения руля направления. Поэтому, пользуясь графиком усилий на педалях при отклонении руля направления при нейтральном положении триммера и графиком усилий на педалях, потребных для удержания

руля направления в нейтральном положении при различных отклонениях триммера, можно построить график усилия на педалях в зависимости от угла отклонения руля направления при различных отклонениях триммера для выбранной нами скорости полета.

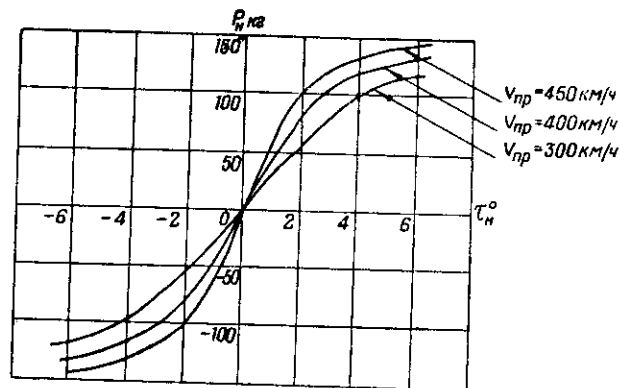


Рис. 75. Усилия на педалях, необходимые для удержания руля направления в нейтральном положении при различных отклонениях триммера и скоростях полета

График усилий на педалях в зависимости от угла отклонения руля направления при различных отклонениях триммера для $V_{пр} = 300$ км/ч показан на рис. 76.

Из графика следует, что для полного снятия максимальных усилий с педалей требуется отклонить триммер руля направления только на $2,5\text{—}3,0^\circ$. В полетах с несимметричной подвеской (одной неубранной погой шасси и в других случаях, требующих отклонения руля направления для балансировки самолета) усилия на педалях обычно снимают соответствующим отклонением триммера руля направления. Если триммер руля направления отклонен на угол более $2,5\text{—}3,0^\circ$ (кривая А), то при «освобождении» педалей руль направления может самопроизвольно отклониться в крайнее положение. При отклонении триммера на углы менее $2,5\text{—}3,0^\circ$ (кривая Б) самопроизвольный уход руля направления в крайнее положение может произойти только при ошибках в технике пилотирования — из-за отклонения руля направления на углы, больше необходимых для ввода в разворот,

или из-за чрезмерного отклонения руля направления для вывода из разворота. Для случая, приведенного на кривой Б, самопроизвольный уход руля направления произойдет при установке руля на угол более 20° после преодоления летчиком прямых усилий на педалях в диапазоне углов отклонения руля $9\text{—}20^\circ$. Предполагается, что

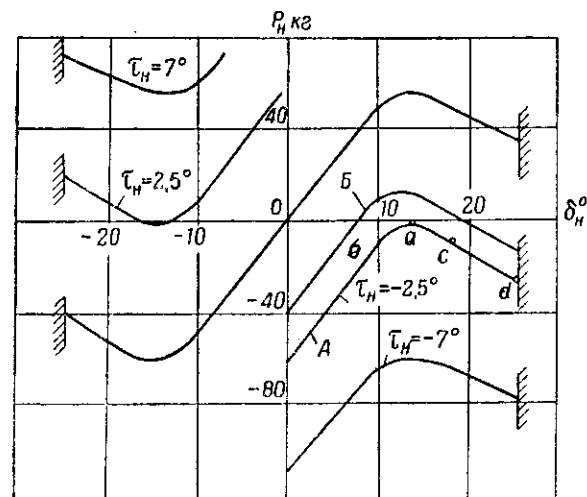


Рис. 76. График усилий на педалях в зависимости от угла отклонения руля направления при различных отклонениях триммера для приборной скорости полета 300 км/ч

в указанных случаях система управления триммером руля направления исправна, а триммер преднамеренно отклонен летчиком для снятия усилий с педалей. Если в результате чрезмерного отклонения триммера или грубой ошибки в технике пилотирования при вводе или выводе самолета из разворота с не полностью отклоненным триммером руль направления начинает самопроизвольно отклоняться в крайнее положение, то летчик должен усилиями на педали воспрепятствовать полному отклонению руля, а после возвращения руля в нейтральное положение уменьшить отклонение триммера.

Если руль направления отклонился в крайнее положение, то усилиями летчиков необходимо вернуть его в

нейтральное положение, для чего достаточно установить триммер руля в нейтральное положение.

С целью предупреждения случаев самопроизвольного отклонения руля направления в полете с отклоненным триммером развороты целесообразно выполнять в основном с помощью элеронов, пользуясь рулем направления только для координации разворота. Летчик должен всегда помнить, что из-за большой эффективности триммера руля направления движения тумблером управления триммером должны быть короткими.

Самопроизвольное отклонение руля направления в крайнее положение может произойти и в случае непреднамеренного отклонения триммера руля на полный угол из-за неисправностей системы управления триммера, когда последний становится неуправляемым. Из графика усилий на педалях, требуемых для удержания руля направления в нейтральном положении при различных отклонениях триммера (рис. 75), видно, что при полном отклонении триммера руля направления ($\tau_A = 7^\circ$) для удержания руля в нейтральном положении необходимо прилагать усилия на педалях при приборных скоростях 400—450 км/ч соответственно 135 и 145 кг.

В этом случае летчик физически не имеет возможности удержать руль направления в нейтральном положении. Поэтому при появлении предельно больших усилий на педалях, требуемых для удержания руля направления в нейтральном положении, необходимо усилиями летчиков только препятствовать резкому уходу руля направления в крайнее положение, одновременно удерживая самолет элеронами от накренения и разворота. После ухода руля направления в крайнее положение следует триммерами элеронов снять усилия со штурвала и продолжать полет к аэродрому на скорости 350—400 км/ч по прибору.

Полет самолета в этом случае будет происходить со скольжением, а шарик указателя скольжения отклонится от центра примерно на один диаметр.

Для обеспечения управления элеронами при установке ног на педалях с полным отклонением руля направления целесообразно открыть боковые створки сидений, а правому летчику — откатить сиденье назад примерно на одно деление, чтобы при посадке иметь возможность

удерживать педали в нейтральном положении выпрямленными ногами.

Величина угла отклонения элеронов $\delta_{эл}$, требуемого для прямолинейного полета самолета, в зависимости от коэффициента подъемной силы C_y , показана на рис. 77.

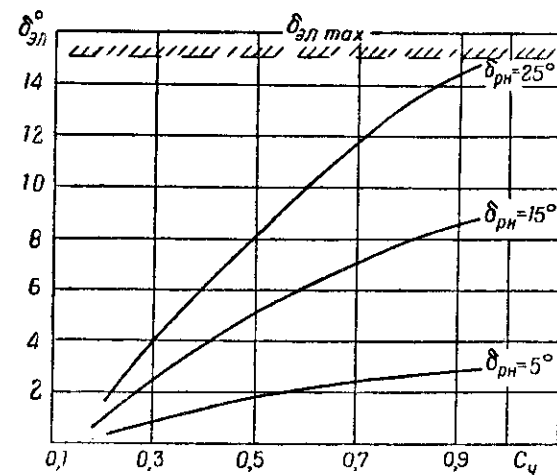


Рис. 77. Зависимость угла отклонения элеронов, требуемого для прямолинейного полета самолета, от коэффициента подъемной силы для различных углов отклонения руля поворота

Из приведенной зависимости $\delta_{эл}$ по C_y следует, что при уходе руля направления в крайнее положение требуемые углы отклонения элеронов с уменьшением скорости полета (с увеличением C_y) увеличиваются. При малых скоростях полета и большом полетном весе самолета, когда C_y , требуемые для горизонтального полета, особенно велики, для удержания самолета в прямолинейном полете со скольжением при уходе руля поворота в крайнее положение потребная величина отклонения элеронов возрастает до $14,0—14,5^\circ$. Если учесть понижение эффективности элеронов за счет упругих деформаций крыла в полете, т. е. за счет кручения и изгиба стреловидного крыла, то величина требуемого отклонения элеронов будет несколько большей. Кроме того, вследствие деформации в проводке управления угол отклонения элеронов при полностью выкрученном штурвале будет меньше 15° .

Поэтому при полете на малых приборных скоростях (больших C_y) полного отклонения элеронов для парирования кренящего момента от ушедшего в крайнее положение руля поворота может быть недостаточно.

Из сказанного следует, что в случае появления больших усилий на педалях из-за ухода руля поворота в крайнее положение при взлете самолета необходимо до скорости 340—350 км/ч по прибору ($C_y = 0,8—0,9$ в зависимости от взлетного веса) удерживать педали в нейтральном положении или близком к нему. При планировании же самолета на посадку на скорости 300—310 км/ч по прибору необходимо поставить и удерживать педали в нейтральном положении.

Для исключения случаев самопроизвольного отклонения руля направления в крайнее положение при отклонении триммера руля на полный угол вследствие неисправности системы управления триммером целесообразно уменьшить максимальный угол его отклонения до 3,5—4° или же в систему управления рулем направления ввести загрузочный механизм (пружину), который не приводил бы к падению усилий во второй половине хода педалей.

Пилотирование самолета с несимметричной тягой. Рассмотрим случай пилотирования самолета с несимметричной тягой — случай остановки одного из двигателей в полете.

При остановке одного из двигателей в полете появляется несимметрия в тягах двигателей, что приводит к появлению разворачивающего момента на отказавший двигатель и к скольжению самолета на крыло с работающим двигателем. Появление скольжения на крыло с работающим двигателем (до $M = 0,87$) вызывает крен самолета на отказавший двигатель (рис. 78).

Самолет Ту-16 вследствие большой путевой устойчивости и сравнительно малых моментов, создаваемых работающим двигателем (из-за близости двигателей к плоскости симметрии), очень медленно разворачивается и кренится в сторону отказавшего двигателя.

При отказе двигателя на числах $M > 0,87$ следует иметь в виду, что из-за обратной реакции на дачу ноги самолет станет крениться в сторону работающего двигателя и разворачиваться в сторону отказавшего двигателя, как и при $M < 0,87$.

Полет самолета Ту-16 на одном работающем двигателе осуществляется без скольжения с креном 2—3° на работающий двигатель. Порядок выполнения полета подробно рассмотрен в инструкции экипажу самолета.

§ 7. ВЛИЯНИЕ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ БОКОВОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Сжимаемость воздуха существенно сказывается на характеристиках боковой устойчивости и управляемости самолета. Рассмотрим сначала изолированно влияние сжимаемости воздуха на путевую и поперечную устойчивость и управляемость самолета, а затем и на боковую.

Влияние сжимаемости воздуха на характеристики путевой устойчивости и управляемости. Об изменении характеристик устойчивости самолета в полете судят по поведению самолета и по изменению характеристик его управляемости. В качестве критерия путевой управляемости самолета следовало бы брать величину отношения усилия, которое необходимо приложить на педаль, чтобы изменить скольжение на один градус, т. е. величину $\frac{\Delta P_n}{\Delta \beta}$. Однако эта харак-

теристика неудобна, так как заметить скольжение летчику трудно, а следовательно, трудно дать и оценку путевой управляемости самолета. Поэтому в качестве кри-

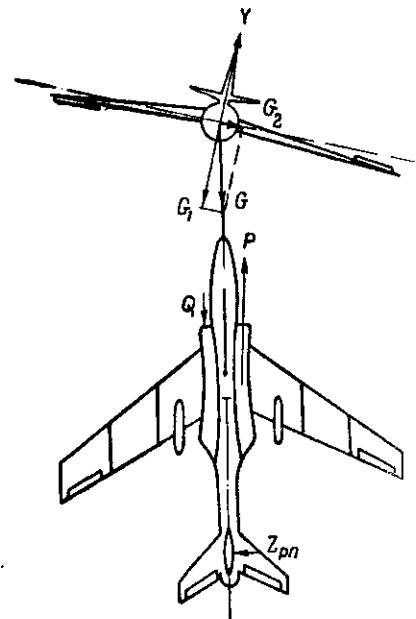


Рис. 78. Схема сил, действующих на самолет при полете на одном двигателе с креном без скольжения

терия, характеризующего управляемость самолета при изменении направления полета, берут величину отношения $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$. Это отношение показывает, насколько необходимо увеличить усилие на педаль, чтобы наклонить самолет на один градус. Так как для наклона самолета с помощью руля поворота необходимо сперва создать скольжение, то величина отношения $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$ косвенно характеризует возможности создания скольжения на самолете.

Очевидно, чем больше величина $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$, тем тяжелее управлять самолетом.

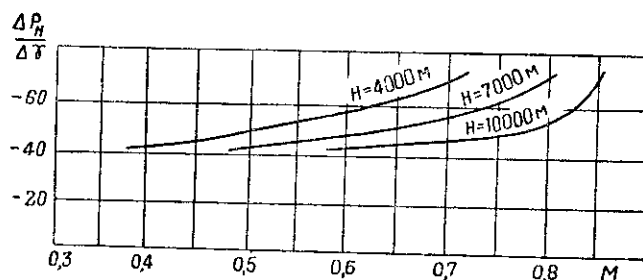


Рис. 79. Зависимость изменения $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$ по числу M для различных высот

На рис. 79, на котором приведены зависимости изменения $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$ по числу M на различных высотах для самолета Ту-16, видно, что на всех высотах с увеличением числа M (вследствие роста абсолютного значения $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$) самолет в управлении становится более тяжелым. По тактико-техническим требованиям для тяжелых самолетов величина $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$ не должна превышать 20 кг/град.

Как видно, у самолета Ту-16 во всем диапазоне чисел M величина $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$ в два — три раза больше нормы.

Особенно существенный рост отношения $\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma}$ наблюдается на числах $M=0,8$.

На больших скоростях усилия на педалях настолько велики, что летчик практически лишен возможности пользоваться рулем направления и развороты самолета выполняет элеронами. Таким образом, из рассмотренных нами характеристик путевого управления следует, что с ростом чисел M степень путевой устойчивости самолета Ту-16 увеличивается.

Увеличение степени путевой устойчивости объясняется изменением стреловидности полукрыльев при скольжении, вызванном дачей поги. Уменьшение стреловидности скользящего крыла приводит к уменьшению $M_{кр}$ и к увеличению волнового сопротивления с ростом скорости. На отступающем крыле, наоборот, $M_{кр}$ возрастает, волновое же сопротивление появляется позже, чем на скользящем крыле (за счет большей стреловидности), и при увеличении числа M увеличивается не так сильно. Вследствие этого появляется момент M_y , действующий против скольжения. Поэтому с увеличением числа M полета степень путевой устойчивости $\frac{\Delta M_y}{\Delta \beta}$ возрастает, что

и приводит к увеличению усилий на педалях для создания скольжения и крена.

Влияние сжимаемости воздуха на характеристики поперечной устойчивости и управляемости. Мерой поперечной устойчивости самолета, как мы видели, служит величина $\frac{\Delta M_x}{\Delta \beta}$, характеризующая прирост восстанавливающего момента ΔM_x при определенном приросте угла скольжения $\Delta \beta$, возникающего из-за случайного наклона самолета. Поскольку устойчивость самолета тесным образом связана с его управляемостью, то об изменении поперечной устойчивости летчик на практике судит по изменению поперечной управляемости.

Поперечная управляемость оценивается величиной отношения $\frac{\Delta P_{эл}}{\Delta \omega_x}$, показывающей, на сколько килограммов следует изменить усилия на штурвале от элеронов, чтобы увеличить угловую скорость относительно продольной оси на 1 рад/сек.

Кривые изменения $\frac{\Delta P_{эл}}{\Delta \omega_x}$ по числу M для самолета Ту-16 показывают, что с ростом числа M полета само-

лет становится более тяжелым в поперечном управлении, а следовательно, и более устойчивым (рис. 80).

Для уяснения причины возрастания поперечной устойчивости рассмотрим кривые изменения C_y по M для крыла самолета, наклоненного под действием внешних сил влево на угол γ , скользящего с углом β на опущенное полукрыло (рис. 81).

Из приведенных кривых видно, что в результате изменения стреловидности полукрыльев при скольжении появляется восстанавливающий поперечный момент ΔM_x , который ликвидирует крен.

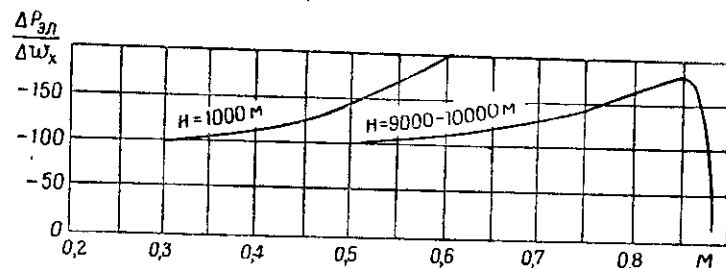


Рис. 80. Зависимость изменения $\frac{\Delta P_{эл}}{\Delta \omega_x}$ по числу M для различных высот

Величина восстанавливающего поперечного момента ΔM_x (при одинаковых величинах крена и скольжения) с увеличением чисел M увеличивается за счет увеличения разности в C_y полукрыльев. Увеличение восстанавливающего момента приводит к увеличению поперечной устойчивости самолета и к утяжелению его управляемости относительно продольной оси. Однако утяжеление поперечной управляемости будет проявляться только до чисел $M=M_1$, начиная с которых характер изменения C_y по M резко меняется.

Действительно, пусть тот же самолет при $M=M_2$ наклонился влево под действием внешних сил. Тогда при левом крене и скольжении на левое крыло $C_{y_{лев}} < C_{y_{пр}}$, вследствие чего появится прирост поперечного момента ΔM_x , который станет наклонять самолет еще больше, т. е. самолет в поперечном направлении будет неустойчивым. В самом деле, для поперечной устойчивости необходимо,

чтобы $\frac{\Delta M_x}{\Delta \beta} < 0$. В рассматриваемом нами случае наклонения и скольжения самолета на левое крыло ($-\Delta \beta$) появляется отрицательный прирост момента ($-\Delta M_x$), так как момент, кренящий самолет влево, считается отрицательным. Поэтому в данном случае получаем $\frac{-\Delta M_x}{-\Delta \beta} > 0$, что характерно для поперечной неустойчивости.

При $M \approx 0,87$ самолет Ту-16 в поперечном отношении нейтрален; с увеличением числа M самолет становится

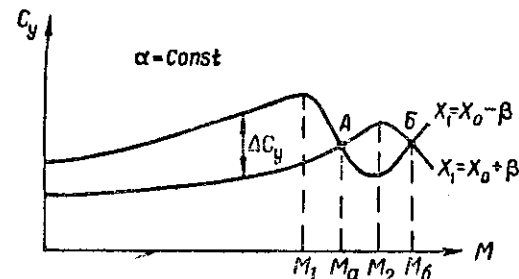


Рис. 81. Изменение коэффициента подъемной силы по числу M при постоянном угле атаки у крыльев, различающихся углами стреловидности

неустойчивым в поперечном отношении, вследствие чего и наблюдается явление обратной реакции на дачу ноги по крену.

В связи с поперечной неустойчивостью самолета Ту-16 на числах $M > 0,87$ рассмотрим изменения характеристик его поперечной управляемости. На числах $M < 0,87$ каждому определенному значению отклонения элеронов (соответственно и каждому усилию на штурвале) соответствует вполне определенная угловая скорость крена. Так, во время полета на высоте 9000—10 000 м с числом $M = 0,7—0,87$ при отклонении элеронов на 5° (штурвал элеронов переложен на 60°) крен в первую секунду достигает 6° , а затем устанавливается постоянное значение угловой скорости, равное примерно 11° в секунду, т. е. крен нарастает довольно быстро (к концу пятой секунды $\gamma \approx 50^\circ$), что свидетельствует о достаточной эффективности элеронов. Величина усилий, необходимых для создания единицы угловой скорости, с ростом числа

M возрастает и при $M=0,87$ на высоте 9000—10 000 м достигает 170—180 кг/рад/сек. По тактико-техническим требованиям для тяжелых машин эта величина не должна превышать 200 кг/рад/сек.

При переходе к числам $M \cong 0,87$ характеристики управляемости самолета Ту-16 резко меняются: появляется характерное для неустойчивого самолета двойное движение рулей, в данном случае двойное движение элеронов.

При числах $M > 0,9$ с отклонением элеронов самолет вначале кренится неохотно, но с началом накренения скорость вокруг продольной оси прогрессивно возрастает. Для остановки этого убыстряющегося кренения необходимо энергично отклонить элероны в противоположную сторону. При этом самолет с заметным запаздыванием прекращает крениться, затем с ускорением начинает выходить из крена и, как правило, переваливаться в обратную сторону.

Поперечная неустойчивость сильно усложняет пилотирование самолета. Этому способствует и то обстоятельство, что при появлении неустойчивости самолета летчик как бы теряет связь с машиной из-за исчезновения усилий от элеронов на штурвале. Действительно, вначале для создания крена летчик прикладывает к штурвалу примерно такие же усилия, как и на $M < 0,87$, но как только самолет начинает вращаться, усилия эти падают до нуля. Это и понятно, так как после начального толчка неустойчивый самолет продолжает сам, без помощи летчика, вращаться, усилия от элеронов исчезают и летчик перестает чувствовать машину.

При полете с $M > 0,87—0,9$ у летчика может сложиться впечатление повышения эффективности элеронов. Однако это не так. По абсолютной величине эффективность элеронов при таких числах M не возрастает, а может даже несколько уменьшаться за счет влияния сжимаемости воздуха. Вследствие уменьшения, а затем и потери поперечной устойчивости наблюдается лишь относительное увеличение эффективности элеронов.

Потеря поперечной устойчивости усложняет технику пилотирования самолета и требует от летчиков твердого знания физической сущности сопровождающих полет явлений и четких действий.

Влияние сжимаемости воздуха на характеристики боковой устойчивости и управляемости. Ранее было показано, что для боковой устойчивости самолета необходимо иметь вполне определенное соотношение между поперечной и путевой устойчивостью самолета. Однако при полете на числах $M=0,87$ нормальное соотношение между поперечной и путевой устойчивостью нарушается, и при $M > 0,87$ самолет Ту-16 в боковом отношении становится спирально неустойчивым. Это объясняется тем, что при увеличении числа M полета путевая устойчивость самолета возрастает, а поперечная устойчивость вначале уменьшается, и при $M > 0,87$ самолет становится в поперечном отношении неустойчивым, т. е. имеет место неравенство $M_y \gg M_x$, характерное для спиральной неустойчивости. Из-за спиральной неустойчивости на числах $M > 0,87$ при случайном накренении и невмешательстве летчика самолет станет интенсивно увеличивать крен и входить в спираль с существенной потерей высоты.

На больших высотах полета выход самолета на режим спиральной неустойчивости может произойти и на числах $M < 0,87$. Это объясняется тем, что с увеличением высоты S_y (или α) горизонтального полета при данном числе M увеличивается, а это в свою очередь приводит к более интенсивному развитию явлений волнового кризиса на крыле и уменьшению чисел M , начиная с которых происходит уменьшение S_y по M ($M=M_y$). Очевидно, подобное же явление будет наблюдаться при полетах с перегрузкой на больших высотах. Эти обстоятельства и приводят к тому, что граница перехода самолета к поперечной, а следовательно, и к спиральной неустойчивости при полетах на больших высотах сдвигается на число M , меньшее 0,87.

В заключение рассмотрим некоторые рекомендации по пилотированию самолета Ту-16 при $M > 0,9$. Как уже отмечалось, при накренении элеронами на числах $M > 0,9$ самолет начинает крениться неохотно, но затем скорость его накренения прогрессивно возрастает. Это усложняет выполнение разворотов. Поэтому для более плавного выполнения разворотов необходимо вводить в разворот производить координированным отклонением элеронов и руля поворота, соотносясь с наличием обратной реакции самолета на дачу ноги при этих числах M . Для замедления темпа накренения самолета от элеронов руль пово-

рота необходимо отклонять в сторону крена. В этом случае благодаря обратной реакции самолета на дачу ноги темп накренения при развороте уменьшится, чем компенсируется излишняя относительная эффективность элеронов.

Практически эту возможность можно использовать до чисел $M = 0,93$. На числах $M = 0,93—0,95$ этот метод не позволяет выполнять плавных доворотов, так как при больших нагрузках на педалях соразмерить их координированное отклонение очень трудно.

Глава IV

УСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

§ 1. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ САМОЛЕТА

Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейное равномерное движение самолета на постоянной высоте.

Из рассмотрения сил, действующих на самолет в горизонтальном полете (рис. 82), следует, что уравнения движения самолета имеют вид:

$$P = Q; \quad (1)$$

$$G = Y. \quad (2)$$

Пользуясь этими уравнениями, рассмотрим характеристики горизонтального полета самолета.

Скорость, потребная для горизонтального полета. Скоростью, потребной для горизонтального полета самолета, называется скорость, необходимая для создания подъемной силы, равной весу самолета на данном угле атаки.

Из уравнения (2)

$$G = Y = c_{y_{\text{гп}}} \frac{\rho V_{\text{гп}}^2}{2} S,$$

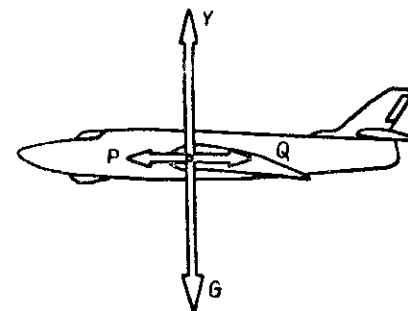


Рис. 82. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

откуда

$$V_{гп} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{гп}} \rho S}},$$

т. е. скорость, потребная для горизонтального полета самолета, зависит от его полетного веса (удельной нагрузки на крыло $\frac{G}{S}$), угла атаки c_y и высоты полета ρ .

Зависимость скорости, потребной для горизонтального полета, от полетного веса и высоты полета самолета представлена соответственно формулами:

$$V_{гп_{G_1}} = V_{гп_{G_2}} \sqrt{\frac{G_1}{G_2}};$$

$$V_{гп_H} = V_{гп_{H=0}} \sqrt{\frac{\rho_{H=0}}{\rho_H}}.$$

Тяга, потребная для горизонтального полета. Потребной тягой горизонтального полета называется тяга, необходимая для преодоления лобового сопротивления самолета на данном угле атаки.

Разделив почленно уравнение (1) на уравнение (2), получим

$$\frac{P_n}{G} = \frac{Q}{Y}.$$

Но так как

$$\frac{Q}{Y} = \frac{1}{K},$$

то

$$\frac{P_n}{G} = \frac{1}{K},$$

откуда

$$P_n = \frac{G}{K}.$$

Тяга, потребная для горизонтального полета, зависит от веса и аэродинамического качества самолета и не за-

висит от высоты его полета, когда сжимаемостью воздуха можно пренебречь.

Зависимость тяги, потребной для горизонтального полета, от скорости для постоянной высоты и полетного веса самолета показана на рис. 83.

Потребная тяга минимальна, когда аэродинамическое качество достигает своего максимального значения, т. е. при наивыгоднейшей скорости полета самолета.

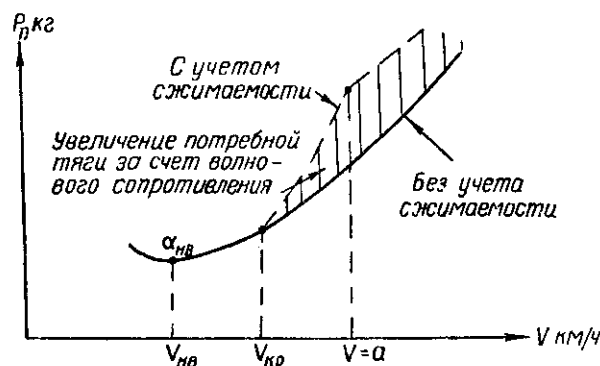


Рис. 83. Кривая потребных тяг с учетом сжимаемости воздуха

Наивыгоднейшая скорость горизонтального полета самолета Ту-16 по прибору достигается при $\alpha_{нв} = 5-6^\circ$ (когда $K = K_{\max} = 16,5$) и составляет:

- для $G = 45-50$ т — 350 км/ч;
- для $G = 55-60$ т — 370 км/ч;
- для $G = 65-70$ т — 400 км/ч.

Отклонение скорости от наивыгоднейшей в сторону увеличения или уменьшения приводит к уменьшению аэродинамического качества и к увеличению тяги, потребной для горизонтального полета самолета.

При учете явления сжимаемости воздуха из-за появления волнового сопротивления наблюдается интенсивный рост потребной тяги на скоростях полета, больших критической (рис. 83, пунктирная линия). На сверхзвуковых скоростях полета интенсивность роста P_n уменьшается, так как увеличение скорости в этом случае

уменьшает угол наклона скачка уплотнения, а следовательно, и волновое сопротивление.

Увеличение высоты полета приводит к сдвигу кривых P_n по скорости вправо (рис. 84).

Действительно, если взять на кривой потребной тяги по скорости какой-либо угол атаки, то для полета на

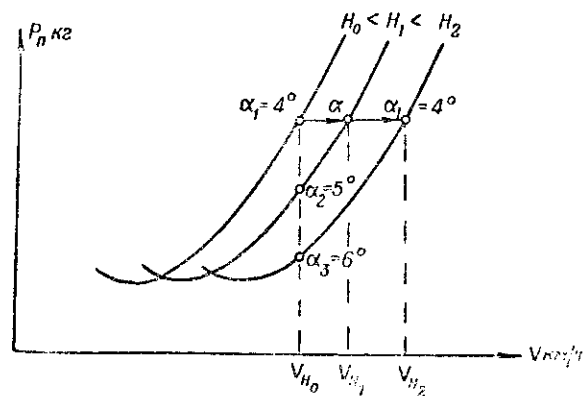


Рис. 84. Кривые потребных тяг для различных высот без учета сжимаемости воздуха

большой высоте потребуются и большая скорость, ибо

$$V_{гпH} = V_{гпH=0} \sqrt{\frac{\rho_{H=0}}{\rho_H}} \quad \text{при той же потребной тяге.}$$

Следовательно, любая точка, лежащая на кривой потребных тяг, для высоты $H=0$ сдвигается вправо на величину $V_H - V_{H=0}$, а отсюда и вся кривая потребных тяг для высоты H сдвинется на эту же величину.

Для выяснения вопроса влияния сжимаемости воздуха на характер протекания кривых потребных тяг, построенных для различных высот, рассмотрим влияние высоты полета самолета на величину критической скорости:

$$V_{кр} = M_{кр} a_H.$$

Полет с постоянной скоростью для различных высот производится на различных углах атаки (рис. 84). Действительно, вследствие уменьшения плотности воздуха с высотой для полета на большой высоте требуется боль-

ший угол атаки, чем при полете с той же скоростью на меньшей высоте. Но увеличение угла атаки из-за большего поджатия струек сопровождается уменьшением $M_{кр}$, следовательно, увеличение высоты полета приводит к уменьшению величины $M_{кр}$.

С увеличением высоты полета скорость звука также уменьшается. Таким образом, при увеличении высоты полета критическая скорость уменьшается как вследствие снижения скорости звука, так и из-за уменьшения критического числа M .

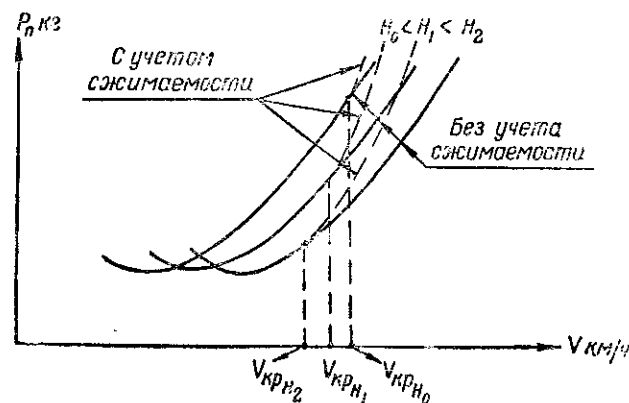


Рис. 85. Кривые потребных тяг для различных высот с учетом и без учета сжимаемости воздуха

Уменьшение критической скорости полета на большей высоте вызывает более ранний рост лобового сопротивления, а следовательно, и потребных для горизонтального полета тяг по сравнению с полетом у земли (рис. 85).

Для характеристики горизонтального полета самолета одних кривых потребных тяг недостаточно, так как, пользуясь ими, можно определить лишь величины тяг, необходимые для горизонтального полета.

Очевидно, требуется еще знать, способна ли силовая установка развить тягу, потребную для горизонтального полета самолета на данной скорости и заданной высоте полета, т. е. требуется знать величины тяг, которыми располагает двигательная установка в зависимости от числа оборотов, скорости и высоты полета.

Располагаемая тяга двигателя P_p определяется по формуле

$$P_p = \frac{G_{\text{возд}}}{g} (V_{\text{ист}} - V_{\text{пол}}),$$

где $G_{\text{возд}}$ — секундный расход воздуха, проходящего через двигатель, кг/сек;

g — ускорение силы тяжести, м/сек²;

$V_{\text{ист}}$ — скорость истечения газа из реактивного сопла, м/сек;

$V_{\text{пол}}$ — скорость полета самолета, м/сек.

Для рассмотрения вопросов дальности и продолжительности горизонтального полета самолета нам необходимо также знать удельный расход топлива двигателем и его зависимость от оборотов двигателя, скорости и высоты полета самолета.

Под удельным расходом топлива C_p понимают расход топлива на один килограмм тяги двигателя в течение одного часа. Удельный расход топлива определяется формулой

$$C_p = \frac{G_T}{P_p} \frac{\text{кг топл}}{\text{кг тяги} \cdot \text{ч}},$$

где G_T — часовой расход топлива, кг;

P_p — располагаемая тяга двигателя, кг.

§ 2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Характеристиками двигателя называется зависимость тяги двигателя и удельного расхода топлива от числа оборотов двигателя, скорости и высоты полета самолета.

По числу оборотов характеристики двигателя часто называют дроссельными, скоростные же и высотные характеристики носят название полетных.

Для анализа характеристик ТРД формулы располагаемой тяги двигателя и удельного расхода топлива целесообразно представить соответственно в виде

$$P_p = G_{\text{возд}} P_{\text{уд}},$$

где $P_{\text{уд}}$ — удельная тяга — тяга, приходящаяся на один килограмм воздуха, проходящего через двигатель в секунду:

$$P_{\text{уд}} = \frac{V_{\text{ист}} - V_{\text{пол}}}{g} \frac{\text{кг тяги} \cdot \text{сек}}{\text{кг возд}};$$

$G_{\text{возд}}$ — секундный расход воздуха через двигатель, кг/сек.

В общем виде удельный расход топлива будет равен

$$C_p = \frac{3600}{\alpha L_0 P_{\text{уд}}} \frac{\text{кг топл}}{\text{кг тяги} \cdot \text{ч}},$$

где α — коэффициент избытка воздуха;

L_0 — количество воздуха, необходимое для полного сгорания одного килограмма топлива.

1. Дроссельная характеристика

Дроссельной характеристикой называется зависимость тяги и удельного расхода топлива от числа оборотов двигателя при постоянной высоте и скорости полета самолета.

Так как величина тяги двигателя определяется произведением $P_p = G_{\text{возд}} P_{\text{уд}}$, то необходимо рассмотреть характер изменения $G_{\text{возд}}$ и $P_{\text{уд}}$ с изменением оборотов двигателя.

При увеличении числа оборотов двигателя секундный расход воздуха возрастает пропорционально числу оборотов. Одновременно возрастает и степень повышения давления воздуха в компрессоре двигателя, что вместе с ростом температуры газа перед турбиной (при $n > 2500$ об/мин для двигателя РД-3М) приводит к увеличению скорости истечения газа из реактивного сопла. В результате увеличения числа оборотов растут удельная тяга и в еще большей степени тяга, развиваемая двигателем. Рост тяги особенно интенсивен вблизи максимальных оборотов. Так, изменение оборотов на 1% вблизи n_{max} изменяет тягу двигателя на 3—4%.

При закрытии ленты перепуска тяга двигателя скачкообразно возрастает, так как в этом случае весь воздух будет проходить через двигатель.

Характер изменения удельного расхода топлива по оборотам определяется зависимостью от числа оборотов удельной тяги $P_{уд}$ и коэффициента избытка воздуха α .

Увеличение оборотов двигателя, с одной стороны, вызывает увеличение удельной тяги, а с другой, — падение коэффициента избытка воздуха. В силу более интенсивного изменения удельной тяги удельный расход топлива уменьшается. Однако вблизи максимальных оборотов n_{max} резкое увеличение разности температур $T_z^* - T_k^*$ (т. е. увеличение количества тепла, подводимого к 1 кг воздуха в камерах сгорания) приводит к уменьшению коэффициента избытка воздуха и к некоторому возрастанию удельного расхода топлива.

Отсюда минимальный удельный расход топлива $C_{p min}$ для двигателя РД-3м наблюдается при $n = 4100 \text{ об/мин}$. При закрытии ленты перепуска удельный расход топлива уменьшается, так как часть работы, затрачиваемой на сжатие воздуха в первых трех ступенях, «выбрасывается» через ленту перепуска.

График зависимости тяги, удельного расхода топлива и температуры перед турбиной T_z^* от числа оборотов для двигателя РД-3м показан на рис. 86.

2. Скоростная характеристика

Скоростной характеристикой ТРД называется зависимость тяги и удельного расхода топлива от скорости полета на данной высоте при неизменном числе оборотов двигателя.

Исследование скоростных характеристик ТРД будем производить в предположении, что $T_z^* = \text{const}$. Характер протекания тяги и удельного расхода топлива по скорости полета показаны на рис. 87.

Указанный характер зависимости тяги от скорости полета объясняется следующими причинами.

С увеличением скорости полета скоростная степень повышения давления воздуха $\epsilon_{ск}$ возрастает, благодаря чему давление и температура перед компрессором и на выходе из него, а следовательно, и давление перед и за турбиной повышаются. При этом повышение давления перед турбиной при $T_z^* = \text{const}$ приводит к увеличению

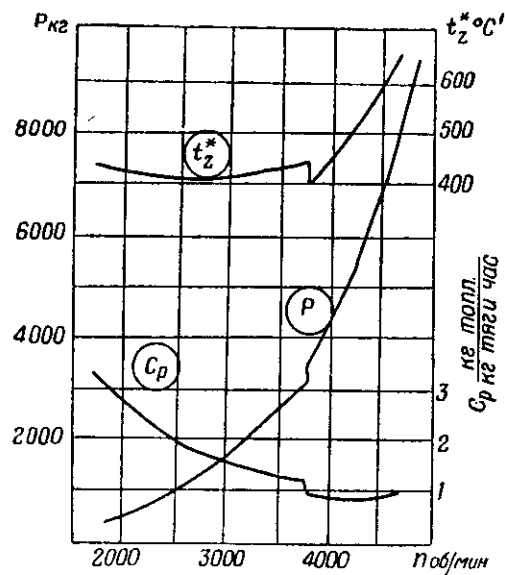


Рис. 86. Дроссельная характеристика ТРД

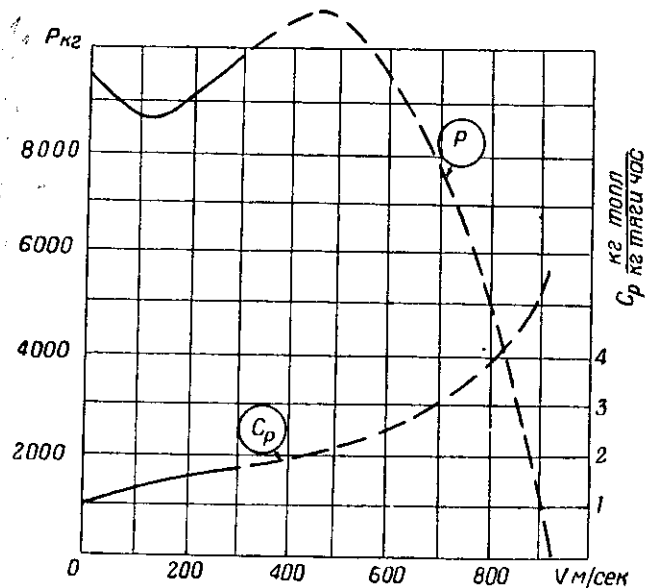


Рис. 87. Скоростная характеристика ТРД

весового расхода воздуха через двигатель. Одновременно вследствие возрастания давления за турбиной скорость истечения газа из реактивного сопла увеличивается (при сужающемся сопле до момента установления в нем критического перепада давления).

Однако скорость истечения газа $V_{ист}$ растет медленнее, чем скорость полета, и поэтому разность скоростей $V_{ист} - V_{пол}$, а следовательно, и удельная тяга $P_{уд}$ (про-

порциональная этой разности) по мере увеличения скорости будут непрерывно уменьшаться.

Таким образом, с увеличением скорости полета при $T_z^* = \text{const}$ весовой расход воздуха через двигатель возрастает, а удельная тяга падает (рис. 88).

Вначале по мере увеличения скорости полета расход воздуха возрастает мед-

леннее падения удельной тяги и тяга двигателя снижается. Затем возрастание расхода воздуха начинает преобладать над падением удельной тяги и тяга двигателя возрастает. Наконец, при очень большом увеличении скорости полета удельная тяга падает настолько значительно, что падение это уже не компенсируется дальнейшим ростом расхода воздуха и тяга двигателя начинает быстро снижаться.

Для выяснения причин, обуславливающих возрастание удельного расхода топлива с увеличением скорости полета самолета, воспользуемся выражением

$$C_p = \frac{3600}{\alpha L_0 P_{уд}},$$

из которого следует, что C_p должно изменяться обратно пропорционально произведению $\alpha P_{уд}$.

Увеличение скорости полета, с одной стороны, приво-

дит к уменьшению разности температур $T_z^* - T_k^*$ (т. е. к уменьшению количества тепла, подводимого к 1 кг воздуха в камерах сгорания) и, следовательно, к возрастанию коэффициента избытка воздуха. С другой стороны, с ростом скорости полета уменьшается и $P_{уд}$. Однако вследствие более значительного уменьшения удельной тяги произведение $\alpha P_{уд}$ (несмотря на рост α) все время уменьшается, что и приводит к непрерывному увеличению удельного расхода топлива.

3. Высотная характеристика

Высотными характеристиками ТРД называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от высоты полета при постоянном числе оборотов двигателя и неизменной скорости полета самолета (рис. 89).

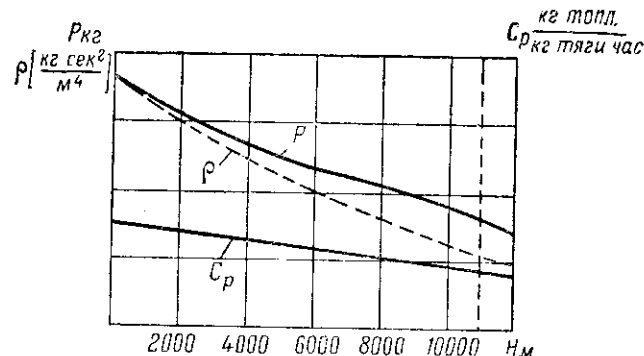


Рис. 89. Высотная характеристика ТРД

При рассмотрении высотных характеристик температуру газа перед турбиной T_z^* так же, как и в случае скоростных характеристик, будем считать постоянной.

Увеличение высоты полета самолета приводит к непрерывному уменьшению тяги двигателя, что объясняется уменьшением весового расхода воздуха через двигатель из-за падения плотности воздуха. Однако с увеличением высоты полета самолета (до $H = 11\,000$ м) падает и температура наружного воздуха, а это приводит к тому, что при постоянной скорости полета суммарная сте-

пень повышения давления воздуха в компрессоре возрастает (холодный воздух сжать легче). Давление воздуха за компрессором и перед турбиной уменьшается медленнее, чем давление атмосферного воздуха, благодаря чему и весовой расход воздуха через двигатель при $T_z^* = \text{const}$ снижается медленнее давления и плотности наружного воздуха.

Кроме того, из-за уменьшения температуры наружного воздуха с высотой температура на выходе из компрессора при $V = \text{const}$ соответственно снижается, и при $T_z^* = \text{const}$ разность температур $T_z^* - T_h^*$ возрастает, т. е. увеличивается количество тепла, подводимого к 1 кг воздуха в камерах сгорания. По этой причине, а также вследствие увеличения суммарной степени повышения давления эффективный КПД двигателя η_e повышается (эффективный КПД — отношение тепла, превращенного в эффективную работу, к затраченному теплу).

В свою очередь увеличение эффективного КПД и количества подводимого тепла в двигателе обуславливает увеличение скорости истечения газа из реактивного сопла, что приводит при $V = \text{const}$ к возрастанию с высотой удельной тяги.

В результате до высоты 11 000 м тяга двигателя падает медленнее, чем плотность наружного воздуха. На высотах более 11 000 м температура атмосферного воздуха не меняется, поэтому суммарная степень повышения давления и удельная тяга при $V = \text{const}$ сохраняются неизменными, и тяга двигателя изменяется пропорционально плотности внешнего воздуха.

Удельный расход топлива до высоты 11 000 м снижается, что объясняется увеличением удельной тяги. Одновременно уменьшается коэффициент избытка воздуха вследствие увеличения разности температур $T_z^* - T_h^*$. Поэтому до высоты 11 000 м удельный расход топлива снижается в меньшей степени, чем возрастает удельная тяга.

На высотах более 11 000 м удельный расход топлива при $T_z^* = \text{const}$ и $V = \text{const}$ остается неизменным вследствие того, что на этих высотах постоянен не только $P_{уд}$, но и разность температур $T_z^* - T_h^*$, а потому и коэффициент избытка воздуха постоянен.

§ 3. КРИВЫЕ ПОТРЕБНЫХ И РАСПОЛАГАЕМЫХ ТЯГ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА САМОЛЕТА (КРИВЫЕ Н. Е. ЖУКОВСКОГО)

Метод определения летных характеристик самолета сопоставлением кривых P_n и P_p был впервые предложен Н. Е. Жуковским и носит его имя.

Зависимости P_n и P_p по скорости для различных высот (кривые Н. Е. Жуковского) для самолета Ту-16, полученные расчетом при весе самолета в 50 000 кг, показаны на рис. 90.

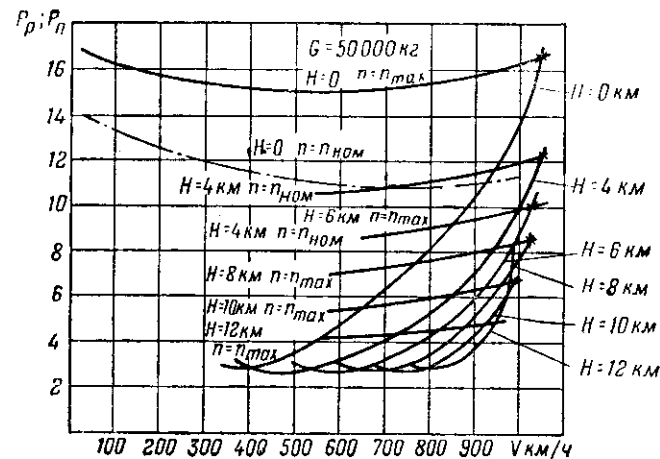


Рис. 90. Кривые потребных и располагаемых тяг для горизонтального полета самолета Ту-16 (кривые Н. Е. Жуковского)

Из приведенных кривых следует, что:

1. Проекция точки пересеченных кривых потребной и располагаемой тяг для какой-либо высоты на ось скоростей есть максимальная скорость горизонтального полета на данной высоте.
2. Скорость, соответствующая критическому углу атаки, является теоретически минимальной скоростью горизонтального полета.
3. Скорость полета, при которой потребная тяга минимальна, является наимыгоднейшей скоростью горизонтального полета.

Для самолетов с ТРД наивыгоднейшая скорость является границей двух режимов горизонтального полета. Первый режим горизонтального полета характеризуется большими скоростями (от $V_{\text{нв}}$ до $V_{\text{мах}}$) и малыми углами атак, а также хорошей устойчивостью и управляемостью самолета. Второй режим горизонтального полета характеризуется малыми скоростями (от $V_{\text{нв}}$ до $V_{\text{мин}}$) и большими углами атак. Вследствие малых скоростей полета самолет на втором режиме хуже управляем и менее устойчив, чем на первом режиме, а потому полет на втором режиме, т. е. на скорости, меньшей наивыгоднейшей, не рекомендуется. Наивыгоднейшая скорость, таким образом, является практически минимальной скоростью горизонтального полета.

4. Все скорости — от наивыгоднейшей до максимальной — составляют диапазон скоростей горизонтального полета самолета. Как видно из приведенных выше кривых Н. Е. Жуковского, с подъемом на высоту диапазон скоростей горизонтального полета уменьшается и на теоретическом потолке становится равным нулю, т. е. полет возможен только на одной скорости — наивыгоднейшей.

5. Наибольший избыток тяги $\Delta P = P_p - P_n$ достигается на наивыгоднейшей скорости. При увеличении скорости полета от наивыгоднейшей избыток тяги уменьшается.

6. Высота полета, на которой кривая располагаемой тяги касается кривой потребной тяги, является теоретическим потолком самолета.

По кривым потребных и располагаемых тяг можно судить и о других летных характеристиках самолета, а именно: о максимальной вертикальной скорости самолета, о характере изменения максимальной скорости горизонтального полета с подъемом на высоту, о характеристиках разгона и торможения и т. д.

§ 4. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА САМОЛЕТА Ту-16

Максимальной скоростью горизонтального полета называется наибольшая скорость, которую может развить самолет в горизонтальном полете при максимальной рас-

полагаемой тяге силовой установки. При полете на максимальной скорости

$$P_n = P_{p_{\text{мах}}} = Q = C_x \frac{\rho V_{\text{мах}}^2}{2} S,$$

откуда максимальная скорость горизонтального полета определяется формулой

$$V_{\text{мах}} = \sqrt{\frac{2P_{p_{\text{мах}}}}{C_x \rho S}}.$$

Максимальная скорость полета самолета с ТРД зависит от тяги, приходящейся на 1 м² площади крыла $\frac{P_{p_{\text{мах}}}}{S}$, коэффициента силы лобового сопротивления C_x и от высоты полета ρ .

Сравнительно большое значение величины $\frac{P_{p_{\text{мах}}}}{S}$, полученное за счет данных двигателей, и малое значение коэффициента силы лобового сопротивления C_x , полученное за счет совершенства аэродинамических форм самолета, привело к тому, что максимальная скорость самолета на высоте 6250 м составляет 992 км/ч.

Рассмотрим характер изменения максимальной скорости горизонтального полета с высотой, полагая, что прочность самолета обеспечена.

Из формулы максимальной скорости следует, что при заданной площади крыла максимальная скорость горизонтального полета зависит от трех величин: $P_{p_{\text{мах}}}$, ρ и C_x . С подъемом на высоту располагаемая тяга двигателя падает, уменьшается также и плотность воздуха. Для определения изменения отношения $\frac{P_{p_{\text{мах}}}}{\rho}$ с высотой обратимся к высотной характеристике ТРД (рис. 89), из которой известно, что благодаря понижению температуры воздуха с высотой тяга двигателя до высоты 11 000 м уменьшается медленнее плотности воздуха. Следовательно, до высоты 11 000 м отношение $\frac{P_{p_{\text{мах}}}}{\rho}$ увеличивается, а с высоты 11 000 м становится постоянным из-за постоянства температуры воздуха на этих высотах.

Таким образом, если предположить, что на режиме $V_{\max}$ коэффициент лобового сопротивления C_x остается неизменным, то с подъемом на высоту до 11 000 м $V_{\max}$ будет увеличиваться, а на высоте более 11 000 м будет оставаться постоянной.

Однако с подъемом на высоту коэффициент лобового сопротивления не остается постоянным, а увеличивается. Увеличение C_x с высотой на режиме максимальной скорости горизонтального полета объясняется следующими причинами:

— с подъемом на высоту плотность воздуха падает, и для соблюдения условия равенства $Y=G$ летчик должен увеличивать угол атаки, что приводит к росту индуктивного коэффициента сопротивления C_{xi} , который является составной частью коэффициента сопротивления самолета;

— с подъемом на высоту возрастает доля волнового сопротивления, так как увеличение угла атаки (или C_y) приводит к уменьшению критического числа M . Кроме того, с увеличением высоты (благодаря падению температуры) скорость звука уменьшается, что при $V=\text{const}$ приводит к еще большему возрастанию числа M полета и увеличению волнового сопротивления.

Таким образом, и C_{xi} и $C_{xв}$ с подъемом на высоту возрастают, а потому коэффициент лобового сопротивления

$$C_x = C_{x_0} + C_{xi} + C_{xв}$$

увеличивается. Изменение максимальной скорости горизонтального полета самолета Ту-16 показано на рис. 91.

На максимальную скорость горизонтального полета самолета влияют температура воздуха, обороты двигателя и вес самолета.

Изменение температуры воздуха (ее отклонение от стандартной) приводит к изменению не только тяги двигателей, но и лобового сопротивления за счет волновых потерь, когда они имеют место. На режиме $V_{\max}$ у самолета Ту-16 имеются волновые сопротивления, поэтому при отклонении температуры от стандартной, например, при понижении температуры вследствие возрастания числа M полета волновое сопротивление увеличивается. Это увеличение оказывается настолько большим, что

кривая P_{Π} по V в верхней своей части смещается влево. В результате, несмотря на увеличение тяги, $V_{\max}$ уменьшится (рис. 92). Прикидочный расчет показывает, что изменение температуры на 5° приводит к изменению $V_{\max}$ на 4—5 км/ч.

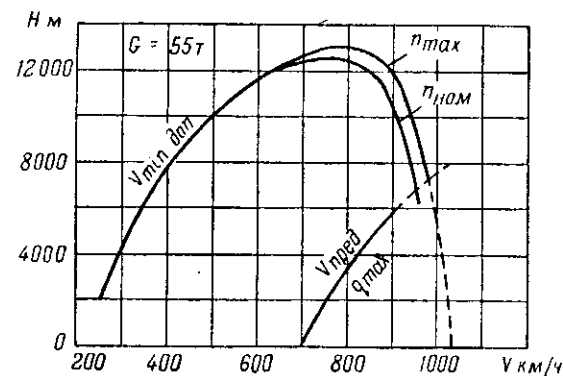


Рис. 91. Зависимость минимально допустимой и максимальной скоростей от высоты полета

Уменьшение оборотов двигателей приводит, как известно, к существенному уменьшению их тяги, однако

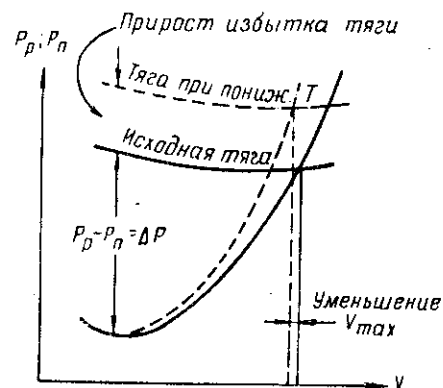


Рис. 92. Влияние понижения температуры воздуха на максимальную скорость горизонтального полета самолета при наличии волнового сопротивления

максимальная скорость при этом изменяется незначительно. Это объясняется наличием волнового сопротивления на максимальных скоростях, а следовательно, и крутым изменением $R_{\text{п}}$ по V .

Говоря о влиянии веса самолета на изменение максимальной скорости полета, следует отметить, что при малых изменениях веса V_{max} практически остается постоянной. При значительном изменении веса самолета и при наличии волнового сопротивления на режиме максимальной скорости увеличение веса самолета приводит к существенному уменьшению V_{max} . Последнее объясняется тем, что для совершения горизонтального полета на заданной высоте с максимальной скоростью при большом полетном весе необходимо увеличить угол атаки, а это ведет к увеличению индуктивного сопротивления. Кроме того, увеличение угла атаки вызывает существенное увеличение $C_{xв}$ за счет уменьшения $M_{\text{кр}}$ крыла. Очевидно, чем больше высота полета, тем сильнее влияние изменения полетного веса на V_{max} самолета, так как увеличение индуктивного и волнового сопротивления будет более существенным.

§ 5. ОГРАНИЧЕНИЕ МАКСИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА САМОЛЕТА Ту-16

Дальность и продолжительность полета самолета с ТРД в значительной степени зависят от высоты полета и с увеличением последней возрастают. Поэтому-то самолет Ту-16 и целесообразно применять на больших высотах. Покажем, что путем ограничения скорости полета на малых высотах можно без ущерба для V_{max} на больших высотах облегчить самолет и за счет этого увеличить запас топлива, а следовательно, и дальность его полета.

Действующие на конструкцию самолета силы и моменты (изгибающие и крутящие) пропорциональны величине скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{\kappa g}{\text{м}^2}$. Чем больше значение скоростного напора, тем большая сила действует на элементы конструкции самолета. Потому для каждого самолета существует определенное значение скоростного напора q_{max} . Исходя из значения q_{max} , назначен-

ного конструкторским бюро, величины предельной скорости на каждой высоте можно определить как

$$V_{\text{пред}} = \sqrt{\frac{2q_{\text{max}}}{\rho}}$$

Как видно, при данном q_{max} с увеличением высоты полета за счет уменьшения плотности предельная скорость полета увеличивается. Если конструкторским бюро на малых высотах назначено большое значение q_{max} (большее $V_{\text{пред}}$), то необходимо усилить все конструктивные элементы самолета, чтобы он не разрушился. Однако подобное усиление приводит к увеличению веса конструкции самолета, а следовательно, к уменьшению веса его полезной нагрузки, в том числе и запаса топлива, что, естественно, уменьшит дальность полета самолета.

Так как с ростом высоты полета $V_{\text{пред}}$ при данном q_{max} быстро возрастает и превосходит значения V_{max} , полученные при данных аэродинамических характеристиках самолета и тяговых характеристиках его силовой установки, то целесообразно уменьшить предельное значение q_{max} и тем самым облегчить конструкцию самолета. Таким образом, ограничивая скорости полета на малых высотах, можно без ущерба для V_{max} на больших высотах облегчать самолет и за счет этого увеличивать запас топлива.

Исходя из этих соображений на самолете Ту-16 установлены ограничения максимальной скорости полета на высотах до 7000 м. Оказывается, величина q_{max} зависит от веса самолета и состояния атмосферы. Чем больше вес самолета и чем сильнее восходящие и нисходящие потоки воздуха, тем меньшее значение q_{max} назначает конструктор, т. е. величина предельных скоростей полета по прибору должна быть меньшей.

Для самолета Ту-16 назначены следующие значения предельных скоростей по прибору:

1. $V_{\text{пр}} = 645 \text{ км/ч}$ для полетных весов 75,8—70 т на высотах 0—7000 м ($q_{\text{max}} = 2180 \text{ кг/м}^2$).

2. $V_{\text{пр}} = 685 \text{ км/ч}$ для полетных весов 70—55 т на высотах 0—6250 м ($q_{\text{max}} = 2260 \text{ кг/м}^2$).

3. $V_{\text{пр}} = 700 \text{ км/ч}$ для полетных весов от 55 т и ниже на высотах 0—6000 м ($q_{\text{max}} = 2350 \text{ кг/м}^2$).

4. $V_{\text{пр}} = 420 \text{ км/ч}$ на всех высотах с выпущенными шасси.

5. Максимально допустимые скорости полета по прибору с отклоненными закрылками:

— 400 км/ч при угле выпуска закрылков до 20° ($q_{\text{max}} = 770 \text{ кг/м}^2$);

— 340 км/ч при угле выпуска закрылков более 20° ($q_{\text{max}} = 560 \text{ кг/м}^2$).

6. Максимально допустимая скорость полета по прибору при выпуске и уборке шасси 400 км/ч ($q_{\text{max}} = 770 \text{ кг/м}^2$) (указанная скорость полета по прибору дана с учетом аэродинамической поправки прибора скорости).

7. Максимально допустимое число M полета по прибору равно 0,9. Причина назначения $M_{\text{пред}} = 0,9$ обусловливается условиями управляемости самолета.

В виде исключения на высотах более 10 000 м разрешается применение маневра со снижением, при котором число M может превышать 0,9.

Особенности поведения самолета при $M > 0,9$ были рассмотрены выше.

Изменение максимальной скорости полета самолета Ту-16 с высотой при максимальном и номинальном режимах работы двигателей с учетом ограничения по скоростному напору для веса $G = 55 \text{ т}$ показано на рис. 91.

§ 6. МИНИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА И ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА Ту-16 ПРИ ПОПАДАНИИ В РЕЖИМ СВАЛИВАНИЯ

Теоретически минимальной скоростью горизонтального полета называется скорость, соответствующая максимальному значению коэффициента подъемной силы $C_{y_{\text{max}}}$ или критическому углу атаки $\alpha_{\text{кр}}$, т. е.

$$V_{\text{теор min}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{max}}} \rho S}}.$$

Однако минимальная скорость, определенная по приведенной выше формуле, практического интереса не представляет, так как полет на этой скорости небезопасен.

Исходя из условий безопасности полета обычно устанавливают допустимое значение коэффициента подъемной силы, при котором возможно выполнение горизонтального полета. Для самолетов с ВМГ, у которых влияние сжимаемости воздуха отсутствовало, значение допустимого коэффициента подъемной силы назначалось в долях $C_{y_{\text{max}}}$. Обычно $C_{y_{\text{доп}}} \approx 0,85 C_{y_{\text{max}}}$.

Для самолетов с ТРД за величину $C_{y_{\text{доп}}}$ принимают значение коэффициента подъемной силы, предшествующее срыву потока с крыла и сваливанию самолета. Величина $C_{y_{\text{доп}}}$ определяется несущими свойствами крыла и зависит от числа M полета (рис. 34).

При небольших скоростях полета до чисел $M \approx 0,3$ величину $C_{y_{\text{доп}}}$ практически можно считать постоянной, не зависящей от числа M . При больших скоростях влияние сжимаемости существенно снижает величину $C_{y_{\text{доп}}}$.

Зависимость от числа M допустимой величины коэффициента подъемной силы $C_{y_{\text{доп}}}$ и потребных для горизонтального полета величин C_y показана на рис. 93.

Точки пересечения кривых $C_{y_{\text{доп}}}$ с кривой $C_{y_{\text{доп}}}$ определяют величину предельно минимальных скоростей (чисел M) горизонтального полета, предшествующих сваливанию самолета, для соответствующих высот.

Аналитически величина предельно минимальной скорости определяется формулой

$$V_{\text{пред min}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{доп}}} \rho S}}.$$

Величина предельно минимальной скорости зависит от веса самолета, высоты полета и от $C_{y_{\text{доп}}}$. Чем больше вес и высота полета самолета, тем

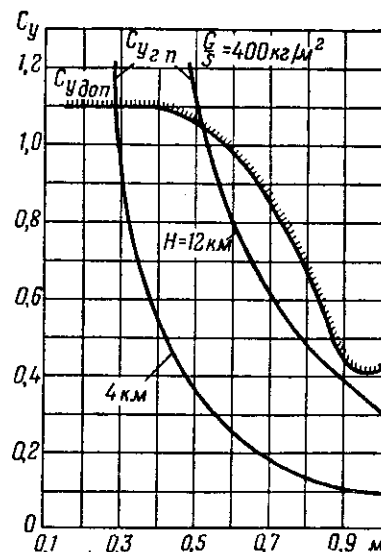


Рис. 93. Зависимость величин $C_{y_{\text{доп}}}$ и $C_{y_{\text{гр}}}$ от числа M полета

большей будет и предельно минимальная скорость при том же $C_{y_{доп}}$. Однако с увеличением высоты за счет роста скорости полета и уменьшения скорости звука увеличивается число M полета. Поэтому с поднятием на высоту $C_{y_{доп}}$ будет уменьшаться, что вызывает более интенсивное увеличение $V_{пред\ min}$.

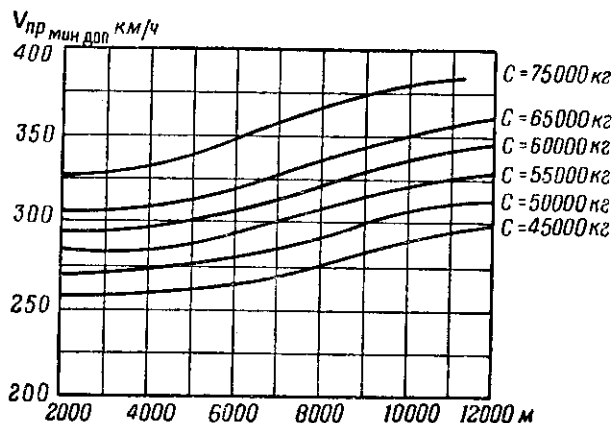


Рис. 94. График минимально допустимых скоростей в зависимости от высоты полета для различных полетных весов самолета Ту-16

Выход самолета на предельно минимальную скорость, т. е. на скорость, предшествующую срыву, не гарантирует безопасности полета, а потому для самолета Ту-16 установлена минимально допустимая скорость, на 30—50 км/ч большая предельно минимальной скорости, предшествующей срыву.

График минимально допустимых скоростей полета для различных высот и полетных весов самолета при убранных шасси и закрылках показан на рис. 94.

Для приближенного определения в полете (без графика) минимально допустимой скорости необходимо запомнить из графика минимально допустимую скорость по прибору для определенной высоты и полетного веса самолета (например, на высоте 10 000 м, для полетного веса 55 т минимально допустимая скорость полета по прибору с убранными шасси и закрылками равна 320 км/ч). Чтобы определить минимально допустимые

скорости для других высот и полетных весов, необходимо помнить следующее:

— изменение полетного веса самолета на 5 т приводит к изменению минимально допустимой скорости в среднем на 15 км/ч (с увеличением веса скорость увеличивается);

— изменение высоты полета на 2000 м приводит к изменению минимально допустимой скорости в среднем на 10 км/ч (с увеличением высоты скорость увеличивается).

Допускать скорость полета по прибору меньше минимально допустимой на любом режиме полета категорически запрещается.

В целях обеспечения большей безопасности полета для самолета Ту-16 установлена практически минимальная скорость, соответствующая наивыгоднейшей скорости горизонтального полета. В зависимости от полетного веса эти скорости следующие:

- при $G=45—50$ т $V=350$ км/ч;
- при $G=55—60$ т $V=370$ км/ч;
- при $G=65—70$ т $V=400$ км/ч.

Допускать скорость полета ниже наивыгоднейшей для соответствующего полетного веса не рекомендуется.

Рассмотрим поведение самолета при попадании в режим сваливания.

Под сваливанием понимается неуправляемое продольное или боковое движение самолета, возникающее при больших углах атаки в результате срыва потока на крыле. За начало сваливания будем принимать момент достижения величины угловой скорости крена $\omega_k = 0,1$ рад/сек при неподвижных элеронах и руле направления.

На характер сваливания самолета существенное влияние оказывает режим полета, т. е. высота и скорость, а потому рассмотрим поведение самолета при сваливании на различных режимах.

Поведение самолета Ту-16 при сваливании с минимальной скорости на высотах 11 000—12 500 м с убранном газом характеризуется непроизвольным кабрированием и возникающей при этом срывной тряской. В момент начала кабрирования происходит «всплывание» элеронов до 3—4°.

Устойчивость и управляемость на режимах, предшествующих сваливанию, при сваливании и выводе из сва-

ливания имеют следующие особенности: на скорости по прибору 300 км/ч наблюдается ухудшение устойчивости самолета в продольном отношении, проявляющееся в уменьшении «тянущих» усилий от руля высоты. При дальнейшем уменьшении скорости до $V_{пр}=270\text{—}280\text{ км/ч}$ самолет стремится перейти в кабрирование, а на скорости $V_{пр}=250\text{—}260\text{ км/ч}$ самолет «подхватывает» (появляется произвольное кабрирование) на большие углы тангажа (до $35\text{—}40^\circ$) с одновременным возникновением слабой срывной тряски.

Если в момент начала кабрирования летчик отдаст штурвал от себя, то самолет выходит на эксплуатационные углы атаки практически без запаздывания. В случае задержки отдачи штурвала от себя на 1,5—2,0 сек самолет продолжает кабрировать и сваливается на крыло, уменьшая при этом скорость до 240—250 км/ч. При сваливании тряска прекращается, что свидетельствует о выходе самолета на эксплуатационные углы атаки.

После набора скорости 330—350 км/ч креп легко устраняется отклонением элеронов. Вывод самолета из снижения после срыва следует производить плавным взятием штурвала на себя на скорости 340—360 км/ч по прибору.

С момента «подхватывания» самолета и до прекращения тряски после сваливания элероны и руль направления необходимо удерживать в нейтральном положении. Попытка парирования бросков самолета по крену элеронами и рулем направления при наличии срывной тряски приводит к увеличению крена и раскачки самолета.

Причина такого поведения самолета заключается в следующем: при повороте штурвала вправо для парирования левого крена угол атаки концевой части левого крыла увеличивается за счет отклонения левого элерона вниз. Это увеличение угла атаки усугубляет срывные явления и вызывает уменьшение подъемной силы левого крыла.

Угол атаки концевой части правого крыла, наоборот, уменьшается за счет отклонения элерона вверх, что приводит к ослаблению интенсивности срыва потока и увеличению подъемной силы правого крыла. Таким образом дача штурвала не устраняет, а усугубляет кренение самолета.

Наличие слабой тряски, практически совпадающей с потерей продольной управляемости, не дает возможности летчику судить о приближении самолета к режиму сваливания. Наиболее ощутимым признаком приближения к режиму сваливания с минимальной скорости является уменьшение тянущих усилий на штурвале от руля высоты и незначительная продольная раскачка самолета.

Характерной особенностью поведения самолета при сваливании на высотах 11 000—12 500 м на скоростях, соответствующих числам $M=0,6\text{—}0,8$, с двигателями, работающими на $n = 4100\text{ об/мин}$, является то, что после достижения начала тряски самолет произвольно переходит на кабрирование с возрастающей перегрузкой. Тряска по мере увеличения перегрузки прогрессирует и прекращается после сваливания самолета на крыло и плавного набора скорости. Своевременная отдача штурвала от себя предотвращает самопроизвольный выход самолета на большие углы атаки и сваливание самолета. Задержка отдачи штурвала от себя на 1,5—2,0 сек после «подхватывания» приводит к сваливанию, предотвратить которое, несмотря на полное отклонение штурвала от себя, невозможно.

Перед сваливанием самолет с полностью отданным штурвалом от себя и нейтральным положением элеронов и руля направления раскачивается с крыла на крыло.

После значительной потери скорости самолет сваливается на крыло с креном $20\text{—}45^\circ$.

Вмешательство летчика в поперечное управление для прекращения раскачки самолета усугубляет характер сваливания как по угловой скорости относительно продольной оси самолета, так и по величине крена.

После полной отдачи штурвала от себя летчику необходимо ждать прекращения тряски и следить за сохранением нейтрального положения элеронов и руля направления. При этом время выхода самолета на эксплуатационные углы атаки длится до 10—12 сек.

На высотах 11 000—12 500 м на скоростях, соответствующих числам $M=0,6\text{—}0,8$, четко выраженным признаком приближения к режиму сваливания является интенсивная тряска.

Сваливание самолета Ту-16 с минимальной скорости на высотах 7000—8000 м отличается резкостью поведения самолета. При подходе к минимальной скорости на

этих высотах тряски или каких-либо других предупреждающих явлений не наблюдается. Сваливание наступает практически мгновенно. При этом самолет приобретает большую угловую скорость относительно продольной оси и, как правило, входит в очень глубокий крен или в перевернутое положение (положение «на спине») при штурвале, отданном от себя.

Движение самолета при попадании в перевернутое положение имеет следующие особенности:

- угол атаки при перевороте быстро уменьшается до эксплуатационного;
- угол пикирования при выводе из перевернутого положения достигает $50\text{--}60^\circ$;
- колебания по крену проходят с периодом $4\text{--}5$ кол/сек.

Вывод из перевернутого положения необходимо выполнять после прекращения тряски следующим образом:

- немедленно отклонить элероны на вывод на максимально возможный угол в сторону наименьшего доворота для возвращения самолета в нормальное положение;

— задержать возвращение штурвала из положения «полностью от себя» в балансировочное до достижения крена $60\text{--}70^\circ$ во избежание быстрого нарастания угла пикирования;

— по достижении крена $60\text{--}70^\circ$ установить штурвал из положения «полностью от себя» в балансировочное и, продолжая устранять крен, плавно переводить самолет в горизонтальный полет взятием штурвала на себя, не допуская повторного вывода самолета на режим тряски.

Потеря высоты при выводе самолета из перевернутого положения в горизонтальный полет составляет $1500\text{--}2000$ м.

§ 7. ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

Подъемом самолета называется равномерное и прямолинейное движение самолета вверх по траектории, наклоненной к горизонту. Угол Θ , заключенный между траекторией подъема и линией горизонта, называется углом подъема.

На режиме подъема так же, как и во всех других случаях прямолинейного и равномерного движения, дей-

ствующие на самолет силы должны быть уравновешены (рис. 95). Следовательно, уравнения движения самолета при подъеме будут иметь вид:

$$P_{\text{под}} = Q + G \sin \Theta; \quad (1)$$

$$Y = G \cos \Theta. \quad (2)$$

Пользуясь этими уравнениями движения, рассмотрим характеристики подъема самолета.

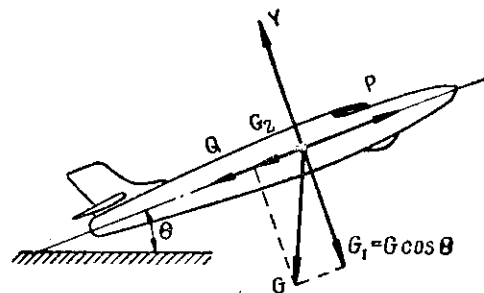


Рис. 95. Схема сил, действующих на самолет при подъеме

1. Скорость, необходимая для подъема самолета, определяется из условия прямолинейности движения (уравнение 2):

$$Y = G \cos \Theta = C_y \frac{\rho V_{\text{под}}^2}{2} S,$$

откуда

$$V_{\text{под}} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S} \cos \Theta}.$$

Так как

$$V_{\text{гн}} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}},$$

то

$$V_{\text{под}} = V_{\text{гн}} \sqrt{\cos \Theta}.$$

Скорость, необходимая для подъема самолета, зависит от тех же факторов, что и скорость, необходимая для горизонтального полета, и от величины угла подъема.

2. Тяга, потребная для подъема самолета, определяется из условия равномерного движения самолета (уравнение 1):

$$P_{\text{под}} = Q + G \sin \Theta.$$

При полете с одинаковыми углами атак при подъеме и горизонтальном полете самолета $Q = P_{\text{гор}}$. Обозначая $G \sin \Theta = \Delta P$, имеем

$$P_{\text{под}} = P_{\text{гор}} + \Delta P,$$

где $P_{\text{гор}}$ — тяга, потребная для горизонтального полета самолета;

ΔP — избыток тяги, используемый при подъеме самолета для уравнивания силы $G \sin \Theta$.

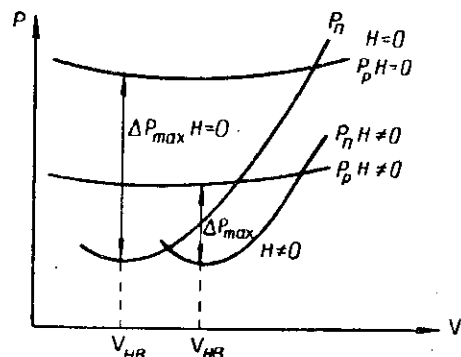


Рис. 96. Изменение избытка тяги с высотой

3. Угол подъема самолета и режим наиболее крутого подъема. Угол подъема самолета определяется формулой

$$\sin \Theta = \frac{P_p - P_{\text{гор}}}{G} = \frac{\Delta P}{G},$$

т. е. величина угла подъема самолета зависит от избытка тяги и от веса самолета.

Из кривых потребных и располагаемых тяг видно, что избыток тяги при $G = \text{const}$ зависит от высоты и скорости полета самолета (рис. 96). Максимальный избыток тяги

$\Delta P_{\text{max}} = P_p - P_{\text{г}}$, а следовательно, и максимальный угол подъема самолета получится, очевидно, если потребная тяга минимальна, т. е. на наивыгоднейшей скорости. С подъемом самолета на высоту величина ΔP_{max} вследствие снижения располагаемой тяги с высотой уменьшается, что приводит к уменьшению максимального угла подъема, а следовательно, и крутизны траектории подъема.

Максимальный угол подъема самолета Ту-16 при номинальном режиме работы двигателей составляет у земли примерно $8-14^\circ$ в зависимости от полетного веса и достигается на наивыгоднейшей скорости.

4. Вертикальная скорость при подъеме, режим наибольшей скороподъемности, потолок самолета. Режим наиболее крутого подъема в практике полетов употребляется сравнительно редко. Гораздо большее значение представляет набор высоты за короткий промежуток времени, т. е. набор высоты с максимальной вертикальной скоростью.

Вертикальная скорость самолета V_y при подъеме определяется формулой

$$V_y = \frac{\Delta P V}{G}.$$

Максимальная вертикальная скорость будет, очевидно, достигнута при такой скорости полета самолета по траектории, когда произведение избытка тяги на скорость будет максимальным ($G = \text{const}$).

Для определения $(\Delta P V)_{\text{max}}$ и скорости полета самолета по траектории, при которой достигается $(\Delta P V)_{\text{max}}$ построим кривые зависимости $\Delta P V$ от скорости полета по прибору для различных высот.

Чтобы определить характер изменения $\Delta P V$ по $V_{\text{приб}}$, зададимся рядом приборных скоростей $V_1, V_2, \dots, V_n$.

Для каждой из заданных скоростей по кривым Жуковского снимем на выбранной высоте избыток тяги ΔP . Затем, пересчитав приборную скорость в истинную, найдем величину произведения $\Delta P V$ при заданной приборной скорости и т. д. (рис. 97).

Из рисунка видно, что максимальная величина произведения $\Delta P V$, а следовательно, и максимальная вертикальная скорость (при $G = \text{const}$) достигается у земли.

С увеличением высоты полета $V_{y_{\max}}$ уменьшается из-за уменьшения избытка тяги с высотой. Максимальная вертикальная скорость самолета Ту-16 у земли при $G=59 \text{ т}$ составляет 20,2 м/сек, а при $G=72 \text{ т}$ — 16 м/сек и достигается на номинальном режиме работы двигателей $n=4350 \text{ об/мин}$ при скорости 570 км/ч по прибору.

График вертикальных скоростей и времени набора высоты для самолета с полетным весом 59 т и 72 т (двигатели РД-3М, $n=4350 \text{ об/мин}$) представлен на рис. 98.

Высота полета, при которой на номинальном режиме работы двигателей вертикальная скорость составляет 0,5 м/сек, называется практическим потолком самолета. Для самолета Ту-16 при $G=59 \text{ т}$ она составляет 13 100 м, а при $G=72 \text{ т}$ — 12 100 м.

Из рис. 97 видно, что максимальная величина произведения $(\Delta PV)_{\max}$ с подъемом на высоту достигается на меньших приборных скоростях. Поэтому для сохранения режима наибольшей скороподъемности с высотой следовало бы на каждые 1000 м высоты уменьшать скорость по прибору на 10 км/ч. Однако в целях упрощения техники пилотирования при наборе высоты для самолета Ту-16 установлен несколько иной порядок набора.

Рис. 97. Зависимость ΔPV по $V_{\text{приб}}$ для различных высот полета

Для всех полетных весов самолета Ту-16 (до максимального взлетного веса 75,8 т включительно) набор высоты до 7000 м необходимо производить на номинальном режиме работы двигателей 4350 об/мин при постоянной скорости 570 км/ч по прибору. При дальнейшем подъеме приборную скорость следует уменьшать на 20 км/ч на каждые 1000 м высоты. Вследствие плавного изменения ΔPV по V набор высоты таким методом незначительно отличается по времени от набора на скоростях наибольшей скороподъемности и практически не снижает боевых возможностей самолета.

Рассмотрим влияние температуры наружного воздуха и полетного веса на угол подъема, вертикальную скорость и потолок самолета.

1. Влияние температуры. Для реактивного самолета, каким является Ту-16, температура наружного воздуха

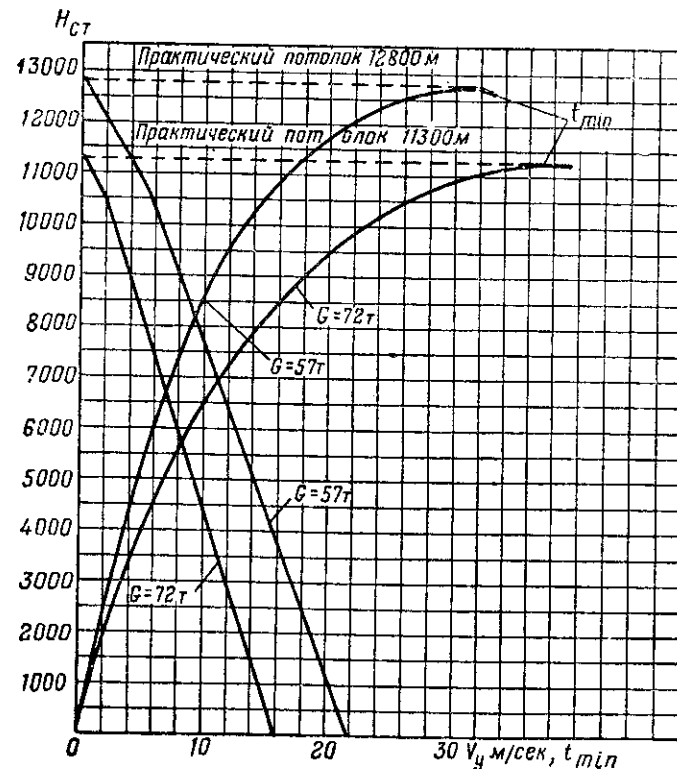


Рис. 98. График скороподъемности самолета

оказывается одним из наиболее важных эксплуатационных факторов, так как ее изменение приводит к существенному изменению располагаемой тяги двигателей. Так, понижение температуры вызывает увеличение весового секундного расхода воздуха через двигатель, вследствие чего тяга двигателя возрастает, а повышение температуры уменьшает секундный расход воздуха и приводит к падению тяги двигателя.

Приближенно можно считать, что отклонение температуры воздуха от стандартной на 1% вызывает изменение тяги двигателя на 2%. Так, если зимой температура при постоянном давлении упала до -15°C , что дает отклонение от стандартной на 10,4%, то тяга двигателя увеличится примерно на 20% против стандартных условий.

Влияние температуры на вертикальную скорость, угол подъема и потолок самолета сказывается главным образом через располагаемую тягу двигателей.

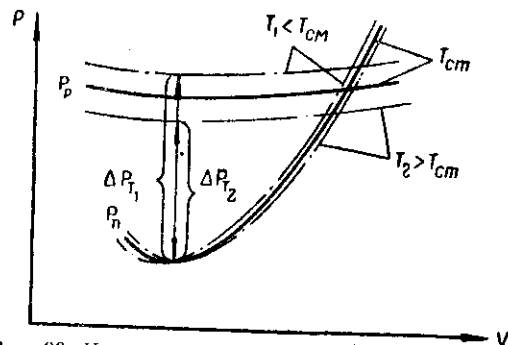


Рис. 99. Кривые потребных и располагаемых тяг при температуре наружного воздуха, отличной от стандартной

Изменение температуры воздуха (отклонение ее от стандартной) приводит к изменению располагаемой тяги, а следовательно, и к изменению величины избытка тяги ΔP (рис. 99). Увеличение избытка тяги при понижении температуры приводит к увеличению вертикальной скорости, угла подъема и потолка самолета. При повышении температуры, наоборот, избыток тяги уменьшается, а следовательно, уменьшаются и вертикальная скорость, и угол подъема, и потолок самолета.

Прикидочный расчет показывает, что изменение температуры на $\Delta T = \pm 20^{\circ}$ приводит к изменению вертикальной скорости (при весе самолета 55 т) у земли на $\pm 4,15 \text{ м/сек}$, на высоте 5000 м на $\pm 1,6 \text{ м/сек}$ и на высоте 8000 м на $\pm 0,8 \text{ м/сек}$.

Изменение температуры на $\Delta T = \pm 10^{\circ}$ приводит к изменению потолка самолета Ту-16 на $\pm 400 \text{ м}$.

2. Влияние полетного веса самолета. При постоянной избыточной тяге угол подъема и вертикальная скорость самолета, как видно из соответствующих формул, изменились бы обратно пропорционально изменению полетного веса. Однако при изменении полетного веса изменяется и избыток тяги ΔP . При увеличении полетного веса избыток тяги за счет роста потребной тяги уменьшается, а при уменьшении — увеличивается (рис. 100). Поэтому фактическое изменение угла подъема, вертикальной скорости, а следовательно, и потолка самолета получается более сильным, особенно на больших высотах, где избыточные тяги малы и поэтому более чувствительны к изменениям потребной тяги.

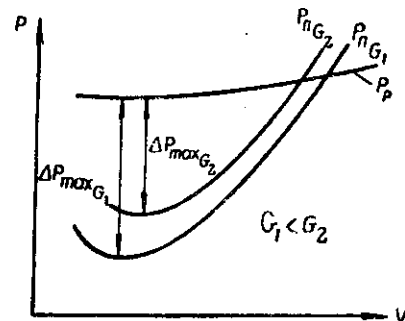


Рис. 100. Кривые потребных и располагаемых тяг для самолета с различным полетным весом

§ 8. ПЛАНИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Планированием (снижением) называется прямолинейное и равномерное движение самолета вниз по траектории, наклоненной к горизонту. Угол, образованный траекторией планирования и линией горизонта, называется углом планирования $\Theta_{пл}$ (рис. 101).

Из схемы сил, действующих на самолет при планировании, следует, что уравнения движения самолета имеют вид:

при $P = 0$

$$Y = G \cos \Theta; \quad (1)$$

$$Q = G \sin \Theta; \quad (2)$$

при $P \neq 0$

$$Y = G \cos \Theta; \quad (1)$$

$$Q = P_{пл} + G \sin \Theta. \quad (2)$$

Величинами, характеризующими планирование самолета, являются:

1. Скорость планирования

$$V_{пл} = V_{гп} \sqrt{\cos \Theta_{пл}}.$$

2. Угол планирования: при $P = 0$

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{1}{k}.$$

при $P \neq 0$

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{1}{k} - \frac{P_{пл}}{G}.$$

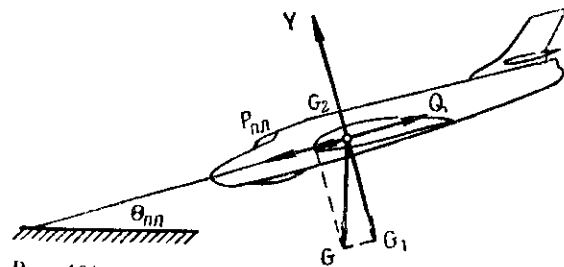


Рис. 101. Схема сил, действующих на самолет при планировании

3. Вертикальная скорость снижения

$$V_{y_{сн}} = V_{пл} \sin \Theta.$$

4. Дальность планирования:

$$\text{при безветрии } L_{пл} = Hk;$$

$$\text{при ветре } L_{пл} = Hk \pm Ut,$$

где U — скорость ветра;

t — время снижения с высоты H .

Летчики часто считают, что на дальность планирования влияет также и изменение полетного веса самолета.

Однако, рассматривая влияние изменения полетного веса самолета на дальность планирования, следует различать планирование при безветрии и планирование при ветре.

При планировании в условиях безветрия изменение веса самолета никакого влияния на дальность планиро-

вания не оказывает, так как она зависит лишь от высоты и угла планирования, а последний от веса независим. При большем весе скорость по траектории и вертикальная скорость увеличиваются, вследствие чего уменьшается время планирования с данной высоты, но угол и дальность планирования не изменяются.

Дальность планирования при ветре зависит от величины полетного веса самолета. При увеличении полетного веса самолета скорость планирования и вертикальная скорость увеличиваются, время планирования уменьшается, следовательно, уменьшается и произведение Ut , а это при встречном ветре, очевидно, вызовет увеличение дальности планирования. При попутном ветре, наоборот, дальность планирования уменьшится. В случае уменьшения полетного веса картина будет обратная.

Планирование с больших высот на самолете Ту-16 следует производить с задресселированными двигателями (при положении рычагов управления двигателями на упорах малого газа). Хорошая продольная управляемость самолета при полете на больших числах M (до $M = 0,9$) позволяет самолету снижаться при больших вертикальных скоростях снижения (до 25—30 м/сек).

Наивыгоднейшая средняя скорость полета самолета при снижении с больших высот составляет 500 км/ч по прибору. На этой скорости достигается наибольшая дальность планирования с наименьшим расходом топлива.

НЕУСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

§ 1. МАНЕВРЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Маневрирование самолета состоит в преднамеренном изменении режима полета: скорости, высоты и направления. Теория маневрирования находит широкое практическое применение в решении многих тактических задач авиации, к числу которых относятся: построение боевого порядка самолетов, смыкание, размыкание и перестроение на маршруте полета и в районе цели, выполнение роспуска строя перед посадкой, выход на цель в заданное время, а также установление и удержание заданной дистанции относительно подвижного объекта.

Маневрирование самолета характеризуется возможностью быстрого изменения скорости, высоты и направления полета, т. е. быстротой изменения положения самолета в пространстве. Изменение положения самолета в пространстве, вообще говоря, состоит из целого ряда отдельных неустановившихся движений, определяемых действующими на самолет аэродинамическими силами, силой веса и силой тяги двигателей.

При рассмотрении маневренных характеристик самолета различают следующие виды боевого маневрирования:

- а) маневрирование скоростью на горизонтальной прямой — разгон и торможение самолета;
- б) маневрирование высотой — горка и планирование;
- в) маневрирование направлением по горизонтали на кривой — разворот и вираж.

1. Маневрирование скоростью на горизонтальной прямой

Маневр самолета по горизонтальной прямой или по прямой, мало наклоненной к горизонту, при увеличении скорости полета называется **разгоном**, а при уменьшении скорости — **торможением** самолета.

Для разгона самолета необходимо наличие действующей на него направленной вперед суммарной продольной ускоряющей силы. Для торможения самолета, наоборот, суммарная продольная сила должна быть направлена назад и должна являться тормозящей силой.

Условие прямолинейности движения при разгоне или торможении требует равенства нулю суммы проекций поперечных сил, действующих на самолет.

Для соблюдения этого условия при разгоне или торможении на прямолинейной траектории летчик должен по мере изменения скорости непрерывно изменять угол атаки (обратно пропорционально квадрату скорости), уменьшая его при повышении скорости и увеличивая при уменьшении ее. Нарушение этого правила может привести к появлению неуравновешенной поперечной силы и, следовательно, к искривлению траектории полета самолета.

Уравнения движения самолета в горизонтальном полете имеют вид:

при разгоне

$$Y = G; R_{\text{разг}} = P_p - P_n;$$

при торможении

$$Y = G; R_{\text{торм}} = -P_n.$$

Величины разгоняющей и тормозящей сил снимаются с кривых Н. Е. Жуковского (рис. 102).

Согласно закону Ньютона ускорение j связано с действующей неуравновешенной силой выражением

$$mj = R,$$

где $m = \frac{G}{g}$ — масса тела,

откуда

$$j = \frac{R}{m} = \frac{gR}{G}.$$

Из выражения ускорения следует, что для самолета, имеющего вес G , величина ускорения при неустановившемся движении определяется величиной неуравновешенной силы R .

Из приведенных на рисунке кривых Н. Е. Жуковского видно, что максимальное ускорение самолета при разгоне имеет место на наивыгоднейшей скорости полета, когда

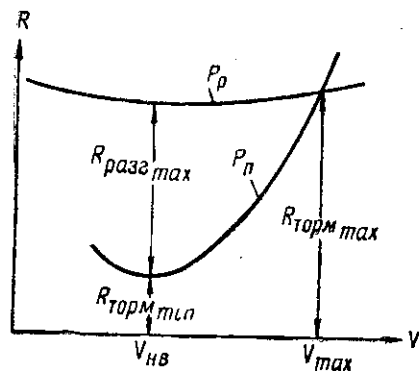


Рис. 102. Зависимость разгоняющей и тормозящей сил от скорости полета

да разгоняющая сила достигает максимальной величины. Приближение скорости полета к максимальной приводит к уменьшению величины ускоряющей силы, а следовательно, и ускорения, т. е. при $V \rightarrow V_{\max} j \rightarrow 0$.

Наибольшая по абсолютной величине тормозящая сила $R_{\text{торм max}}$ достигается на максимальной скорости, когда $P_{n \max}$. Чем скорость полета меньше максимальной, тем меньше величина тормозящей силы и меньше по абсолютной величине ускорение. Торможение будет наименьшим при наивыгоднейшей скорости полета, когда достигается $P_{n \min}$.

Расчет характеристик прямолинейного неустановившегося движения самолета заключается в определении времени, потребного для изменения скорости от одной величины до другой, и длины пути, который при этом пройдет самолет. Время разгона или торможения самолета зависит: во-первых, от величины приращения скорости ΔV , положительного при разгоне и отрицательного при торможении, и, во-вторых, от величины продольного ускорения j . Так как в процессе маневрирования самолета неуравновешенная сила R изменяется, то не остается постоянным и ускорение. Поэтому для определения вре-

мени разгона или торможения самолета нужно брать среднее ускорение $j_{\text{ср}}$. Тогда

$$\Delta t = \frac{\Delta V}{j_{\text{ср}}}.$$

В качестве $j_{\text{ср}}$ следует взять либо полусумму ускорений в начале и в конце маневра, либо ускорение, соответствующее средней скорости самолета при маневре.

Длина пути, проходимого самолетом при маневре, равна

$$\Delta L = V_{\text{ср}} \Delta t,$$

где $V_{\text{ср}}$ — средняя скорость;

Δt — время разгона или торможения.

Время и путь при разгоне или торможении самолета зависят от ряда факторов, наиболее существенными из которых являются: высота, исходная скорость полета, полетный вес и режим работы двигателей.

Увеличение высоты полета вызывает уменьшение величины разгоняющей силы (из-за падения располагаемой тяги двигателей) и уменьшение ускорения при разгоне, что приводит к ухудшению характеристик разгона.

С ростом высоты полета существенно ухудшаются и характеристики торможения самолета. На большей высоте полета самолета при торможении на одну и ту же величину приборной скорости необходимо погасить большую кинетическую энергию, что приводит к увеличению времени и пути, проходимого самолетом при торможении. Кроме того, на больших высотах полета нельзя сильно дросселировать двигатели из соображений устойчивости их работы.

Величина ускорения, как мы видели, с увеличением скорости полета при разгоне уменьшается, а при торможении увеличивается по абсолютному значению. Следовательно, время, необходимое для увеличения скорости на одну и ту же величину, на больших скоростях будет большим, чем на малых. Время торможения, требующееся для уменьшения скорости на одну и ту же величину, на больших скоростях будет меньшим, чем на малых.

Увеличение полетного веса самолета приводит к уменьшению разгоняющей силы и ускорения, и следовательно, к ухудшению характеристик разгона самолета. Характеристики торможения с увеличением полетного

веса также ухудшаются, что объясняется большой инертностью тяжелого самолета.

Характеристики разгона и торможения самолета Ту-16 для различных полетных весов и высот полета при максимальном режиме работы двигателей показаны на рис. 103, 104, 105, 106.

Для уменьшения времени разгона самолета, особенно при малых избыточных тягах, целесообразно использовать разгон со снижением.

2. Маневрирование самолета в вертикальной плоскости

Самолет Ту-16 относится к типу машин с ограниченными маневренными возможностями, тем не менее летчику приходится совершать некоторое маневрирование в вертикальной плоскости. Маневренность самолета обычно ограничивается величиной разрешенной эксплуатационной перегрузки $n_{\max}^{\text{э}}$, которую назначает конструктор, исходя из запаса прочности самолета. Так, для самолета Ту-16 по данным отдела конструкторского бюро для весов $G = 55, 65$ и 75 т соответственно допустимые перегрузки $n_{\max}^{\text{э}} = 3,17; 2,6$ и 2 . В условиях нормальной эксплуатации самолета в строевых частях для указанных весов установлены еще меньшие значения максимальных эксплуатационных перегрузок, соответственно равные $2,2$ и $1,6$.

Однако названные выше значения максимальных эксплуатационных перегрузок не всегда можно реализовать при маневре без опасности выхода самолета на режим тряски и сваливания.

Действительно, при производстве криволинейного маневра в вертикальной плоскости перегрузка может быть определена отношением C_y криволинейного полета к C_y исходного горизонтального полета, т. е.

$$n_{\text{кр. пол}} = \frac{C_{y_{\text{кр. пол}}}}{C_{y_{\text{гп}}}}$$

Это происходит потому, что в первоначальный момент скорость полета самолета практически остается постоянной и возрастание подъемной силы обусловлено увеличением C_y . Но сильно увеличивать $C_{y_{\text{кр. пол}}}$ без опасности

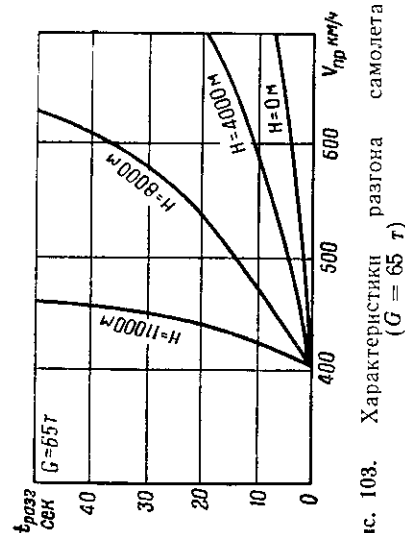
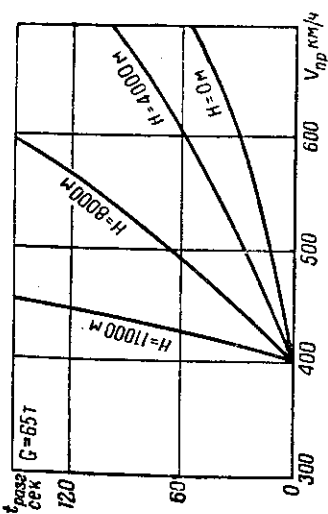


Рис. 103. Характеристики разгона самолета ($G = 65$ т)

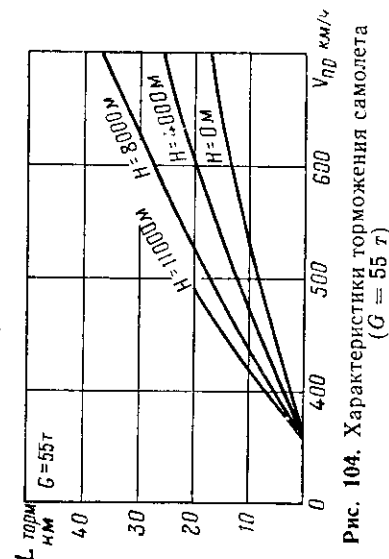
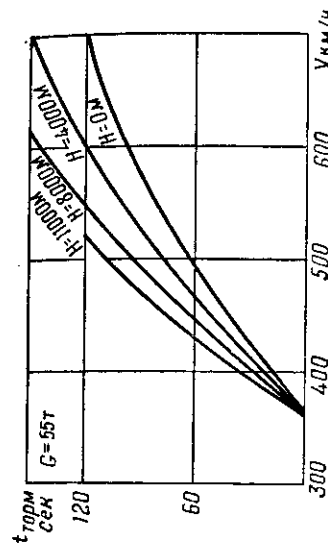


Рис. 104. Характеристики торможения самолета ($G = 55$ т)

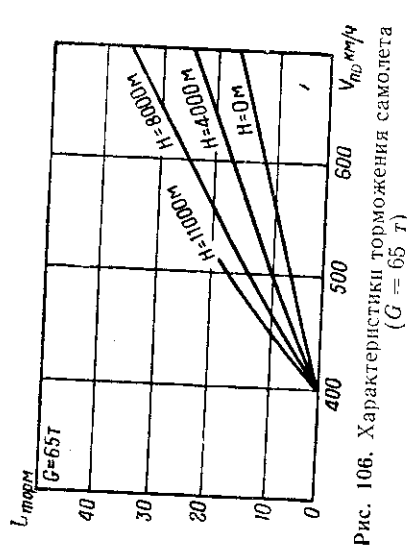
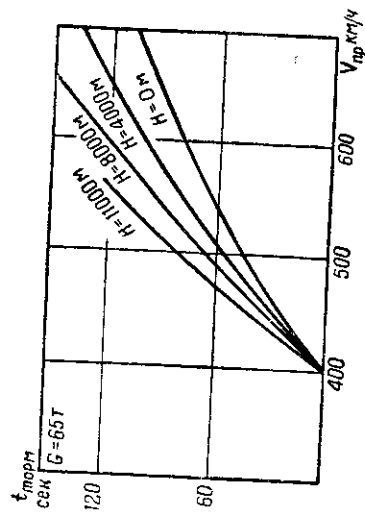


Рис. 106. Характеристики торможения самолета ($G = 65 \text{ т}$)

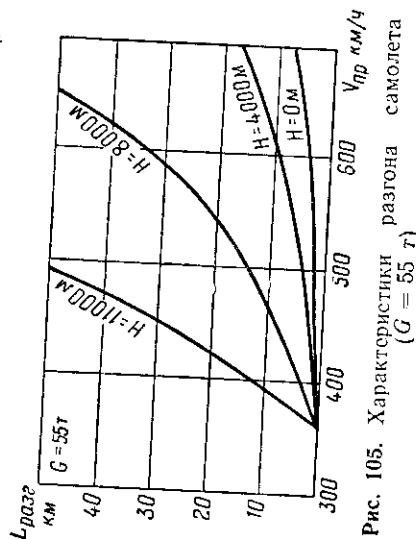
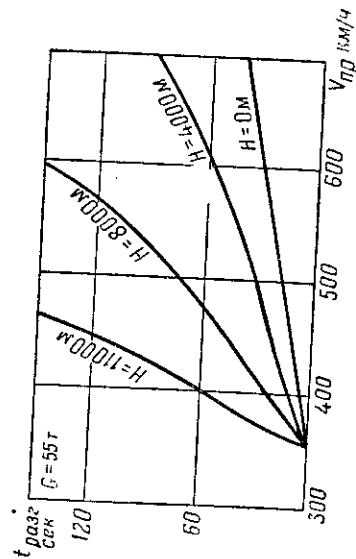


Рис. 105. Характеристики разгона самолета ($G = 55 \text{ т}$)

выхода самолета на режим тряски нельзя. Очевидно, это можно делать только до значений, соответствующих $C_{y_{доп}}$ при данном числе M . Таким образом, допустимая перегрузка, обусловленная выходом самолета на режим тряски, определяется отношением

$$n_{доп} = \frac{C_{y_{доп}}}{C_{y_{гп}}}.$$

При данном весе самолета G величина $C_{y_{гп}}$ определяется из условия равенства подъемной силы весу $Y = G$, т. е.

$$C_{y_{гп}} = \frac{2G}{\rho V^2 S}.$$

Очевидно, зная вес самолета, высоту и скорость горизонтального полета, можно легко определить величину допустимой перегрузки на данной высоте и скорости. Для этого необходимо лишь определить $C_{y_{гп}}$ и число M полета на данной высоте. Затем для полученного числа M по графику $C_{y_{доп}}$ по M (рис. 34) определить значение $C_{y_{доп}}$ и подсчитать допустимую перегрузку.

Величина допустимой перегрузки зависит от полетного веса высоты и скорости полета самолета. Увеличение веса и высоты полета самолета приводит к увеличению $C_{y_{гп}}$ и, следовательно, к уменьшению $n_{доп}$. Уменьшению $n_{доп}$ с высотой способствует и тот факт, что с ростом высоты число M полета увеличивается за счет уменьшения скорости звука, а это обстоятельство приводит к уменьшению $C_{y_{доп}}$.

С уменьшением скорости горизонтального полета величина $n_{доп}$ уменьшается и при достижении скорости $V_{пред\lim}$ (когда $C_{y_{гп}} = C_{y_{доп}}$) становится равной единице.

Из вышесказанного следует, что возможности пилотирования самолета в вертикальной плоскости ограничены или прочностью ($n_{\max}$), или тряской ($n_{доп}$).

Графики предельно допустимых перегрузок самолета Ту-16 при вертикальном маневре в зависимости от высоты и скорости полета по прибору для полетных весов $G = 55$ и 65 т показаны на рис. 107.

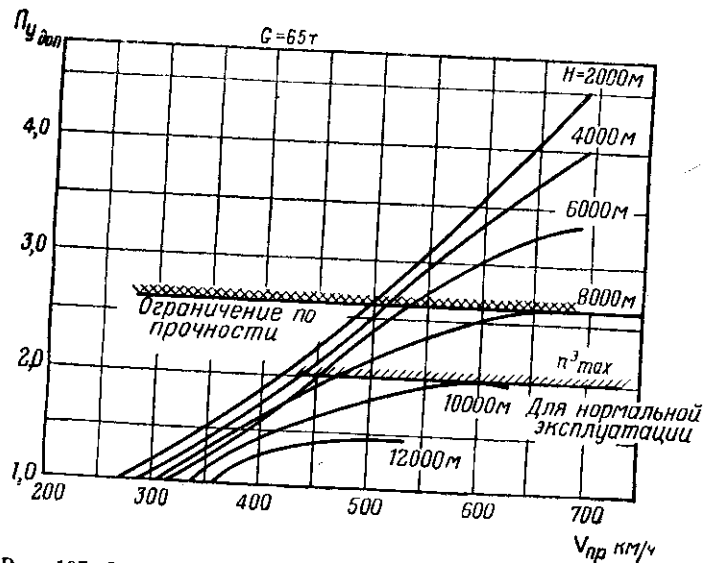
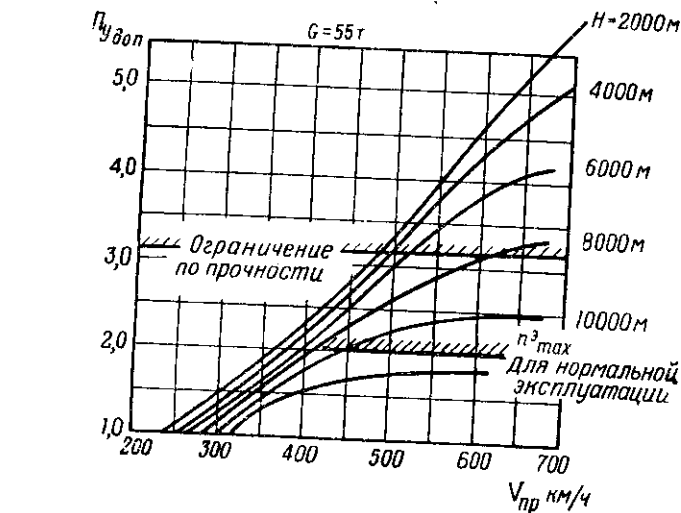


Рис. 107. Зависимость предельно допустимой перегрузки от скорости полета по прибору для различных высот полета при $G = 55$ т и 65 т

3. Маневрирование направлением по горизонтали. Вирав самолета

Правильным виравом называется движение самолета по криволинейной траектории в горизонтальной плоскости с постоянной скоростью и углом крена при отсутствии скольжения (рис. 108).

Из схемы сил, действующих на самолет, следует, что уравнения движения самолета при правильном вираве имеют вид:

$$\begin{aligned} P_v &= Q; \\ G &= Y_1 = Y \cos \gamma; \\ F_{цб} &= Y_2 = \frac{mV_v^2}{r} = Y \sin \gamma. \end{aligned}$$

Следует помнить, что возникающая при вираве центробежная сила $F_{цб}$ численно равна подъемной силе Y_2 , но к самолету не приложена (на рис. 108 $F_{цб}$ показана пунктиром).

Пользуясь уравнениями движения, рассмотрим характеристики виража.

Перегрузка на вираве. Из уравнения $G = Y \cos \gamma$ следует, что при вираве $n = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \gamma}$, т. е. перегрузка

на вираве зависит только от угла крена и с увеличением последнего увеличивается.

Скорость, необходимая для выполнения правильного виража, определяется из уравнения $Y \cos \gamma = G$. Здесь

$$Y \cos \gamma = G = C_y \frac{\rho V_v^2}{2} S \cos \gamma,$$

откуда

$$V_v = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S} \cdot \frac{1}{\cos \gamma}} = V_{гп} \sqrt{n}.$$

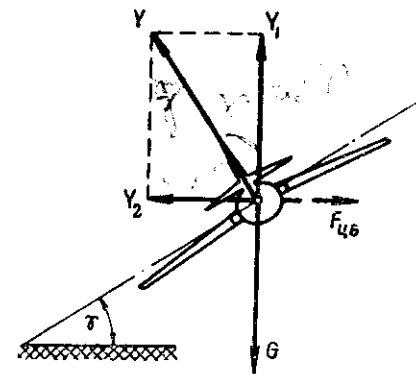


Рис. 108. Схема сил, действующих на самолет при вираве

Так как

$$V_{гн} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y\phi} S}} \quad n = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Скорость, необходимая для выполнения правильного виража, зависит от тех же факторов, что и скорость, необходимая для горизонтального полета, а также и от перегрузки.

Тяга, необходимая на вираже, определяется из уравнения $P_B = Q$. Здесь

$$P_B = Q = C_x \frac{\rho V_B^2}{2} S = C_x \frac{\rho V_{гн}^2}{2} S n.$$

Тогда

$$P_B = P_{гн} n.$$

Радиус кривизны траектории движения центра тяжести самолета на вираже определяется из уравнения

$$F_{цб} = Y_2 = \frac{m V_B^2}{r_B} = Y \sin \gamma.$$

Поскольку при правильном вираже $Y = \frac{G}{\cos \gamma}$, то, подставив вместо Y его значение и заменив $m = \frac{G}{g}$, получим

$$G \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \frac{G V_B^2}{g r_B},$$

откуда

$$r_B = \frac{V_B^2}{g \operatorname{tg} \gamma} \text{ м.}$$

Так как

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \frac{\sqrt{1 - \cos^2 \gamma}}{\cos \gamma} = \sqrt{\frac{1}{\cos^2 \gamma} - 1} = \sqrt{n^2 - 1},$$

то

$$r_B = \frac{V_B^2}{g \sqrt{n^2 - 1}} \text{ м.}$$

Последнее выражение для радиуса виража показывает связь между перегрузкой, скоростью при вираже и его радиусом. Из выражения следует, чем меньше скорость при одной и той же перегрузке (угле крена), тем меньше и радиус виража.

При постоянной скорости уменьшение радиуса виража достигается увеличением угла крена (перегрузки).

Время виража определяется из условия

$$t_B = \frac{2\pi r_B}{V_B} = \frac{2\pi V_B^2}{g V_B \operatorname{tg} \gamma} = 0,64 \frac{V_B}{\operatorname{tg} \gamma} \text{ сек.}$$

Но так как $\operatorname{tg} \gamma = \sqrt{n^2 - 1}$, то

$$t_B = 0,64 \frac{V_B}{\sqrt{n^2 - 1}} \text{ сек.}$$

Выражение для времени поворота на 360° не учитывает времени входа самолета в вираж и выхода из него. Время выполнения виража, как и его радиус, зависит от скорости на вираже и перегрузки (угла крена).

Из вышеизложенного следует, что все характеристики правильных виражей определяются только значениями скорости и перегрузки. Последняя же, как мы выяснили выше, тем больше, чем больше угол крена при вираже.

Отсюда можно сделать вывод, что во избежание превышения максимальной эксплуатационной перегрузки, обусловленной прочностью самолета, увеличивать угол крена можно только до определенной величины. Это замечание справедливо для любой скорости на вираже, однако при полете на малой скорости имеет место ограничение, обусловленное тряской и сваливанием самолета. Допустимая перегрузка на вираже, обусловленная тряской, может быть определена, как и при вертикальном маневре, отношением

$$n_{доп} = \frac{C_{y_{доп}}}{C_{y_{гн}}}.$$

Величина допустимой перегрузки на вираже будет тем меньше, чем меньше скорость исходного горизонтального полета и больше высота полета самолета.

По величине допустимой перегрузки легко определить величину допустимого крена

$$\cos \gamma_{\text{доп}} = \frac{1}{n_{\text{доп}}} = \frac{C_{y_{\text{гп}}}}{C_{y_{\text{доп}}}}$$

Как видно, величина допустимого крена на вираже зависит от $C_{y_{\text{гп}}}$ и $C_{y_{\text{доп}}}$.

Чтобы определить величину допустимого крена на вираже, необходимо для заданного полетного веса, требуемой высоты и скорости полета самолета определить $C_{y_{\text{гп}}}$ и число M полета; затем по графику $C_{y_{\text{доп}}}$ по M рассчитать величину $C_{y_{\text{доп}}}$ и величину допустимого крена. Очевидно, чем меньше будет скорость полета, чем больше будет высота и полетный вес самолета, тем больше $C_{y_{\text{гп}}}$ и тем меньше допустимый угол крена и перегрузка на вираже.

Из графиков предельно допустимых кренов в зависимости от высоты и скорости полета самолета Ту-16 по прибору для полетных весов 65 т и 75 т (рис. 109 и 110) видно, что увеличение полетного веса и высоты полета самолета и уменьшение его скорости приводит к уменьшению допустимого (с точки зрения тряски) крена на вираже.

Поэтому при выполнении виражей летчик должен уметь определять по графикам и знать величины допустимых перегрузки и угла крена в зависимости от высоты полета, скорости и полетного веса самолета.

Порядок выполнения виража на самолете Ту-16 подробно изложен в инструкции экипажу самолета.

§ 2. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ПОЛЕТЕ «В БОЛТАНКУ»

В атмосфере всегда имеются воздушные потоки различной силы и различного направления, обуславливаемые рельефом местности, неравномерным нагревом воздуха и другими факторами. В результате при полете в неспокойной атмосфере или, как обычно говорят, при полете «в болтанку» возникают перегрузки, что усложняет технику пилотирования самолета.

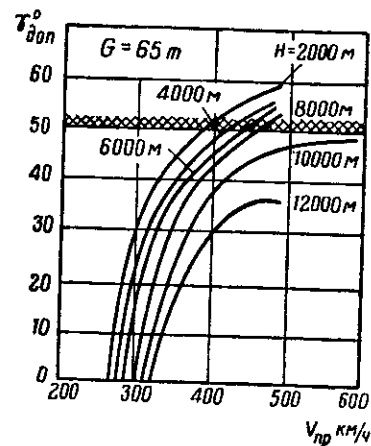


Рис. 109. График предельно допустимых кренов в зависимости от скорости и высоты полета при $G = 65 \text{ т}$

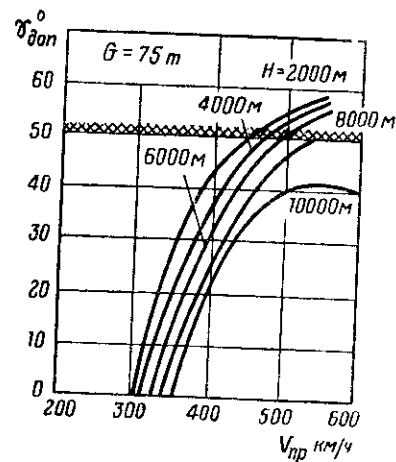


Рис. 110. График предельно допустимых кренов в зависимости от скорости и высоты полета при $G = 75 \text{ т}$

Восходящие и нисходящие потоки, воздействуя на самолет, создают резкое изменение угла атаки, а следовательно, и перегрузки, хотя положение продольной оси самолета в пространстве может оставаться неизменным.

Пусть на самолет, совершающий горизонтальный полет с установившейся скоростью V_0 , действует вертикальный воздушный поток со скоростью W (рис. 111).

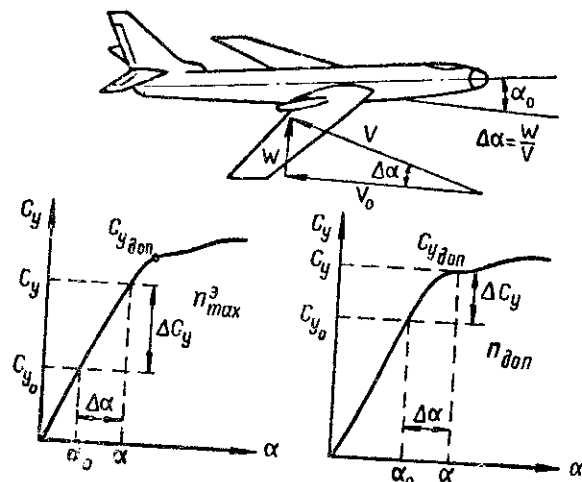


Рис. 111. Изменение величины угла атаки под действием порыва ветра

В результате поддува скорость набегающего потока изменится по величине и направлению и будет

$$V = \frac{V_0}{\cos \Delta \alpha},$$

где $\Delta \alpha \approx \frac{W}{V_0}$ — изменение угла атаки.

Ввиду малости $\Delta \alpha$ можно принять $V \approx V_0$. Следовательно, подъемная сила изменится в основном вследствие приращения угла атаки на $\Delta \alpha$. По величине $\Delta \alpha$ определим новые значения α , C_y , а также приращение коэффициента подъемной силы ΔC_y .

Взяв отношение нового значения C_y к исходному, получим перегрузку самолета при полете «в болтанку».

$$n = \frac{C_y}{C_{y_0}} = \frac{C_{y_0} + \Delta C_y}{C_{y_0}} = 1 + \frac{\Delta C_y}{C_{y_0}} = 1 + \Delta n.$$

Рассматривая вопрос маневренных характеристик самолета Ту-16 в вертикальной плоскости, мы видели, что на них накладываются ограничения, обусловленные как прочностью самолета $n_{\max}^{\text{э}}$, так и выходом его на режим тряски $n_{\text{доп}}$. Поэтому при попадании «в болтанку» следует установить такую скорость полета, при которой исключалась бы возможность выхода самолета за пределы ограничений, обусловленных как прочностью, так и тряской. Действительно, если самолет летит на повышенной скорости при малом значении C_{y_0} , то приращение коэффициента подъемной силы ΔC_y и, следовательно, перегрузки, Δn , вызванное вертикальным порывом воздушных масс, может оказаться настолько большим, что самолет выйдет на перегрузки, превышающие $n_{\max}^{\text{э}}$. При полете на малой скорости при больших значениях коэффициента подъемной силы C_{y_0} вертикальный порыв может вывести самолет за пределы $C_{y_{\text{доп}}}$, т. е. на перегрузки, обусловленные тряской самолета.

Изменение величины допустимых истинных W и индикаторных W_i скоростей вертикальных потоков, выводящих самолет Ту-16 на режим сваливания, от числа M показано на рис. 112. Так, при числах $M > 0,75$ имеет место существенное снижение допустимых по сваливанию вертикальных скоростей потока. Это объясняется тем, что с увеличением скорости полета (числа M) вследствие влияния сжимаемости воздуха интенсивно уменьшаются допустимые величины коэффициента подъемной силы и углов атаки. Следовательно, каждой высоте полета самолета соответствует определенный диапазон чисел M , при котором величина допустимого вертикального потока будет максимальной.

С увеличением высоты полета вследствие увеличения потребного для горизонтального полета C_y и уменьшения $C_{y_{\text{доп}}}$ из-за больших чисел M величина допустимого вертикального потока значительно уменьшается. Поэтому

при полетах на больших высотах опасность выхода самолета на $C_{y_{доп}}$ особенно велика.

Для лучшего уяснения метода пилотирования во время полета в болтанку рассмотрим движение самолета, попавшего в поток с возрастающей вертикальной скоростью, при двух условиях в отношении пилотирования, а именно:

1) без вмешательства летчика или автопилота (по тангажу) в управление;

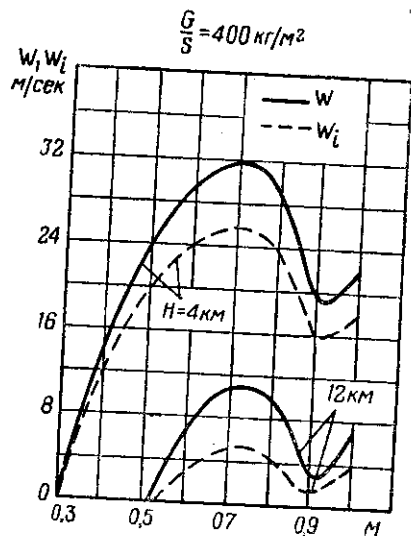


Рис. 112. Изменение допустимых индикаторных W_i и истинных W скоростей вертикальных потоков воздуха по числу M

2) при выдерживании летчиком или автопилотом исходного угла тангажа.

На рис. 113 показано изменение параметров движения самолета: перегрузки n , угла тангажа $\Delta\theta$ и высоты полета ΔH для обоих случаев. В первом случае (рис. 113, сплошная линия) устойчивый самолет по мере роста вертикальной скорости потока станет постепенно уменьшать угол тангажа, чтобы сохранить определенный угол атаки. Однако при попадании самолета в такой восходящий поток (даже по прошествии большого промежутка

времени) перегрузка и угол атаки не будут равны своим исходным значениям. Объясняется это тем, что вследствие определенной протяженности самолета величины скоростей вертикального потока воздуха в каждый данный момент времени у крыла и у оперения будут различными. При восходящем потоке это различие обуславливает возникновение кабрирующего аэродинамического момента. Для уравнивания последнего самолет должен настолько увеличить угол атаки, чтобы создать равный

по абсолютной величине момент устойчивости на пикирование.

При втором способе пилотирования (рис. 113, пунктирная линия), когда выдерживается неизменный угол тангажа, перегрузка, а следовательно, и угол атаки растут значительно энергичнее, чем в первом случае. Примерно через 2 сек после входа самолета в восходящий

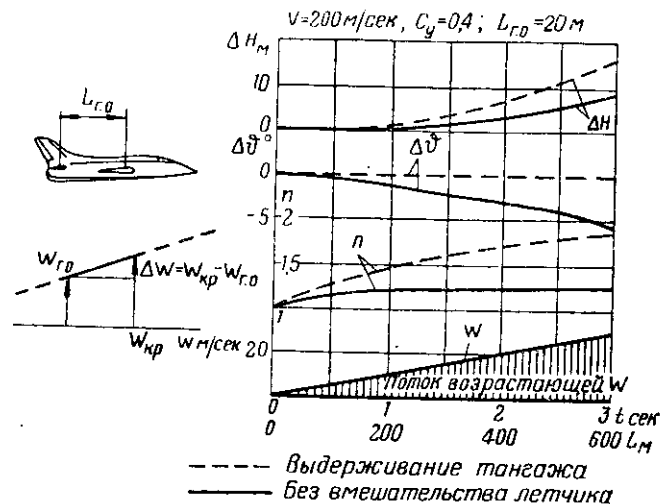


Рис. 113. Изменение параметров движения самолета (перегрузки n , угла тангажа $\Delta\theta$ и высоты полета ΔH) при попадании самолета в восходящий поток воздуха с линейно нарастающей скоростью

поток приращение перегрузки Δn (во втором случае выдерживание тангажа) будет в три раза больше, чем в первом случае (без вмешательства летчика). Естественно, что в отношении возможности превышения допустимого по сваливанию угла атаки второй способ пилотирования является более опасным по сравнению со случаем, когда самолет предоставлен самому себе.

Таким образом, при попадании самолета в зону с интенсивной «болтанкой» летчик должен выключить автопилот, установить по прибору скорость, соответствующую $M=0,73-0,75$, и наметить маршрут выхода из зоны «болтанки». При невозможности пилотировать самолет из-за сильных бросков следует изменить высоту по-

лета. Рекомендуется снизить высоту полета на 2000—2500 м по сравнению с высотой практического потолка или на меньшую высоту до выхода из зоны «болтанки».

На высотах 2000—2500 м ниже практического потолка и меньших приборная скорость при весе самолета 50 т не должна превышать 480 км/ч, а при весе 60, 70 т — 510 км/ч и не должна быть ниже указанной скорости более чем на 30 км/ч. Увеличение скорости по сравнению с рекомендуемой может вывести самолет на перегрузки, обусловленные его прочностью $n_{\max}$, а уменьшение скорости — на перегрузки, обусловленные выходом самолета на режим тряски $n_{\text{доп}}$. Поэтому в условиях «болтанки» увеличивать или уменьшать скорость полета самолета против рекомендуемой, а также выполнять маневры с перегрузкой более единицы из-за увеличения опасности срыва самолета **запрещается**.

Развороты и довороты самолета при выходе на новый курс следует производить в момент уменьшения «болтанки» последовательными, короткими, координированными доворотами с креном не более 5—10°. При необходимости выполнения быстрого доворота его следует производить со снижением и креном не более 20°.

Сложность пилотирования в условиях «болтанки» заключается в том, что для сохранения заданного режима полета летчик должен действовать рулями только для предотвращения значительных отклонений от заданного режима, не парируя слабых бросков, во избежание разбалтывания самолета. Для исправления положения самолета в продольном отношении резкие движения штурвала, особенно на себя, недопустимы.

§ 3. ШТОПОР САМОЛЕТА

Штопор самолета — крутое снижение по спирали малого радиуса (порядка нескольких метров) с одновременным быстрым вращением относительно осей на закритических углах атаки. Быстрое вращение самолета в штопоре обусловлено свойством самовращения (авторотации) крыла.

Рассмотрим физическую причину возникновения самовращения крыла. Пусть самолет по каким-либо причинам получил начальную угловую скорость. Это приводит к изменению угла атаки: на опускающемся крыле

углы атаки будут возрастать, на поднимающемся — уменьшаться.

Если полет происходит при $\alpha < \alpha_{\text{кр}}$, то возникает демпфирующий момент, который препятствует вращению

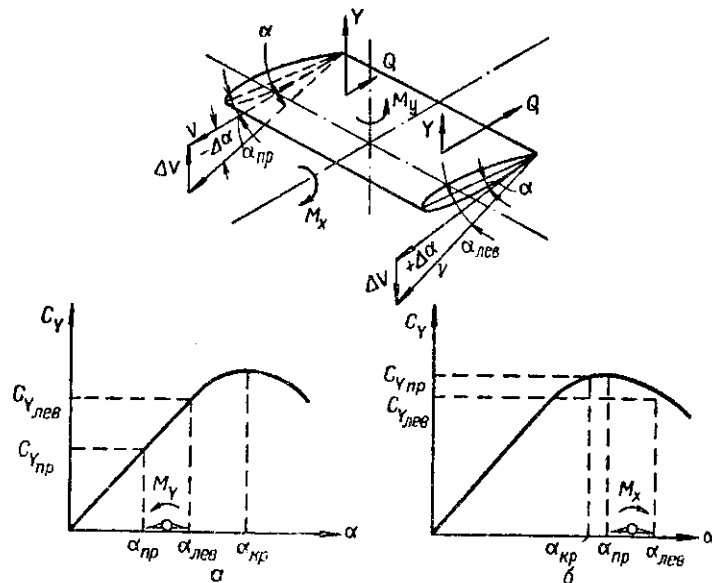


Рис. 114. Изменение угла атаки сечений крыла по размаху при наличии угловой скорости крена

крыла (рис. 114, а). Если же полет происходит при $\alpha > \alpha_{\text{кр}}$, то возникает момент, в результате которого угловая скорость вращения крыла увеличится (рис. 114, б). Скорость самовращения крыла зависит от угла атаки, скорости набегающего потока воздуха, размаха и формы крыла в плане и особенно от угла скольжения.

Возникновение самовращения крыла при штопоре связано с характером изменения коэффициента подъемной силы C_y вблизи критического угла атаки (рис. 115).

Крылья, не имеющие плавного протекания кривой C_y по α (кривая б), склонны ко входу в режим самовращения. При плавном протекании кривой C_y по α (кривая а), если отсутствует скольжение, самовращение крыла не наблюдается.

Кривая зависимости коэффициента подъемной силы C_y стреловидного крыла от угла атаки α имеет, как было показано ранее, весьма пологую вершину. Поэтому у стреловидного крыла самовращение без скольжения не начинается или же бывает слабым, хотя исходный угол атаки $\alpha_{исх}$ имеет величину, большую, чем критический

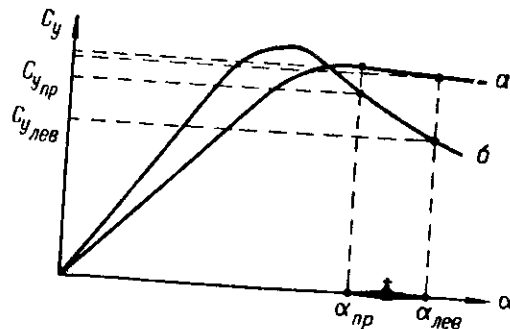


Рис. 115. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

угол атаки. Это объясняется тем, что, несмотря на разницу в углах атаки $\alpha_{оп}$ и $\alpha_{под}$, которая появляется при вращении, существенной разницы в величине подъемной силы у концов правого и левого полукрыльев не возникает.

Однако, несмотря на пологую вершину кривой C_y по α , стреловидное крыло при скольжении имеет довольно значительную скорость самовращения. Поэтому изучать силы, действующие на стреловидное крыло, следует при скольжении. Большое влияние на самовращение оказывает происходящее при скольжении своеобразное изменение удлинения правой и левой половин стреловидного крыла.

Рассмотрим предварительно изменения характеристики крыла при изменении удлинения.

У прямоугольного крыла с удлинением порядка $\lambda = 4$ при отсутствии скольжения кривая C_y по α имела бы вид, характерный для крыльев нормального удлинения (рис. 116, кривая a). Но если это же крыло расположить под углом 90° к направлению потока, то удлинение крыла λ станет равным $1/4$ и кривая примет вид, типичный для крыла малого удлинения (рис. 116, кривая b).

При стреловидности, например при $\chi = 45^\circ$ и угле скольжения $\beta = 45^\circ$, крыло состоит как бы из двух полукрыльев с разным удлинением. Полукрыло, в сторону которого происходит скольжение, будет работать как крыло нормального удлинения, когда $\lambda = 4$.

Полукрыло, противоположное скользящему, будет работать как крыло малого удлинения $\lambda = 1/4$. Подъемная сила у крыла в целом при этом будет иметь некоторое

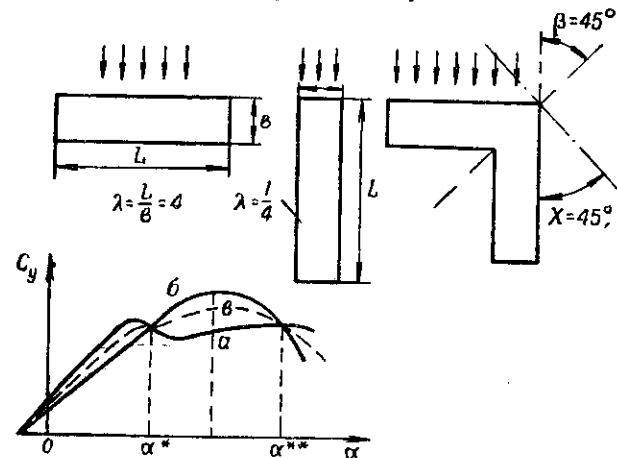


Рис. 116. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки у крыльев:

a — с нормальным удлинением; b — с малым удлинением; $в$ — со стреловидностью $\chi = 45^\circ$

среднее значение, и кривая зависимости C_y по α расположится между кривыми a и b , характеризующими изменение C_y левого и правого полукрыльев (рис. 116, кривая $в$). Следует подчеркнуть, что каждое полукрыло и крыло в целом имеют свои различные по величине критические углы атаки.

Рассмотрим теперь, как будут изменяться подъемные силы у каждой половины стреловидного крыла, скользящего влево с $\beta \approx 10^\circ$; при увеличении угла атаки в процессе входа самолета в штопор (рис. 117). У левого (скользящего) полукрыла, имеющего большее удлинение, подъемная сила будет расти быстрее, чем у правого полукрыла. Поэтому у скользящего стреловидного крыла возникает кренящий момент того же направления, что и

у нестреловидного крыла, т. е. левое полукрыло пойдет вверх и вправо. Однако указанное направление возникающего кренящего момента, а следовательно, и направление самовращения будет наблюдаться только до какого-то угла атаки α^* (рис. 116).

При дальнейшем увеличении угла атаки подъемная сила скользящего полукрыла (имеющего характеристики крыла обычного удлинения) начинает резко уменьшаться, так как оно превысит свой критический угол

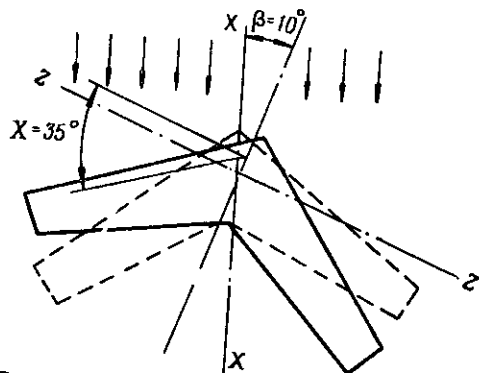


Рис. 117. К вопросу об изменении удлинений полукрыльев при скольжении

атаки, в то время как подъемная сила полукрыла, противоположного скользящему, будет продолжать по-прежнему расти и окажется больше подъемной силы скользящего полукрыла. При превышении угла атаки α^* кренящий момент изменит свое направление, а следовательно, изменится и направление самовращения крыла, т. е. крыло станет вращаться влево.

При дальнейшем увеличении угла атаки полукрыло, противоположное скользящему, также достигнет своего критического угла, после чего подъемная сила его начнет уменьшаться. В результате нового перераспределения сил крыло после какого-то угла атаки α^{**} вновь изменит направление своего вращения на первоначальное.

Таким образом, мы видим, что самовращение скользящего стреловидного крыла имеет знакопеременный характер направления вращения.

Рассмотрим теперь влияние внешнего скольжения, т. е. скольжения в сторону поднимающегося крыла, на характер самовращения (рис. 118).

График показывает примерный характер изменения числа оборотов n при самовращении модели стреловидного крыла с $\chi = 35^\circ$ в зависимости от изменения угла атаки и угла скольжения.

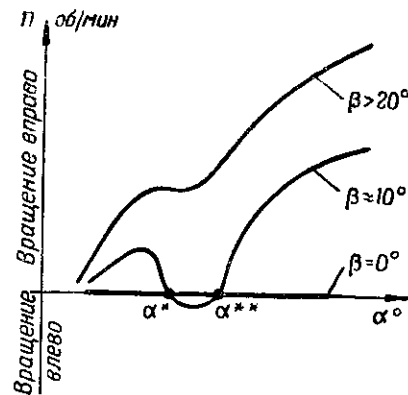


Рис. 118. Примерный характер зависимости установившегося числа оборотов n от угла атаки α и угла скольжения β у самовращающегося крыла, имеющего стреловидность $\chi = 35^\circ$

При отсутствии скольжений ($\beta = 0$) самовращения не наблюдается. При малом скольжении ($\beta < 10^\circ$) наблюдается перемена направления вращения в диапазоне углов атаки $\alpha^* \rightarrow \alpha^{**}$. Наконец, при больших углах скольжения самовращение самолета при штопоре происходит в одну сторону.

Причина, обуславливающая описанное выше влияние скольжения на характер самовращения, заключается в том, что при штопоре самолет вращается не только под действием момента, создаваемого крылом, но и в значительной степени под действием моментов, создаваемых горизонтальным и вертикальным оперением.

Горизонтальное оперение при внешнем скольжении самолета всегда создает момент, направленный на увеличение угловой скорости вращения самолета, так как

подъемная сила на горизонтальном оперении проходит в стороне от вертикальной оси.

Чем больше угол скольжения (при одном и том же угле атаки и при одной и той же скорости самолета в штопоре), тем больше плечо, на которое действует подъемная сила горизонтального оперения, и тем больше величина момента, под действием которого самолет стремится сохранить первоначальное направление вращения.

При больших углах скольжения и $\alpha > \alpha^*$ создаваемый горизонтальным оперением момент становится больше момента, создаваемого крылом, а поэтому изменения направления вращения не происходит.

Вертикальное оперение самолета создает силу, стремящуюся всегда уменьшить имеющееся скольжение.

Таким образом, при небольшом угле скольжения изменение угла атаки приводит к тому, что у самолета со стреловидным крылом изменение угловой скорости вращения приобретает знакопеременный характер. При значительном же скольжении направление вращения сохраняется постоянным. Очевидно, всякое изменение угла атаки и угла скольжения у штопорящего самолета со стреловидным крылом будет вызывать изменение скорости вращения.

Исходя из вышесказанной особенности штопора самолета со стреловидным крылом, для самолета Ту-16 в случае входа его в установившийся нормальный штопор необходимо:

— для упорядочения движения самолета в штопоре и для получения большого хода рулей при отклонении их на вывод, установив направление вращения, отклонить рули полностью по штопору (руль направления вправо при правом штопоре; влево при левом штопоре; руль высоты вверх, элероны в строго нейтральное положение);

— перевести двигатели на малый газ;

— выждать 0,5—1 виток (4—6 сек), после чего отклонить рули для вывода из штопора обычным методом (руль направления влево при правом штопоре, вправо — при левом штопоре; через 0,5—1 виток после отклонения руля направления отклонить руль высоты вниз, а элероны удерживать строго нейтрально);

— ожидать прекращения штопора не менее двух витков.

Потеря высоты за один виток составляет примерно 700—1000 м.

Если вращение прекратится на любом этапе вывода из штопора, необходимо все рули немедленно поставить в нейтральное положение и выводить самолет из пикирования в горизонтальный полет, не допуская вторичного выхода за установленные ограничения по тряске и приборной скорости.

Если до высоты 5000 м летчики не смогли прекратить вращения самолета, то командир корабля должен приказать экипажу покинуть самолет.

В случае когда вход в установившийся штопор произошел на высоте менее 5000 м, команду экипажу покинуть самолет командир корабля подает немедленно.

§ 4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ

1. Взлетные характеристики самолета

Взлетом называется ускоренное движение самолета от момента начала разбега до набора высоты 25 м. Взлет самолета Ту-16, как и всякого самолета с ТРД, имеет некоторые особенности, обусловленные большой тяговооруженностью, повышенной удельной нагрузкой на крыло, а также аэродинамикой стреловидного крыла. О действиях экипажа в процессе взлета подробно изложено в инструкции экипажу самолета Ту-16, поэтому здесь остановимся лишь на характеристиках и эксплуатации самолета при взлете.

Взлет самолета включает разбег, отрыв от земли и разгон с набором высоты. Разбег предназначен для сообщения самолету необходимой скорости, обеспечивающей его отрыв от земли.

Если допустить, что сила тяги двигателей направлена параллельно взлетной полосе, то сила, ускоряющая движение самолета при разбеге, определяется как разность между тягой двигателей и суммой сил лобового сопротивления Q и трения колес $F_{тр}$ (рис. 119). Сила трения колес о землю $F_{тр}$ пропорциональна коэффициенту трения f и силе реакции земли N , т. е. $F_{тр} = fN$. Отсюда

$$R_{уск} = P_{ср} - (F_{тр} + Q),$$

где $P_{ср}$ — средняя величина тяги двигателей в процессе взлета.

Согласно закону Ньютона ускорение j связано с ускоряющей силой выражением

$$R_{\text{уск}} = m j_{\text{разб}},$$

где m — масса самолета.

Подставив значение $R_{\text{уск}}$ и заменив $m = \frac{G}{g}$, получим

$$P_{\text{ср}} - (F_{\text{тр}} + Q) = \frac{G}{g} j_{\text{разб}},$$

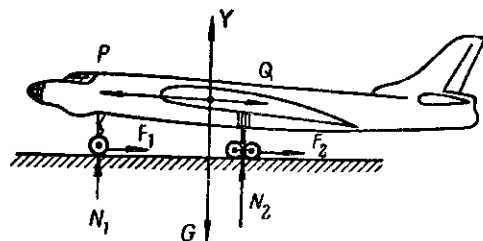


Рис. 119. Схема сил, действующих на самолет при разбеге

откуда величина среднего ускорения на разбеге

$$j_{\text{разб}} = g \left(\frac{P_{\text{ср}}}{G} - \frac{F_{\text{тр}}}{G} - \frac{Q}{G} \right)$$

$$\text{или } j_{\text{разб}} = g \left(\frac{P_{\text{ср}}}{G} - f \right),$$

так как

$$F_{\text{тр}} + Q = fG.$$

Таким образом, среднее ускорение на разбеге зависит от тяговооруженности самолета при взлете, состояния поверхности аэродрома и лобового сопротивления самолета. Чем больше тяговооруженность самолета и чем меньше величины сил трения и лобового сопротивления, тем быстрее будет увеличиваться скорость движения самолета при разбеге. Увеличение скорости в процессе разбега создает все увеличивающуюся подъемную силу крыльев и, наконец, при определенном значении

скорости, носящей название скорости отрыва $V_{\text{отр}}$, когда подъемная сила становится равной весу, а затем несколько большей, чем вес самолета, происходит отрыв самолета от земли. Приблизительно можно считать, что в момент отрыва

$$Y_{\text{отр}} \cong G$$

или

$$C_{y_{\text{отр}}} \frac{\rho V_{\text{отр}}^2}{2} S = G,$$

откуда

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{отр}}} \rho S}}.$$

Скорость отрыва зависит от удельной нагрузки на крыло $\left(\frac{G}{S}\right)$, плотности окружающего воздуха и коэффициента подъемной силы при отрыве.

Зная скорость отрыва и принимая величину среднего ускорения при разбеге постоянной, легко определить по формулам равноускоренного движения длину и время разбега самолета:

$$L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{\text{разб}}} \text{ м}; \quad t_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}}{j_{\text{разб}}} \text{ сек.}$$

Длина взлетной дистанции обычно составляет $L_{\text{вз. дист}} = (1,7-1,8) L_{\text{р.}}$

Взлетные характеристики самолета Ту-16 на максимальном режиме работы двигателей ($n = 4650 \text{ об/мин}$), приведенные к условиям МСА, показаны в приведенной ниже таблице.

Полетный вес, т	Длина разбега, м	Время разбега, сек	Скорость отрыва, км/ч	Длина взлетной дистанции, м
55	1000	25	250	1710
65	1550	40	270	2660
75,8	2200	51	295-300	3800

2. Оптимальный режим взлета

Взлет самолета Ту-16 производится с тормозов, т. е. летчик, получив разрешение на взлет, ставит самолет на тормоза и выводит двигателя на максимально возможное по условиям торможения число оборотов (но не менее 4100 об/мин). Затем летчик плавно отпускает тормоза и, если перед этим число оборотов двигателя было не полным, доводит их до взлетных. Таким приемом удается выждать на тормозах время приемистости двигателей (или значительную часть его) и начать разбег с тягой, близкой ко взлетной. Выигрыш в длине разбега при этом получается небольшим и не представляет практического интереса, однако время разбега самолета заметно сокращается, что особенно важно при взлете групп самолетов.

При взлете на разбеге самолет можно поставить под любым углом атаки в диапазоне углов от стояночного до максимального, т. е. взлетать можно при различных C_y . Вследствие этого скорость отрыва, при которой подъемная сила становится равной весу самолета, не определяется однозначно.

Так как от скорости отрыва зависит длина разбега самолета, то, казалось бы, следует взлетать на угле атаки, при котором реализуется $C_{y_{\max}}$. Однако в целях обеспечения безопасности полета взлет обычно производят на $C_{y_{\text{отр}}} \leq (0,8—0,85) C_{y_{\max}}$.

Рассмотрим влияние величины угла атаки на силы, действующие на самолет при разбеге (рис. 119). Чем больше величина угла атаки ($C_{y_{\text{разб}}}$), тем больше и аэродинамическое сопротивление, которое будет приводить к замедлению разгона самолета при разбеге. Однако, с другой стороны, большим углом атаки соответствует и большая подъемная сила, которая, разгружая шасси самолета, уменьшает силу трения колес о поверхность взлетно-посадочной полосы ВПП. Кроме того, при изменении угла атаки, строго говоря, меняются величины горизонтальной P_x и вертикальной P_y составляющих тяги. С увеличением угла атаки P_x уменьшается, следовательно, меньшей становится и разгоняющая сила, но при этом увеличивается вертикальная составляющая силы тяги P_y , что влечет за собой разгрузку колес, т. е. уменьшение сил трения.

Если углы атаки на разбеге уменьшить, то станет меньшим аэродинамическое сопротивление, но увеличатся силы трения колес о поверхность ВПП. Соотношение аэродинамических сил и сил трения будет зависеть не только от угла атаки, но и от состояния поверхности ВПП (коэффициента трения).

Как показывает расчет, оптимальный режим взлета, при котором самолет будет иметь минимальное значение $(F + Q)_{\min}$ и наименьшую длину разбега, должен производиться на оптимальных углах атаки, соответствующих

$$C_{y_{\text{опт}}} = \frac{\pi \lambda_{\text{зем}}}{2} f,$$

где $\lambda_{\text{зем}} \cong (1,9—2,1) \lambda_{\text{геом}}$ — удлинение крыла с учетом влияния земли;
 f — коэффициент трения.

Значение $C_{y_{\text{опт}}}$ разбега, при котором сумма сил аэродинамического сопротивления и сил трения минимальна, как видно из приведенной формулы, пропорционально коэффициенту трения f .

Чем меньше величина коэффициента трения, тем меньше сила трения и тем выгоднее производить разбег при меньшем значении угла атаки, уменьшая этим силу лобового сопротивления.

При взлете с бетонированной ВПП $C_{y_{\text{опт}}}$ примерно равен стояночному значению C_y самолета и теоретически оптимальным будет такой взлет, когда весь разбег — с момента старта до момента достижения самолетом скорости отрыва — производится при стояночном C_y . Затем самолету следует придать взлетный угол, соответствующий C_y отрыва.

Однако при подобном взлете летчик не успел бы скорректировать продольное положение самолета. Кроме того, при этом неизбежны забросы угла атаки, так как вращение самолета может не закончиться к моменту отрыва. Следовательно, возможен выход самолета на критические углы атаки. Поэтому исходя из соображений безопасности полета необходимо перевод самолета на взлетный угол атаки ($C_{y_{\text{отр}}}$) начинать на скоростях, меньших скорости отрыва. Практика полетов показывает, что

подъем переднего колеса целесообразно заканчивать на скоростях, равных $(0,7-0,8) V_{отр}$. В этом случае после отделения переднего колеса от земли летчик имеет достаточно времени, чтобы погасить колебания и уточнить взлетный угол самолета.

Таким образом, практический оптимальный режим взлета отличается от теоретического началом перевода самолета с C_y разбега на C_y отрыва. Момент перехода должен гарантировать безопасность полета.

Исходя из сказанного разгрузку переднего колеса при взлете самолета Ту-16 следует начинать плавным движением штурвала на себя на скорости $150-160$ км/ч с таким расчетом, чтобы на скорости $200-205$ км/ч по прибору при взлетном весе $G = 50$ т самолету придать взлетный угол атаки, равный 8° , и выдерживать его до скорости отрыва.

Для придания самолету взлетного угла расход руля высоты вверх должен быть небольшим и составлять $9-12^\circ$ от нейтрального. Отрыв от земли при нормальном взлетном угле атаки происходит по достижении самолетом скорости отрыва без дополнительных усилий на штурвале.

Излишнее взятие штурвала на себя при разбеге, т. е. отклонение руля высоты вверх на $6-7^\circ$ больше балансировочного (или на $15-19^\circ$ вверх от нейтрального), недопустимо, так как приводит к отрыву самолета с пяти ($\alpha = 11^\circ$) и при зажатом управлении — к выходу самолета на закритические углы атаки (15° и более) с последующим сваливанием самолета. Сваливание самолета сопровождается большой угловой скоростью вращения относительно продольной оси X , доходящей до $40-60^\circ$ в секунду. Поэтому взлет с пяти является аварийным.

Недопустимым при отрыве является и крен самолета, так как при крене $6-8^\circ$ в момент отрыва из-за конструктивной особенности низкого расположения конца стреловидного крыла (отрицательного V) и установки элерона в непосредственной близости от законцовки крыла происходит касание крыла о ВПП, что может вызвать деформацию и прижатие элерона к бетону. Кроме того, хвостовая часть законцовки крыла, отгибаясь вверх, может заклинить элерон и не дать возможности вывести самолет из крена.

3. Особенности взлета самолета с грунтовых аэродромов и уплотненных снеговых полос

При взлете с грунтовых аэродромов величина оптимального C_y при разбеге возрастает, что объясняется большим значением коэффициента трения. Значения коэффициента трения f в зависимости от характера аэродромного покрытия показаны в приведенной ниже таблице.

Характер аэродромного покрытия	Коэффициент трения
Бетон	0,02—0,04
Твердое покрытие	0,05—0,06
Мягкий травяной грунт	0,07—0,08
Мягкий песчаный грунт	0,2—0,3
Сырой вязкий грунт	0,25—0,035

Возрастание оптимального значения C_y при взлете с грунта приводит к тому, что разбег на стояночном угле атаки уже не является лучшим. Для получения минимальной длины разбега при взлете с твердого грунта следует в процессе разбега, используя аэродинамические силы, как можно раньше отделить переднее колесо от земли, чтобы придать самолету положение, соответствующее $C_{y_{опт}}$.

При взлете с мягкого грунта, как только рули станут эффективными, целесообразно придать самолету взлетный угол атаки $\alpha_{отр}$, так как в этом случае $C_{y_{опт}} > C_{y_{отр}}$.

Аналогичной является и манера разбега при взлете со снеговых полос.

Грунтовые и снеговые полосы обычно имеют неровный микрорельеф, вследствие чего самолет при разбеге раскачивается в продольном и в поперечном направлениях, а штурвал управления вибрирует. Такой взлет затрудняет определение момента отделения переднего колеса от земли.

Взлет с грунтовых аэродромов и снеговых полос отличен от взлета с бетонированной ВПП, так как в первом случае необходимо возможно раньше поднять переднее колесо и перевести самолет на оптимальный или

взлетный угол атаки. Выигрыш от такой манеры взлета тем больше, чем больше коэффициент трения. Это хорошо видно на рис. 120.

Ранний подъем переднего колеса выгоден и для разгрузки передней стойки шасси при разбеге.

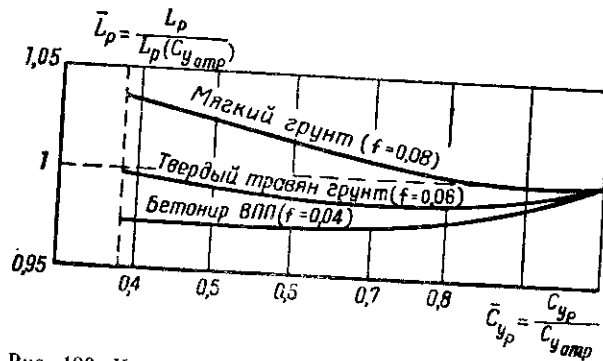


Рис. 120. К выбору оптимальной манеры взлета с грунтовых аэродромов

Однако следует помнить, что для обеспечения безопасности взлета с грунта и исключения возможности отрыва самолета из-за неровности поверхности на малой скорости угол атаки самолета при разбеге не должен превышать $5-6^\circ$.

Длина разбега при взлете с грунтовой полосы, особенно с мягким грунтом, больше, чем на бетонированной ВПП. Для пересчета длины разбега при изменении коэффициента трения можно воспользоваться следующей приближенной формулой

$$L_{\text{разб}} = \frac{\mu_0 - f_0}{\mu_0 - f} L_{\text{разб}_0},$$

где μ_0 — тяговооруженность самолета при взлете;
 f_0, f — коэффициенты трения.

Пример. Возможен ли взлет самолета с полосы длиной 2200 м, имеющей мягкий травяной грунт, если длина разбега самолета при том же полетном весе с бетонированной ВПП составляет 1500 м, а $\mu_0 = 0,29$?

Решение. Определим длину разбега самолета, приняв коэффициент трения при взлете с бетонированной ВПП равным 0,02, а при взлете с мягкого травяного грунта равным 0,08. При этом

$$L_p = L_{p_0} \frac{\mu_0 - f_0}{\mu_0 - f} = 1500 \frac{0,29 - 0,02}{0,29 - 0,08} = 1930 \text{ м},$$

т. е. взлет с полосы длиной 2200 м возможен.

4. Взлет с несимметричной подвеской

Взлет самолета, имеющего несимметричную подвеску под крылом, несколько отличается от взлета самолета того же веса без подвески. Это отличие обусловлено как аэродинамическими силами, так и некомпенсированными силами веса подвески.

Действительно, на разбеге из-за аэродинамического сопротивления подвески и увеличения силы трения между колесами шасси со стороны подвески и взлетно-посадочной полосой самолет стремится развернуться в сторону подвески. В первой половине разбега это стремление к развороту приходится устранять тормозами, а во второй половине разбега (со скорости 140—150 км/ч) — отклонением руля поворота в сторону, противоположную подвеске.

Для обеспечения лучшей устойчивости отрыв самолета с подвеской от земли следует производить на скорости, примерно на 10—20 км/ч большей, чем скорость отрыва самолета без подвески. Увеличение аэродинамического сопротивления и сил трения на разбеге, большая скорость отрыва от земли приводят к увеличению длины разбега при взлете самолета с несимметричной подвеской.

После отрыва от земли на самолет будут действовать: неуравновешенный момент от некомпенсированной части веса подвески, кренящий самолет в сторону подвески, и момент от силы аэродинамического сопротивления подвески, разворачивающий самолет в сторону подвески. Кренящий момент парируется отклонением штурвала в сторону, обратную подвеске, а разворачивающий — отклонением педали в сторону, обратную развороту (рис. 121).

По мере нарастания скорости полета самолета эффективность элеронов повышается и для парирования неуравновешенной части веса подвески требуется малое

отклонение штурвала. На скорости 380—400 км/ч по прибору кренение самолета парируется элеронами практически легко.

Для уравнивания боковой силы $Z_{\text{пр}}$ (которая в случае неуравновешенности станет искривлять траекторию полета самолета в сторону подвески) следует создать крен в сторону, противоположную подвеске. При

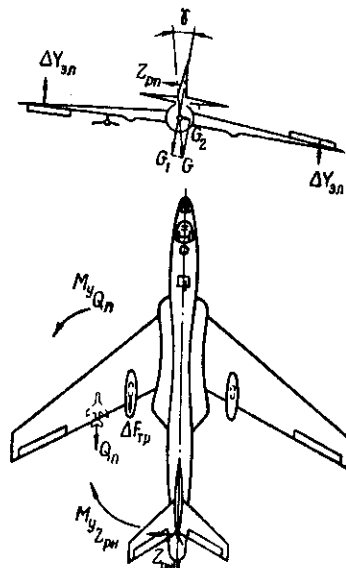


Рис. 121. Схема сил, действующих на самолет при взлете с несимметричной подвеской

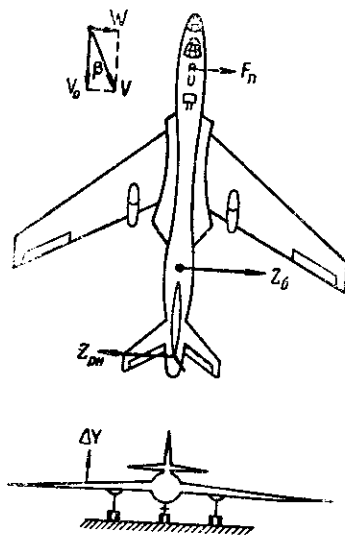


Рис. 122. Схема сил, действующих на самолет при разбеге с боковым ветром

этом боковая сила $Z_{\text{пр}}$ будет уравниваться составляющей силы веса самолета. Величина крена, потребного для уравнивания боковой силы от руля направления, весьма мала и, как правило, не превышает 0,5—0,8°. Поэтому поведение самолета с несимметричной подвеской на $V_{\text{пр}} \geq 380\text{—}400$ км/ч практически не отличается от поведения самолета с симметричной подвеской.

5. Взлет самолета при боковом ветре

Взлет при боковом ветре имеет ряд особенностей, обусловленных косой обдувкой самолета (рис. 122).

При косой обдувке самолета, как и при скольжении, возникает боковая сила, проходящая сзади главных колес шасси, а точка приложения подъемной силы крыла (центр давления) смещается на скользящее крыло из-за изменения стреловидности полукрыльев при скольжении. Момент боковой силы стремится развернуть самолет против ветра, а момент подъемной силы — наклонить его по ветру. Появление указанных моментов приводит к тому, что, взлетая при боковом ветре, самолет Ту-16 из-за большой площади вертикального оперения и его значительного удаления от основных колес шасси имеет тенденцию к развороту против ветра, особенно при поднятом переднем колесе. При опущенном переднем колесе момент боковой силы несколько уравнивается моментом от силы трения переднего колеса $F_{\text{п}}$.

Выдерживание самолетом направления в начале разбега до скорости 130—150 км/ч по прибору осуществляется торможением колес соответствующей тележки шасси. Выдерживание самолетом направления изменением величины тяги двигателей практически невозможно из-за близкого расположения двигателей к продольной оси самолета.

Выдерживание самолетом направления во второй половине разбега на скоростях, больших 130—150 км/ч по прибору, когда управление рулями становится эффективным, следует производить соразмерным отклонением руля направления в требуемую сторону. При этом нужно помнить, что с ростом скорости самолета на разбеге эффективность руля направления возрастает и созданные в начале разбега отклонения руля могут оказаться чрезмерно большими и привести к обратному развороту самолета (по ветру) или рысканию. Взлетая при боковом ветре, летчик должен уделять особое внимание наблюдению за направлением разбега, точно и своевременно реагировать на развороты самолета, особенно в сторону ветра.

Для повышения путевой устойчивости самолета подъем переднего колеса при разбеге с боковым ветром следует производить плавно и на приборных скоростях, на 10—15 км/ч больших, чем при взлете в плоскости ветра.

При разбеге с поднятым передним колесом выдерживание направления при боковом ветре осуществляется отклонением руля направления в соответствующую сто-

рону. В случае необходимости допускается применение тормозов. При применении тормозов появляется пикирующий момент от силы трения колес и самолет будет опускать нос, что затруднит выдерживание им постоянного взлетного угла атаки. Перед отрывом от земли необходимо дать элероны в наветренную сторону для предотвращения крена самолета в сторону данной ноги.

После отрыва самолета от земли набор высоты должен производиться без скольжения и крена, но с курсом, измененным на величину угла сноса, т. е. для выдерживания направления взлета необходимо развернуть самолет в наветренную сторону на угол $\varphi \cong \sin \varphi = \frac{w}{V}$.

Для самолета Ту-16 допустимая скорость бокового ветра под углом 90° к ВПП при взлете равна 12 м/сек.

Во время взлета самолета с несимметричной подвеской на разбеге при боковом ветре со стороны подвески тенденция к развороту в сторону подвески увеличивается, что объясняется появлением боковой силы Z_b , момент от которой направлен в ту же сторону, что и момент от аэродинамических сил сопротивления подвески (рис. 123). При боковом ветре со стороны, противоположной подвеске, тенденция к развороту уменьшается, так как в этом случае момент боковой силы имеет направление, противоположное моменту от аэродинамических сил сопротивления подвески (рис. 124).

При отрыве самолета от земли при боковом ветре со стороны подвески стремление к кренению будет меньше, чем при боковом ветре со стороны, противоположной подвеске. Такое поведение самолета обусловлено изменением стреловидности полукрыльев при кривой обдувке крыла. Изменение стреловидности полукрыльев приводит к смещению ЦД на скользящее крыло (в сторону ветра) и вызывает кренящий момент на отстающее полукрыло (по ветру). Последний уменьшает стремление самолета к кренению при боковом ветре со стороны подвески и увеличивает стремление к кренению при боковом ветре со стороны, противоположной подвеске (рис. 123, 124).

Допустимая скорость бокового ветра при взлете самолета с несимметричной подвеской составляет 7—10 м/сек.

6. Влияние эксплуатационных факторов на длину разбега самолета

Длина разбега самолета зависит от ряда эксплуатационных факторов и условий, при которых производится взлет.

Наиболее существенное влияние на длину разбега оказывают:

- режим работы двигателей;
- взлетный вес самолета;

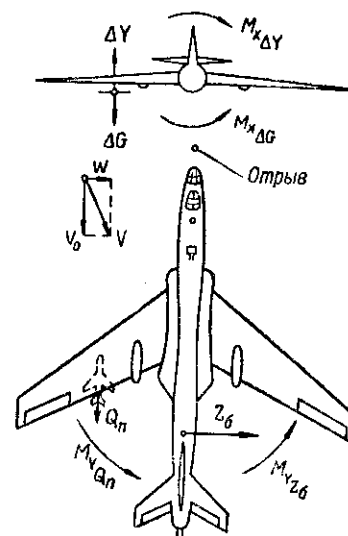


Рис. 123. Схема сил, действующих на самолет при взлете с несимметричной подвеской при боковом ветре со стороны подвески

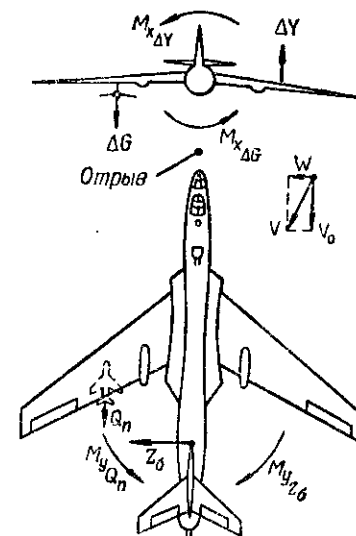


Рис. 124. Схема сил, действующих на самолет при взлете с несимметричной подвеской при боковом ветре со стороны противоположной подвеске

- температура и давление окружающего воздуха;
- направление и сила ветра;
- положение закрылков;
- уклон ВПП;
- высота расположения аэродрома относительно уровня моря;
- взлетный угол;
- состояние поверхности аэродрома.

Режим работы двигателей. Тяга ТРД существенным образом зависит от числа оборотов. Так, при уменьшении числа оборотов с $n = 4650$ об/мин до $n = 4350$ об/мин тяга двигателя РД-3м уменьшается с 9500 до 7700 кг. Поэтому если на взлете двигатель не добавит хотя бы 100 об/мин, то это приведет к уменьшению тяговооруженности, а следовательно, к уменьшению величины среднего ускорения и к увеличению времени и длины разбега самолета.

Взлетный вес самолета. Увеличение взлетного веса самолета оказывает двоякое влияние: повышается скорость отрыва (требуется большая подъемная сила) и уменьшается ускорение (самолет становится инертнее). Увеличение скорости отрыва и уменьшение величины среднего ускорения на разбеге приводит к тому, что длина разбега самолета увеличивается пропорционально квадрату увеличения веса. Если учесть, что при увеличении веса возрастает сила трения колес о землю, особенно при взлете с мягкого грунта, то длина разбега будет увеличиваться даже несколько больше.

Пример. При взлете с бетонированной полосы длина разбега самолета с $G = 60$ т составляет 1300 м. Определить длину разбега самолета при $G = 72$ т, если $P_{ср} = 17\,000$ кг, а коэффициент трения $f = 0,06$.

Длина разбега пропорциональна $V_{отр}^2$ и обратно пропорциональна $j_{ср}$, т. е.

$$\frac{L_{p_2}}{L_{p_1}} = \frac{V_{отр_2}^2}{V_{отр_1}^2} \cdot \frac{j_{ср_1}}{j_{ср_2}}.$$

При отрыве с одинаковыми углами атаки, пренебрегая вертикальной составляющей тяги двигателей P_y ,

$$\frac{V_{отр_2}^2}{V_{отр_1}^2} = \frac{G_2}{G_1},$$

а среднее ускорение:

$$j_{ср_1} = g \left(\frac{P_{ср}}{G} - f \right) = 9,8 \left(\frac{17\,000}{60\,000} - 0,06 \right) = 2,2 \text{ м/сек}^2;$$

$$j_{ср_2} = g \left(\frac{P_{ср}}{G} - f \right) = 9,8 \left(\frac{17\,000}{72\,000} - 0,06 \right) = 1,72 \text{ м/сек}^2.$$

Окончательно

$$\frac{L_{p_2}}{L_{p_1}} = \frac{G_2}{G_1} \cdot \frac{j_{ср_1}}{j_{ср_2}} = \frac{72\,000}{60\,000} \cdot \frac{2,2}{1,72} = 1,54,$$

т. е.

$$L_{p_2} = 1,54 L_{p_1} = 1,54 \cdot 1300 = 2\,000 \text{ м.}$$

Температура и давление воздуха. Отклонение температуры или давления окружающего воздуха от стандартных приводит к изменению плотности воздуха, так как

$$\rho = 0,047 \frac{P}{T},$$

где P — давление, мм рт. ст.;

T — абсолютная температура.

Повышение температуры при постоянном давлении или понижение давления при постоянной температуре приводит к уменьшению плотности воздуха. Уменьшение плотности воздуха оказывает двоякое влияние: повышается скорость отрыва и уменьшается величина среднего ускорения на разбеге из-за падения тяги двигателей. Падение тяги в этом случае происходит в результате уменьшения весового заряда воздуха, проходящего через двигатели. Увеличение скорости отрыва и уменьшение величины среднего ускорения приводит к существенному увеличению длины разбега самолета. При понижении температуры, если $P = \text{const}$, или при повышении давления, если $T = \text{const}$, наоборот, длина разбега самолета на взлете уменьшается.

Направление и сила ветра. Отрыв самолета от земли при взлете происходит при определенной воздушной скорости, независимой от ветра. Однако скорость самолета относительно земли при встречном ветре меньше, а при попутном ветре больше скорости отрыва в штиль на величину скорости ветра. Поэтому при встречном ветре длина разбега самолета будет меньшей, а при попутном — большей, чем при безветрии. Длина разбега самолета при ветре определяется формулой

$$L_{p\omega} = \frac{(V_{отр} \pm \omega)^2}{2j_{разб}},$$

где ω — проекция скорости ветра на направление взлета (знак «плюс» для попутного ветра, знак «минус» для встречного ветра).

Пример. При взлете в штиль длина разбега самолета составляет 1600 м при скорости отрыва 270 км/ч (75 м/сек). Найти длину разбега при встречно-боковом ветре 12 м/сек, дующем под углом 60° к ВПП.

Найдем среднее ускорение в штиль и проекцию скорости ветра на направление полета:

$$j_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2L_{p_{\text{штиль}}}} = \frac{75^2}{2 \cdot 1600} = 1,75 \text{ м/сек}^2,$$

$$w_{\varphi} = w_{\varphi=0} \cos \varphi = 12 \cos 60^\circ = 6 \text{ м/сек}.$$

Подставляя значения $j_{\text{разб}}$ и w_{φ} в формулу длины разбега при ветре, определим $L_{p_{\text{в}}}$:

$$L_{p_{\text{в}}} = \frac{(V_{\text{отр}} - w)^2}{2j_{\text{разб}}} = \frac{(75 - 6)^2}{2 \cdot 1,75} = 1360 \text{ м}.$$

Положение закрылков. Угол выпуска закрылков, служащих для увеличения $C_{y_{\text{max}}}$, а следовательно, и $C_{y_{\text{отр}}}$ крыла самолета подбирается из соображения получения наиболее выгодного соотношения между C_y и C_x . Излишнее увеличение угла отклонения закрылков хотя и увеличивает значение $C_{y_{\text{max}}}$ крыла, но при этом значительно возрастает и C_x , что приведет к увеличению силы лобового сопротивления, а это в свою очередь снизит величину ускорения при разбеге и в конечном итоге длина разбега увеличится.

Как показали расчеты и летные испытания, наиболее выгодный угол отклонения закрылков для самолета Ту-16 составляет 35°. При таком угле получается оптимальное соотношение между $C_{y_{\text{отр}}}$ и C_x , что вызывает заметное уменьшение (на 150—200 м) длины разбега. Однако взлет самолета с закрылками, отклоненными на угол 35°, приводит к усложнению техники пилотирования: возрастают усилия на штурвале, потребные для отрыва переднего колеса от земли; понижается эффективность рулей при уменьшенной скорости отрыва; уменьшается скорость, при которой необходимо убирать закрылки; увеличивается посадка самолета из-за резкого уменьшения подъемной силы при уборке закрылков после взлета и, наконец, уменьшается безопасность полета в случае отказа одного из двигателей. Поэтому угол отклонения закрылков при взлете для самолета Ту-16 составляет 20°.

Таким образом, увеличение угла выпуска закрылков

усложняет технику пилотирования самолета при взлете, а уменьшение ведет к увеличению скорости отрыва из-за уменьшения $C_{y_{\text{отр}}}$ и увеличению длины разбега самолета.

Уклон ВПП. При взлете с полосы, имеющей угол наклона Θ (рис. 125), к ускорению, появляющемуся при горизонтальном разбеге, прибавляется с положительным или отрицательным знаком ускорение, создаваемое продольной составляющей силы веса ($G \sin \Theta$). Величина

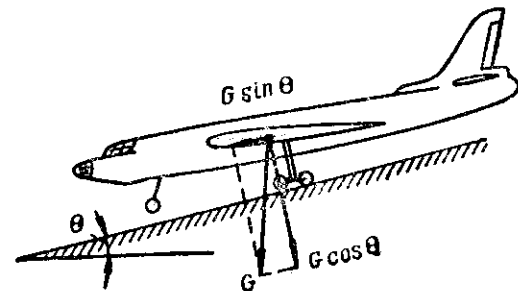


Рис. 125. Образование добавочной продольной силы при взлете самолета с наклонной полосы

этого добавочного ускорения равна $\Delta j = g \sin \Theta$. Кроме того, при отрыве самолета от земли он должен преодолеть не общую силу веса G , как при горизонтальном разбеге, а составляющую силу веса $G \cos \Theta$, для чего требуется меньшая скорость отрыва. Однако из-за незначительности угла наклона ВПП практически можно считать, что он на скорость отрыва самолета не влияет и сказывается на длине разбега только через ускорение.

Пример. При взлете с горизонтальной полосы длина разбега самолета составляет 1600 м, скорость отрыва 270 км/ч (75 м/сек). Определить длину разбега при взлете самолета под уклон с полосы, имеющей угол наклона $\Theta = 2^\circ$.

При разбеге по горизонтальной полосе

$$j_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2L_{p_1}} = \frac{75^2}{2 \cdot 1600} = 1,75 \text{ м/сек}^2.$$

При взлете под уклон увеличение ускорения составит

$$\Delta j = g \sin \Theta = 9,8 \sin 2^\circ = 0,34 \text{ м/сек}^2,$$

а длина разбега будет равна

$$L_{p_{\Theta=2^\circ}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2(j + \Delta j)} = \frac{75^2}{2(1,75 + 0,34)} = 1310 \text{ м}.$$

Высота расположения аэродрома относительно уровня моря. Этот фактор влияет лишь на изменение давления и температуры воздуха. Если считать, что эти изменения соответствуют стандартной атмосфере, то увеличение высоты расположения аэродрома на 500 м приводит к удлинению разбега самолета при взлете примерно на 9—10%.

§ 5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА ПРИ ПОСАДКЕ

1. Посадочные характеристики самолета

Посадкой называется замедленное движение самолета с высоты 25 м до полной его остановки после пробега.

Действия экипажа в процессе захода самолета на посадку и выполнения ее элементов: планирования, выравнивания, выдерживания и пробега самолета подробно рассмотрены в инструкции экипажу. Поэтому мы остановимся лишь на посадочных характеристиках и эксплуатации самолета при посадке.

Посадочными характеристиками самолета являются:

- посадочная скорость;
- среднее ускорение при посадке;
- длина пробега.

Посадочная скорость самолета $V_{\text{пос}}$ определяется формулой

$$V_{\text{пос}} = 0,95 \sqrt{\frac{2G_{\text{пос}}}{C_{y_{\text{пос}}} \rho S}},$$

где 0,95 — коэффициент, учитывающий влияние близости земли на посадочную скорость самолета.

Увеличение посадочных скоростей самолетов с ТРД объясняется ростом нагрузки на квадратный метр площади крыла и уменьшением $C_{y_{\text{max}}}$, а следовательно, и $C_{y_{\text{пос}}}$ стреловидного крыла. Для уменьшения посадочной скорости и гарантийного обеспечения прочности всех органов приземления на самолете Ту-16 разрешается производить посадки с посадочным весом не более 48 т и лишь, как исключение, разрешается посадка при весе 55 т. Однако, несмотря на ограничения посадочного веса, посадочная скорость самолета Ту-16 сравнительно велика и достигает 230—240 км/ч. Это объясняется не

только меньшим значением $C_{y_{\text{пос}}}$, но и конструктивными возможностями самолета.

По конструктивным возможностям максимальный угол атаки при посадке для самолета Ту-16 равен 11°. Однако выход на такой угол атаки при большой длине фюзеляжа самолета требует исключительно высокой точности пилотирования, ибо ошибка на 1—2° может привести к удару хвостовой части фюзеляжа о ВПП.

Для безопасности посадки и увеличения посадочного угла самолета до 9—10° необходимо было бы увеличить длину стоек шасси, а это нежелательно, так как ведет к заметному ослаблению прочности и увеличению веса шасси и всего самолета.

Указанные конструктивные трудности привели к тому, что посадочный угол атаки самолета Ту-16 равен примерно 7—8°, а $C_{y_{\text{пос}}} = 1,15$. Таким образом, самолет Ту-16 при правильном пилотировании даже на посадке не переходит на второй режим полета.

Если судить по поляре самолета (рис. 31), можно заключить, что $C_{y_{\text{пос}}} = 1,15$ и даже больше может быть получен без отклонения закрылков. Однако это может быть сделано только при $\alpha_{\text{пос}} \cong 15^\circ$, что требует увеличения длины стоек шасси. Поэтому роль закрылков при посадке самолета Ту-16 сводится главным образом к обеспечению $C_{y_{\text{пос}}} = 1,15$ при посадочных углах самолета 7—8°.

Схема сил, действующих на самолет при пробеге, аналогична схеме сил, действующих на самолет при разбеге. Отличие состоит лишь в том, что при пробеге сила тяги двигателей $P \cong 0$. Средняя суммарная тормозящая сила $R_{\text{торм}}$ при пробеге определяется, как сумма тормозящих сил:

$$R_{\text{торм}} = Q + F_{\text{тр}}.$$

В результате действий этой тормозящей силы появится среднее отрицательное ускорение (т. е. замедление), равное

$$j_{\text{пр}} = \frac{R_{\text{торм}}}{m} = g \frac{Q + F_{\text{тр}}}{G}.$$

С некоторыми допущениями величину отрицательного ускорения при пробеге можно считать пропорциональной

коэффициенту трения колес о землю $f_{пр}$ и силе реакции земли $N = G - Y$, т. е.

$$F_{тр} = f_{пр} N.$$

Отсюда величину среднего ускорения при пробеге можно представить в виде формулы

$$j_{пр} = g \left(\frac{Q + f_{пр} G - f_{пр} Y}{G} \right).$$

Величина коэффициента трения при торможении колес в среднем такова, что произведение $f_{пр} Y$ приблизительно равно силе аэродинамического сопротивления Q , т. е. $f_{пр} Y \cong Q$. Следовательно, в последней формуле эти члены взаимно уничтожаются, и мы получим

$$j = g \frac{f_{пр} G}{G} = g f_{пр}.$$

т. е. величина среднего ускорения (отрицательного) при пробеге зависит от коэффициента трения и не зависит от веса самолета, а сам коэффициент трения зависит от состояния ВПП и от тормозного эффекта колес.

Следует иметь в виду, что приведенный вывод является достаточно точным, если самолет движется по бетонированной ВПП при относительно небольших углах атаки. Во всех других случаях этот вывод не является вполне точным.

Зная посадочную скорость, а также величину среднего ускорения при пробеге, определим по формулам равнозамедленного движения длину и время пробега самолета:

$$L_{пр} = \frac{V_{пос}^2}{2j_{пр}} \text{ м}; \quad t_{пр} = \frac{V_{пос}}{j_{пр}} \text{ сек.}$$

Посадочные характеристики самолета Ту-16 с закрылками, выпущенными на 35° , приведены в таблице.

Применение тормозов и тормозных парашютов	Посадочный вес, т	Длина про- бега, м	Время пробе- га, сек	Посадочная скорость, км/ч
С тормозами без тормозных парашютов	44	1400	34,5	220
С тормозами без тормозных парашютов	48	1550	—	230
С тормозами и тормозными парашютами	44	1000	28,5	220

2. Наивыгоднейшее положение (угол атаки) самолета при пробеге

Для получения наименьшей длины пробега весьма важным при эксплуатации является вопрос, как производить послепосадочный пробег самолета на том или ином аэродроме: стремиться ли удерживать самолет в посадочном положении или же производить пробег с опущенным передним колесом.

В первом случае угол атаки большой, вследствие чего и аэродинамическое торможение самолета за счет лобового сопротивления большое, однако эффект от торможения колес невелик, так как из-за разгрузки шасси подъемной силой крыла сила трения $F_{тр} = f_{пр} N$ мала. Во втором случае аэродинамическое торможение из-за малого угла атаки уменьшается, в то время как эффективность от торможения колес повышается. Разумеется, в обоих случаях интенсивность торможения будет зависеть не только от положения самолета, но и от состояния поверхности взлетно-посадочной полосы.

Определим значение эксплуатационного коэффициента трения колес самолета о поверхность ВПП, при котором длина после посадочного пробега остается неизменной независимо от того, производится ли пробег при посадочном положении самолета или же самолет совершает пробег с опущенным передним колесом. Рассмотрев равновесие сил, действующих на самолет при его движении после приземления (рис. 126), определим суммарную тормозную силу:

— при пробеге в посадочном положении (рис. 126, а)

$$R_{\text{торм. пос}} = Q_{\text{пос}} + f_{\text{пр}} (G - Y_{\text{пос}}) - P_{\text{дв}};$$

— при пробеге с опущенным передним колесом
(рис. 126, б)

$$R_{\text{торм. пос}} = Q_{\text{ст}} + f_{\text{пр}} (G - Y_{\text{ст}}) - P_{\text{дв}}.$$

Обозначим коэффициент трения колес о поверхность ВПП, когда длина пробега в обоих случаях одинакова, через $f_{\text{пр}}^*$ и назовем его граничным эксплуатационным коэффициентом трения.

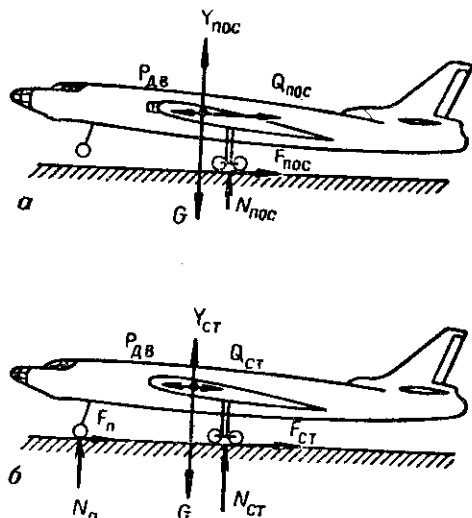


Рис. 126. Силы, действующие на самолет при пробеге:
а — посадочное положение; б — пробег с опущенным передним колесом

При равном весе и посадочной скорости длина пробега самолета будет зависеть только от величины тормозящей силы. Следовательно, если длины пробега $L_{\text{пр}}$ равны, то равны и суммарные тормозящие силы, т. е.

$$Q_{\text{пос}} + (G - Y_{\text{пос}}) f_{\text{пр}}^* - P_{\text{дв}} = Q_{\text{ст}} + (G - Y_{\text{ст}}) f_{\text{пр}}^* - P_{\text{дв}},$$

откуда

$$f_{\text{пр}}^* = \frac{Q_{\text{пос}} - Q_{\text{ст}}}{Y_{\text{пос}} - Y_{\text{ст}}} = \frac{C_{x_{\text{пос}}} - C_{x_{\text{ст}}}}{C_{y_{\text{пос}}} - C_{y_{\text{ст}}}} = \frac{\Delta C_x}{\Delta C_y},$$

где $\Delta C_x = C_{x_{\text{пос}}} - C_{x_{\text{ст}}}$;

$\Delta C_y = C_{y_{\text{пос}}} - C_{y_{\text{ст}}}$ — разность коэффициентов со-

ответственно лобового сопротивления и подъемной силы, соответствующих двум рассматриваемым случаям пробега самолета.

Значение граничного эксплуатационного коэффициента трения для самолета Ту-16 равно примерно 0,11.

Для уменьшения длины пробега при малых значениях коэффициента трения ($f_{\text{пр}} < f_{\text{пр}}^*$) пробег следует производить на больших углах атаки, т. е. стремиться удерживать самолет в посадочном положении, а при коэффициентах трения, больших, чем ($f_{\text{пр}} > f_{\text{пр}}^*$) — с опущенным передним колесом.

3. Особенности посадки самолета на грунтовой аэродром и уплотненную снеговую полосу

Состояние и вид поверхности взлетно-посадочной полосы оказывают существенное влияние на коэффициент трения колес самолета о землю, а следовательно, и на величину тормозящей силы при пробеге. Поэтому величина коэффициента трения при данной конструкции тормозной системы будет изменяться в зависимости от вида поверхности взлетно-посадочной полосы (бетон, грунт) и ее состояния (сухая, влажная, покрытая снегом, обледеневшая).

Среднее значение коэффициента трения при оптимальном торможении — качении на границе скольжения — на пробеге в зависимости от состояния и вида ВПП показано в приведенной ниже таблице.

Состояние и вид взлетно-посадочной полосы	$f_{\text{пр}}$
Сухая, бетонированная	0,150—0,165
Влажная, бетонированная	0,10—0,13
Сухой грунт	0,12
Покрытая снегом, бетонированная	0,07—0,09
Обледеневшая, бетонированная	0,045—0,065

Коэффициент трения оказывает влияние не только на величину ускорения на пробеге, но и определяет также способ выполнения самолетом пробега, т. е. нужно ли

производить пробег в трехточечном или же в посадочном положении.

При посадке на бетонированную ВПП, когда $f_{пр} > f_{пр}^*$, целесообразно быстрее перевести самолет в трехточечное положение. Эффект от торможения колес в этом случае больший, чем от силы аэродинамического сопротивления. Самый большой эффект торможения колес дает на сухой бетонированной полосе — там, где коэффициент трения наибольший. На влажной бетонированной полосе и на сухом грунте тормозной эффект менее значителен. В зимних условиях при посадке на заснеженную или обледеневшую полосу, когда коэффициент трения $f_{пр} < f_{пр}^*$, пробег целесообразно выполнять на больших углах атаки, чтобы сохранить повышенное значение силы лобового сопротивления. В этом случае необходимо удерживать переднее колесо в приподнятом положении до тех пор, пока позволяет эффективность руля высоты.

Пример. Длина пробега самолета весом 48 т при посадке на сухую бетонированную ВПП составляет 1550 м. Возможна ли посадка самолета весом 44 т на покрытую снегом бетонированную ВПП, если ее длина 2500 м*.

Длина пробега самолета пропорциональна $V_{пос}^2$ и обратно пропорциональна $f_{пр}$, т. е.

$$\frac{L_{пр2}}{L_{пр1}} = \frac{V_{пос2}^2}{V_{пос1}^2} \cdot \frac{j_{пр1}}{j_{пр2}}.$$

При посадке с одинаковыми углами атаки

$$\frac{V_{пос2}^2}{V_{пос1}^2} = \frac{G_2}{G_1}.$$

Тогда

$$\frac{L_{пр2}}{L_{пр1}} = \frac{G_2}{G_1} \cdot \frac{j_{пр1}}{j_{пр2}} = \frac{44}{48} \cdot \frac{0,16}{0,09} = 1,63;$$

$$L_{пр2} = 1,63 L_{пр1} = 1,63 \cdot 1550 = 2530 \text{ м.}$$

Таким образом, мы видим, что длина данной взлетно-посадочной полосы для пробега самолета недостаточна и при посадке на нее на пробеге необходимо использовать тормозные парашюты.

* Коэффициент трения сцепления при пробеге по бетонированной ВПП принять равным 0,16, а при пробеге по ВПП, покрытой снегом, — 0,09.

Посадка самолета на переувлажненный мягкий грунт имеет свои особенности. После приземления самолета переднее колесо шасси произвольно и быстро опускается и пробег происходит на всех колесах. Вследствие образования колеи грунт оказывает большое сопротивление движению и самолет эффективно тормозится без применения тормозов колес. Если в конце пробега не увеличить тягу двигателей, то не будет обеспечиваться дальнейшее руление, так как на малых скоростях самолет увязает в грунт (при отсутствии финишной полосы).

Посадка на грунт имеет и другие особенности, обусловленные деформацией и неровностью его поверхности, что усложняет работу отдельных частей самолета, в частности фюзеляжа. Как известно, при расчете прочности самолета на посадке основное значение придается прочности фюзеляжа и шасси, так как крыло в полете испытывает значительно большие нагрузки и при посадке обладает избыточной прочностью. Обычно самолет рассчитывается так, чтобы он выдерживал грубую посадку с парашютированием с высоты 3—4 м. Этому соответствует вертикальная скорость приземления $V_{усп} = 1,5—2,0 \text{ м/сек.}$

При нормальной высоте выдерживания 0,5—1,0 м вертикальная скорость приземления самолета составляет $V_{усп} = 0,6—0,9 \text{ м/сек.}$ Однако в условиях реального аэродрома, который может иметь некоторый встречный уклон, к вертикальной скорости парашютирования добавляется встречное «набегание» уровня поверхности полосы, что увеличивает вертикальную скорость. Так, при величине встречного уклона около 2% (что укладывается в нормы для грунтовых аэродромов) дополнительная вертикальная скорость может достичь величины 1,3—1,4 м/сек (рис. 127).

Кроме того, некоторые неровности, имеющиеся всегда на грунтовой полосе, также могут увеличить вертикальную скорость на 1,5—2,0 м/сек.

Таким образом, при повышенной вертикальной скорости снижения самолета ($V_{усп} = 1,5—2,0 \text{ м/сек.}$) суммарная вертикальная скорость в условиях реального грунтового аэродрома с учетом наклона и местной неровности поверхности полосы может достичь 3,0—4,0 м/сек. Получение подобных скоростей опасно для прочности самолета.

та Ту-16, предельная вертикальная скорость которого при расчете принята равной $3,2 \text{ м/сек}$.

Опыт летной эксплуатации самолета Ту-16 показывает, что величина нагрузки на элементы конструкции его фюзеляжа зависит не только от вертикальной скорости во время приземления и жесткости амортизации, но и от

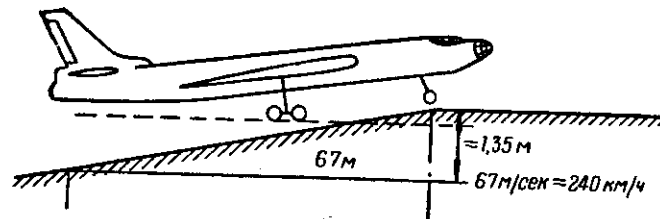


Рис. 127. К вопросу о посадке самолета на уклон

упругости конструкции фюзеляжа. Наличие определенной упругости конструкции фюзеляжа вызывает появление дополнительных сил, под действием которых в отдельных сечениях фюзеляжа возникают динамические напряжения.

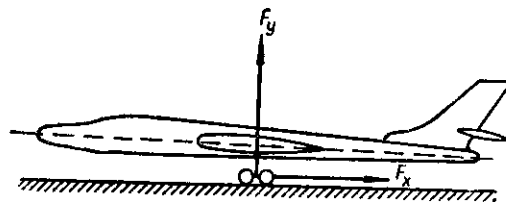


Рис. 128. Силы реакции, возникающие при приземлении самолета

Причина возникновения динамических напряжений заключается в следующем.

При касании колес тележки шасси самолета о грунт, кроме вертикальной реакции F_y от силы веса и инерции, за счет силы трения нераскрученных в первый момент колес возникает значительная реакция F_x , направленная против движения самолета (рис. 128).

Под действием сил реакций F_y и F_x вследствие упругости конструкции фюзеляж после приземления самолета начнет колебаться (рис. 129). Поскольку действие сил реакций F_y и F_x на упругий фюзеляж различно, различными также будут форма и частота его колебаний. Одна-

ко, несмотря на различие формы и частоты колебаний, в некоторые моменты времени направления напряжений в элементах конструкции самолета совпадают и могут превысить расчетные, если вызвавшие их силы достаточно велики.

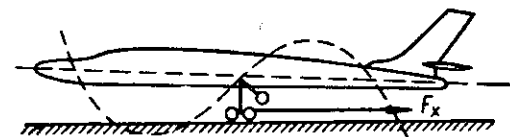
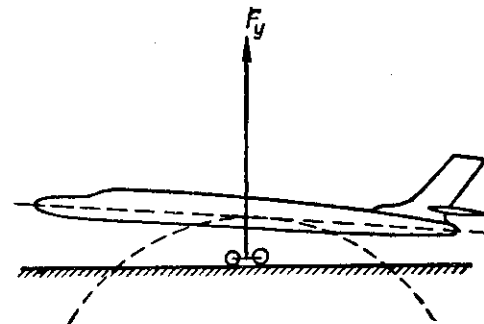


Рис. 129. Действие сил реакции на упругий фюзеляж

Как показывает расчет, нагрузки от вертикальных сил F_y из-за местных неровностей грунта в среднем возрастают на 20%. Кроме того, благодаря деформации поверхности грунта возрастают динамические нагрузки от лобовых сил F_x примерно на 20—25%. В итоге суммарные нагрузки на элементах конструкции увеличиваются в 1,2—1,5 раза.

Таким образом, условия работы конструкции самолета при взлете и посадке на грунтовых ВПП более трудные, чем на бетонированных ВПП. Особенно тяжелые условия нагружения фюзеляжа возникают при приземлении самолета на грунт перед началом бетонированной полосы, что может быть объяснено наличием встречного уклона.

Из сказанного выше следует, какое важное значение имеют правильная посадка без превышения высоты выдерживания (а следовательно, и вертикальной скоро-

сти), а также надлежащее выравнивание профиля грунтовых полос и грунта перед началом бетонированных ВПП и поддержание его в определенных допусках.

4. Посадка с несимметричной подвеской

Наличие несимметричной подвески под крылом не вносит существенных изменений в заход на посадку, расчет и посадку самолета. На снижении сбалансированный триммерами самолет устойчив и хорошо управляем. Однако, заходя на посадку, самолет с несимметричной подвеской при снижении скорости планирования меньше 400—380 км/ч начинает крениться и разворачиваться в сторону подвески. Это крене объясняется падением эффективности элеронов при уменьшении скорости полета и приводит к необходимости увеличения отклонения штурвала в сторону, противоположную подвеске. Выдерживание курса самолета осуществляется рулем направления.

Для сохранения устойчивости самолета с несимметричной подвеской при снижении и обеспечения возможности исправления возникающих при посадке ошибок скорости планирования должна быть увеличена на 10—15 км/ч по сравнению со скоростью планирования без подвески.

Момент, разворачивающий самолет в сторону подвески на пробеге, компенсируется вначале отклонением руля поворота, а затем торможением колес тележки противоположной подвески.

5. Посадка с боковым ветром

Если не принять соответствующие меры, то боковой ветер при посадке может снести самолет с ВПП. Кроме того, в момент приземления возникает добавочная боковая нагрузка на шасси и пневматики из-за несовпадения продольной оси самолета с направлением его движения.

Борьба со сносом самолета при планировании на посадку может осуществляться двумя способами — скольжением или упреждением в посадочном курсе.

В первом случае летчик с помощью элеронов устанавливает крен в сторону, противоположную направлению сноса, до прекращения бокового смещения и рулем направления удерживает самолет от разворота. Указанное положение рулей сохраняется до выравнивания самолета.

Иногда при сильном боковом ветре крен убирается лишь перед самым приземлением.

Однако у самолетов со стреловидным крылом из-за большой поперечной устойчивости на малых скоростях полета (при больших углах атаки) не хватает полного отклонения элеронов для уравнивания, возникающего при скольжении поперечного восстанавливающего момента (рис. 71). Это не позволяет осуществить прямолинейное скольжение под требуемым углом. По этой же причине при выполнении посадки с боковым ветром на самолете Ту-16 борьба со сносом осуществляется упреждением в курсе (рис. 130).

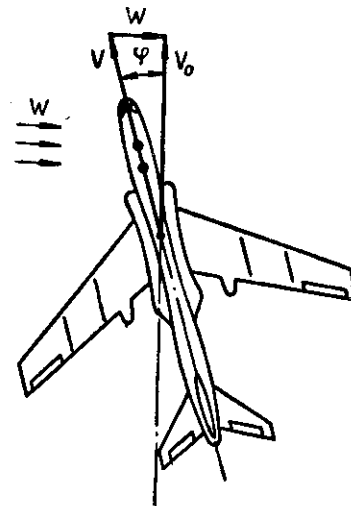


Рис. 130. К вопросу о борьбе со сносом самолета при боковом ветре упреждением в курсе

При выдерживании направления вдоль ВПП упреждением в курсе поперечная составляющая воздушной скорости $V \sin \varphi$ (φ — угол упреждения) должна равняться скорости бокового ветра w , т. е.

$$V \sin \varphi = w,$$

откуда

$$\varphi \cong \sin \varphi \cdot v \frac{w}{V}.$$

Таким образом, величина угла упреждения φ определяется скоростью ветра и скоростью полета. При уменьшении скорости полета на выравнивании и выдерживании величина требуемого угла упреждения возрастает на 1,5—2°.

При парировании сноса самолета изменением посадочного курса из-за несовпадения продольной оси самолета с направлением его движения в момент приземления на колесах шасси возникает не только сила трения качения, но и значительная боковая сила. Для уменьше-

ния величины действующей на шасси боковой силы целесообразно перед приземлением «дать ногу» по сносу, развернув самолет по оси ВПП. Для уменьшения нагрузок на шасси при выполнении посадки с боковым ветром необходимо точно подвести самолет к земле и плавно приземлиться. Высокое выравнивание и грубое приземление в этом случае недопустимы.

После приземления движение самолета при боковом ветре аналогично движению при разбеге. Направление самолета в начале разбега выдерживается с помощью руля направления, а в конце разбега — с помощью тормозов.

При посадке с тормозным парашютом последний необходимо своевременно сбросить, так как во второй половине разбега он может развернуть самолет против ветра.

Посадка самолета с несимметричной подвеской при боковом ветре имеет свои особенности.

При боковом ветре со стороны, противоположной подвеске, кренящий момент на снижении возрастает, что увеличивает расход элеронов. Увеличение кренящего момента в данном случае объясняется тем, что по мере уменьшения скорости самолета до посадочной величина требуемого угла упреждения $\varphi \cong \frac{w}{V}$ возрастает пропорционально уменьшению скорости. Однако несвоевременное увеличение летчиком угла упреждения приводит к появлению некоторого скольжения самолета в сторону ветра. Появление скольжения на противоположной подвеске крыло вызывает у самолета дополнительный кренящий момент в сторону подвески (рис. 131, а), появление которого объясняется большой поперечной устойчивостью стреловидных крыльев на малых скоростях полета (из-за изменения стреловидности полукрыльев при скольжении).

Стремление самолета к развороту против ветра при пробеге невелико, так как сила лобового сопротивления подвески создает момент, противодействующий разворачивающему моменту от боковой силы, возникающей при несимметричном обтекании самолета. Это позволяет равномерно использовать торможение колес и сократить длину пробега.

При боковом ветре со стороны подвески кренящий

момент уменьшается, так как в этом случае с уменьшением скорости и появлением скольжения самолета в сторону ветра возникает поперечный момент, накрывающий самолет в сторону, противоположную подвеске (рис. 131, б). Стремление самолета к развороту против ветра при пробеге увеличивается, так как моменты от силы лобового сопротивления подвески и боковой силы, возникающей при несимметричном обтекании самолета, направлены в одну и ту же сторону. Увеличение разворачивающего момента при пробеге не позволяет использовать равномерное торможение всех колес, и для парирования разворота самолета приходится пользоваться

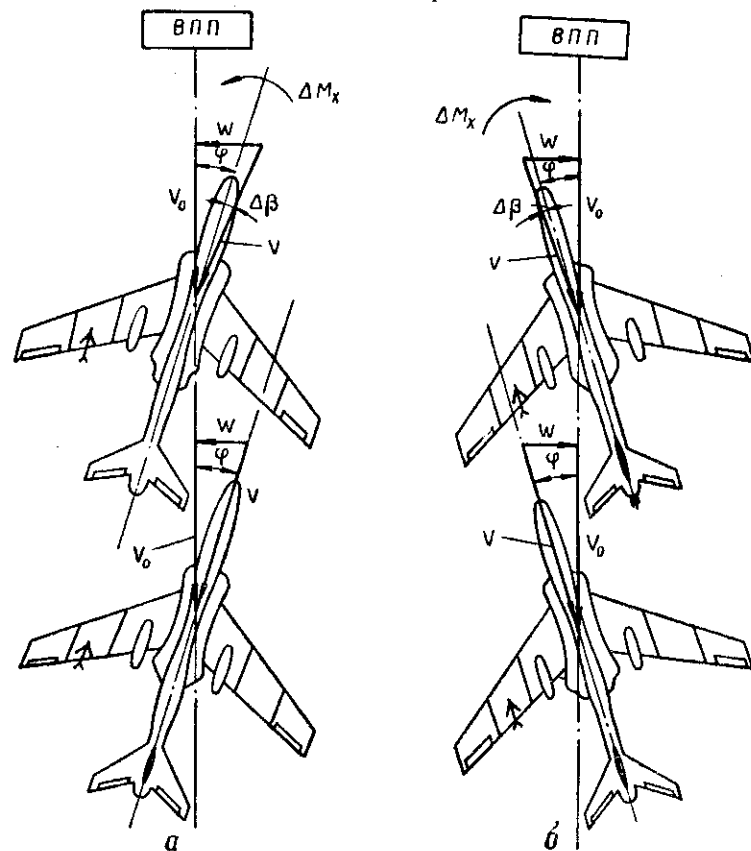


Рис. 131. Посадка самолета при боковом ветре с несимметричной подвеской

Главным образом торможением колес тележки со стороны, противоположной подвеске, что увеличивает длину пробега самолета.

6. Влияние эксплуатационных факторов на длину пробега самолета

Посадочный вес самолета влияет на посадочную скорость в такой же мере, как и на скорость отрыва: $V_{\text{пос}}^2$ пропорциональна весу самолета. Ускорение при пробеге, как мы видели, от веса не зависит, т. е. длина пробега при прочих равных условиях изменяется прямо пропорционально изменению веса самолета.

Пример. При посадочном весе $G = 45$ т длина пробега самолета составляет 1600 м. Определить длину пробега самолета при посадочном весе $G = 55$ т.

Длина пробега пропорциональна посадочному весу самолета:

$$\frac{L_{\text{пр}_2}}{L_{\text{пр}_1}} = \frac{G_2}{G_1} = \frac{55}{45} = 1,22 \text{ м};$$

$$L_{\text{пр}_2} = 1,22 L_{\text{пр}_1} = 1,22 \cdot 1600 = 1950 \text{ м}.$$

Температура и давление воздуха оказывают влияние на массовую плотность воздуха и через нее на посадочную скорость: $V_{\text{пос}}^2$ обратно пропорциональна ρ . При сохранении скоростного напора постоянным ускорение от плотности воздуха не зависит: лобовое сопротивление одинаково при любых атмосферных условиях, так как уменьшение его за счет плотности компенсируется пропорциональным увеличением V^2 .

Таким образом, длина пробега самолета изменяется обратно пропорционально давлению и прямо пропорционально абсолютной температуре. Для приближенных расчетов можно считать, что при изменении температуры на 10° длина пробега изменяется на 3,5%. Изменение давления на 10 мм рт. ст. изменяет длину пробега примерно на 1,5%.

Направление и скорость ветра. Влияние ветра на длину пробега самолета аналогично его влиянию на длину разбега. Длина пробега самолета при ветре определяется формулой

$$L_{\text{пр}} = \frac{(V_{\text{пос}} \pm w)^2}{2j_{\text{пр}}},$$

где w — проекция скорости ветра на направление посадки. Знак «плюс» — при попутном ветре; знак «минус» — при встречном ветре.

Уклон ВПП. В противоположность разбегу пробег удлиняется при движении самолета под уклон и сокращается при движении его на уклон за счет действия составляющей силы веса $G \sin \Theta$, которая изменяет ускорение на $\Delta j = g \sin \Theta$, где Θ — угол наклона ВПП.

Пример. Посадочная скорость самолета 234 км/ч (65 м/сек). Длина пробега под уклон $\Theta = 3^\circ$ при встречном ветре 6 м/сек — 1400 м. Найти длину пробега самолета при противоположном направлении посадки.

Длина пробега на уклон при попутном ветре определится формулой

$$L_{\text{пр}_2} = \frac{(V + w)^2}{2j_{\text{пр}_2}},$$

где $j_{\text{пр}_2}$ — ускорение при пробеге на уклон.

Абсолютная величина $j_{\text{пр}_2}$ больше ускорения при пробеге под уклон, так как добавочное ускорение $g \sin \Theta$ направлено теперь назад, а не вперед:

$$j_{\text{пр}_2} = j_{\text{пр}_1} + 2g \sin \Theta = \frac{(V_{\text{пос}} - w)^2}{2L_{\text{пр}_1}} + 2g \sin \Theta =$$

$$= \frac{(65 - 6)^2}{2 \cdot 1400} + 2 \cdot 9,8 \sin 3^\circ = 2,27 \text{ м/сек}^2.$$

Следовательно,

$$L_{\text{пр}_2} = \frac{(65 + 6)^2}{2 \cdot 2,27} = 1100 \text{ м}.$$

Как видим, при условиях, данных в примере, длина пробега самолета при попутном ветре на уклон оказалась меньше, чем при встречном ветре под уклон. Однако при более сильном ветре возможно получение и обратного результата.

Высота расположения аэродрома относительно уровня моря. Влияние этого фактора аналогично влиянию изменений давления и температуры воздуха.

Пример. При посадке в стандартных условиях на уровне моря длина пробега самолета составляет 2000 м. Определить длину пробега самолета при посадке в стандартных условиях на такую же полосу аэродрома, расположенного на 2000 м выше уровня моря.

На таблице стандартной атмосферы для $H = 2000$ м найдем относительную плотность $\frac{\rho_H}{\rho_0} = 0,8215$.

Следовательно,

$$L_{\text{пр}} = \frac{2000}{0,8215} = 2440 \text{ м}.$$

Глава VI

ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА САМОЛЕТА Ту-16

§ 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Дальность полета является одной из важнейших летно-тактических характеристик самолета. Тактическое значение дальности состоит в том, что ею определяется досягаемость для авиации тех или иных объектов противника. Продолжительность полета важна не всегда и не для всех типов самолетов. Большая продолжительность полета является лишь неизбежным следствием большой дальности, однако она может представлять интерес, когда самолетом выполняются задачи патрулирования над морем, блокировки аэродромов и военно-морских баз противника и некоторые другие задачи.

Дальность и продолжительность полета реактивного самолета существенно зависят от режима его полета, и поэтому для полного использования летно-тактических возможностей самолета летчик должен уметь грамотно применить тот или иной режим полета.

Различают техническую, практическую и тактическую дальности и продолжительность полета.

Технической дальностью полета ($L_{\text{тех}}$) называется расстояние, проходимое самолетом при наборе высоты ($L_{\text{под}}$), горизонтальном полете ($L_{\text{гп}}$) и снижении ($L_{\text{сп}}$) до полного выгорания топлива.

Техническая продолжительность полета ($T_{\text{тех}}$) — время, в течение которого самолет может продержаться в воздухе до полного выгорания топлива.

Практическая дальность полета ($L_{\text{пр}}$) — расстояние, проходимое самолетом при наборе высоты, горизонтальном полете и снижении при сохранении гарантийного запаса топлива. Последний берется на случай неточного выдерживания маршрута и возможного изменения метеобстановки. Он составляет 10% общего запаса топлива, имеющегося на самолете.

Практическая продолжительность полета ($T_{\text{пр}}$) — время, в течение которого самолет может продержаться в воздухе, сохраняя гарантийный запас топлива.

Расчет тактической дальности и продолжительности полета производится на основании данных о технической дальности и продолжительности полета с учетом условий боевой задачи, решаемой одним экипажем или экипажами группы самолетов.

Тактические дальность и продолжительность полета самолета не являются постоянными величинами, так как при их расчете в гарантийный запас топлива включаются затраты топлива, связанные с особенностями боевой обстановки на данном театре военных действий.

Дальность и продолжительность горизонтального участка полета самолета, очевидно, зависят от величины запаса топлива для горизонтального полета $G_{\text{гп}}$ и от интенсивности его расходования, т. е. соответственно от километрового (C_k) и часового (C_h) расходов топлива, т. е.

$$L_{\text{гп}} = \frac{G_{\text{гп}}}{C_k} \text{ км}; \quad T_{\text{гп}} = \frac{G_{\text{гп}}}{C_h} \text{ ч.}$$

Для определения количества топлива, необходимого на горизонтальный участок полета, нужно из полного запаса топлива на самолете вычесть все расходы топлива, не связанные с горизонтальным полетом, т. е. все вспомогательные расходы, в которые включаются:

- расход топлива при работе двигателей на земле ($G_{\text{зем}}$);
- расход топлива на взлет и набор высоты ($G_{\text{взл}}$);
- расход топлива на планирование ($G_{\text{пл}}$);
- расход топлива при полете по кругу и посадке ($G_{\text{пос}}$);
- невырабатываемый остаток топлива в топливных баках самолета ($G_{\text{ост}}$);

— гарантийный запас топлива на неточное выдерживание маршрута, изменение метеобстановки и т. д. ($G_{\text{гар}}$).

Таким образом,

$$G_{\text{гп}} = G_{\text{общ}} - \sum G_{\text{т.вспом}},$$

где $\sum G_{\text{т.вспом}}$ — сумма всех вспомогательных расходов топлива.

Часовым расходом топлива (C_h) называется количество топлива, которое расходуется двигателями самолета за один час полета. Часовой расход топлива определяется тягой, развиваемой двигателями, и их экономичностью, т. е. удельным расходом топлива C_p , под которым понимают расход топлива на один килограмм тяги, развиваемой двигателем в течение часа.

Таким образом,

$$C_h = C_p P_p \text{ кг} \cdot \text{топл} / \text{ч}.$$

Километровым расходом топлива (C_k) называется расход топлива самолета на один километр пути. Очевидно, за один час полета самолет проходит расстояние, численно равное скорости полета V , и расходует C_h килограммов топлива. Тогда

$$C_k = \frac{C_h}{V} = \frac{C_p P_p}{V} \text{ кг} \cdot \text{топл} / \text{км}.$$

Для горизонтального полета самолета с какой-либо скоростью необходимо, чтобы располагаемая тяга двигателя P_p на этой скорости равнялась потребной тяге P_n , т. е. в установившемся горизонтальном полете на любой скорости $P_p = P_n$.

Следовательно, формулы часового и километрового расходов топлива самолета можно представить в следующем виде:

$$C_h = C_p P_n; \quad C_k = \frac{C_p P_n}{V}.$$

Практика показывает, что при одинаковом запасе топлива продолжительность и дальность полета существенно зависят от режима полета, полетного веса самолета, температуры наружного воздуха и ряда других экс-

плуатационных факторов. Поэтому для полного и грамотного использования лётно-тактических данных своего самолета лётчик должен знать эксплуатационные факторы, влияющие на дальность и продолжительность полета, и уметь правильно использовать эти знания в своей практической деятельности.

§ 2. ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ И ДАЛЬНОСТЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА САМОЛЕТА

1. Влияние скорости на продолжительность и дальность полета

Продолжительность горизонтального полета. Рассматривая влияние скорости на продолжительность горизонтального полета самолета ($T_{\text{гп}} = \frac{G_{\text{гп}}}{C_h}$) и часовой расход топлива (C_h), воспользуемся формулой

$$C_h = C_p P_n.$$

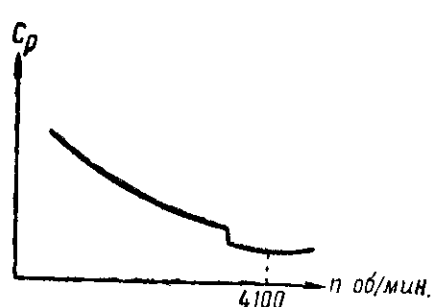


Рис. 132. Изменение удельного расхода топлива по числу оборотов ТРД

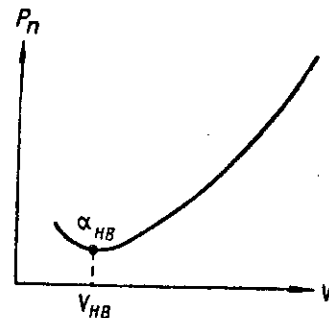


Рис. 133. Изменение тяги, потребной для горизонтального полета самолета по скорости ($H = \text{const}$)

При повышении скорости полета от наимыгоднейшей (за счет увеличения числа оборотов) удельный расход топлива C_p уменьшается согласно дроссельной характеристике двигателя (рис. 132); тяга же, потребная для горизонтального полета, увеличивается пропорционально квадрату скорости горизонтального полета (рис. 133).

Таким образом, часовой расход топлива, а следовательно, и продолжительность горизонтального полета самолета зависят от того, что изменится сильнее: удельный расход топлива C_p или потребная тяга P_n . Оказывается, с увеличением скорости полета P_n возрастает более интенсивно, чем падает C_p при увеличении числа оборотов. Поэтому с увеличением скорости полета часовой расход топлива увеличивается. Его минимальное значение $C_{h_{min}}$, а следовательно, и максимальная продолжительность горизонтального полета самолета $T_{гп_{max}}$ достигаются на наивыгоднейшей скорости полета, где достигается $P_{г_{min}}$. При скоростях $V < V_{нв}$ удельный расход топлива возрастает, так как возрастает величина потребной тяги.

Величина минимальной потребной тяги $P_{n_{min}} = \frac{G}{k_{max}}$ зависит от веса самолета и величины максимального качества и не зависит от высоты полета. Поэтому наивыгоднейшая скорость горизонтального полета по прибору, или скорость максимальной продолжительности полета по прибору, не зависит от высоты полета, а определяется полетным весом самолета.

Самолет Ту-16 в зависимости от полетного веса имеет следующие скорости наибольшей продолжительности по прибору:

- при $G=45-50$ т $V_{пр}=350$ км/ч;
- при $G=55-60$ т $V_{пр}=370$ км/ч;
- при $G=65-70$ т $V_{пр}=400$ км/ч.

Дальность горизонтального полета самолета. Рассматривая вопрос о влиянии скорости на дальность горизонтального полета самолета $\left(L_{гп} = \frac{G_{гп}}{C_k} \right)$ и километровый расход топлива (C_k), воспользуемся формулой

$$C_k = \frac{C_p P_n}{V}.$$

Для упрощения рассуждений допустим, что с изменением скорости полета самолета удельный расход топлива C_p остается постоянным, т. е. считаем, что ни дроселирование тяги двигателя, ни сама скорость на удельный расход топлива не влияют.

Тогда из выражения для километрового расхода топлива следует, что минимальное значение C_k будет на скорости, при которой величина отношения $\frac{P_n}{V}$ минимальна. Для определения этой скорости воспользуемся кривой изменения P_n по V (рис. 134).

Величина отношения $\frac{P_n}{V}$ определяется тангенсом угла наклона между лучом, проведенным из начала координат в любую точку кривой P_n по V , и осью скорости.

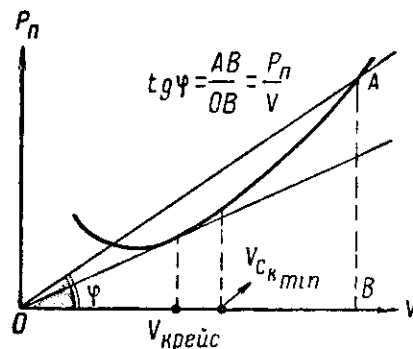


Рис. 134. Определение крейсерской скорости и скорости минимального километрового расхода топлива

стей. Очевидно, величина отношения будет минимальной, если угол φ , а следовательно, и $\operatorname{tg} \varphi$ будут минимальными.

Для нахождения минимального угла нужно провести из начала координат касательную к кривой P_n по V . Проекция точки касания на ось скоростей укажет на скорость, при которой отношение $\left(\frac{P_n}{V} \right)_{min}$. Назовем эту скорость крейсерской ($V_{крейс}$).

Учитывая изменение C_p по числу оборотов, следует сказать, что хотя на крейсерской скорости отношение $\left(\frac{P_n}{V} \right)_{min}$, но C_p здесь большое, так как двигатель силь-

но задресселирован. Поэтому минимальный километровой расход топлива

$$C_{k\min} = \left(\frac{C_p P_u}{V} \right)_{\min}$$

получается на скорости, несколько большей крейсерской. Скорость, соответствующая $C_{k\min}$, называется скоростью наибольшей дальности горизонтального полета.

2. Влияние высоты на продолжительность и дальность полета самолета

Продолжительность горизонтального полета самолета. Рассматривая вопрос о влиянии высоты на продолжительность горизонтального полета самолета ($T_{\text{гп}} = \frac{G_{\text{гп}}}{C_h}$) и часовой расход топлива (C_h), как и в предыдущем случае, воспользуемся формулой

$$C_h = C_p P_{\pi}.$$

Тяга, потребная для горизонтального полета самолета, при $G = \text{const}$ зависит только от качества (или α) и не зависит от высоты полета. Поэтому изменение C_h с высотой определяется изменением удельного расхода топлива C_p .

Увеличение высоты полета самолета приводит к весьма существенному уменьшению удельного расхода топлива. Это происходит главным образом потому, что при увеличении высоты горизонтального полета для обеспечения равенства $P_{\pi} = P_p$ необходимо увеличивать число оборотов двигателя (рис. 135).

Как видно по кривой C_p по n , увеличение числа оборотов приводит к существенному уменьшению удельного расхода топлива C_p , а следовательно, и к уменьшению часового расхода топлива C_h (рис. 132).

Кроме того, с поднятием на высоту удельный расход топлива при $n = \text{const}$ уменьшается до $H = 11\,000$ м, что также способствует уменьшению часового расхода топлива.

Таким образом, увеличение высоты горизонтального полета приводит к уменьшению часового расхода топлива и к увеличению продолжительности полета.

Так, у самолета Ту-16 максимальная продолжительность полета у земли в 1,5 раза меньше, чем на высоте 10 000 м.

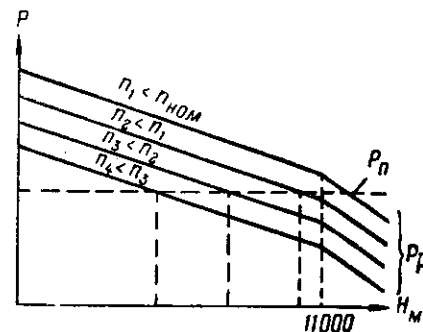


Рис. 135. К пояснению необходимости увеличения числа оборотов двигателя при увеличении высоты горизонтального полета

Дальность горизонтального полета самолета. Рассматривая влияние высоты на дальность горизонтального полета самолета ($L_{\text{гп}} = \frac{G_{\text{гп}}}{C_k}$) и километровой расход топлива C_k как и в предыдущем случае, воспользуемся формулой

$$C_k = \frac{C_p P_{\pi}}{V}.$$

Влияние высоты полета на удельный расход топлива нами уже показано при анализе изменения часового расхода топлива по высоте. Покажем теперь, как будет изменяться с высотой величина минимального отношения $\left(\frac{P_{\pi}}{V} \right)_{\min}$ (рис. 136).

На рисунке видно, как увеличение высоты полета самолета приводит к уменьшению величины отношения $\frac{P_{\pi}}{V}$. Это можно проследить по изменению величины

угла наклона касательных, проведенных из начала координат к кривым P_n по V ($\varphi_1 > \varphi_2 > \varphi_3 \dots$).

Таким образом, увеличение высоты полета самолета приводит к уменьшению удельного расхода топлива C_p и величины отношения P_n к V , т. е. к уменьшению километрового расхода топлива C_k и увеличению дальности горизонтального полета $L_{гп}$.

Так, при среднем полетном весе самолета Ту-16 55 т дальность полета на высоте 11 500 м в 2,4 раза больше, чем на высоте 1000 м.

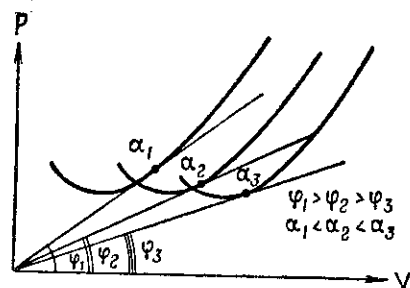


Рис. 136. Влияние высоты полета на километровый расход топлива и крейсерскую скорость

Кроме того, на рисунке видно, что для обеспечения минимального отношения P_n к V с высотой самолет должен на большей высоте иметь и больший угол атаки ($\alpha_1 < \alpha_2 < \alpha_3 \dots$), т. е. минимальный километровый расход топлива $C_{k \min}$ достигается на меньшей приборной скорости полета.

Скорости, соответствующие наибольшей дальности полета в зависимости от высоты полета, приведены в следующей таблице.

$H, м$	1000—3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10 000	11 000	12 000
$V_{пр}, км/ч$	680	650	600	580	560	540	530	500	470	430

Примечание. При полете с полетным весом $G = 70-75,8 т$ указанные в таблице скорости 680 км/ч по прибору держать запрещается, так как ограничение по скорости в этом случае на высотах от 0 до 7000 м равно 645 км/ч по прибору.

Изменение километрового и часового расхода топлива по скоростям и высотам для самолета Ту-16 показано на рис. 137, 138.

Посмотрим теперь, на какой высоте самолеты с ТРД имеют наименьший километровый расход топлива, т. е. $C_{k \min \min}$.

Для простоты расчета будем считать, что $C_{h \min}$ получается на $V_{крейс}$. Так как с увеличением высоты полета располагаемая тяга двигателя на номинальном числе

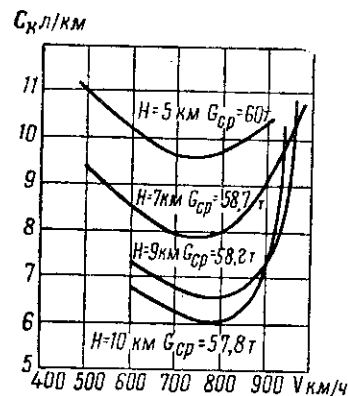


Рис. 137. Изменение километрового расхода топлива по скоростям и высотам для самолета Ту-16

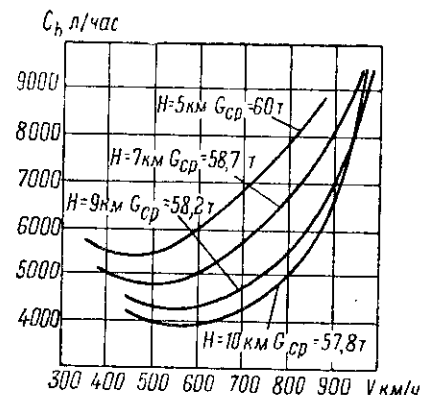


Рис. 138. Изменение часового расхода топлива по скоростям и высотам для самолета Ту-16

оборотов уменьшается, то, очевидно, наступит высота, где располагаемая тяга на номинальном числе оборотов пересечет кривую P_n по V в точке касания ее луча, проведенного из начала координат (рис. 139).

Как видим, на этой высоте крейсерская скорость самолета станет равной его максимальной скорости.

При дальнейшем увеличении высоты полета самолета точка касания луча будет лежать уже правее точки пересечения P_p и P_n (рис. 140). Поскольку на этой высоте горизонтальный полет самолета с крейсерской скоростью невозможен, то он будет совершаться на скорости, меньшей крейсерской, а это приведет к увеличению километрового расхода топлива.

На самолете Ту-16 высота, на которой километровый расход топлива будет наименьшим ($C_{k \min-\min}$), достигается при полете на 600—900 м ниже практического потолка самолета. Так как в процессе полета вес реактивного самолета из-за выгорания топлива все время уменьшается, то это приводит к увеличению практического по-

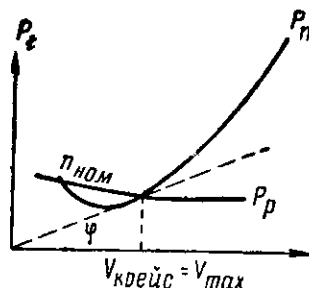


Рис. 139. Протекание кривых P_n и P_p при $V_{крейс} = V_{max}$

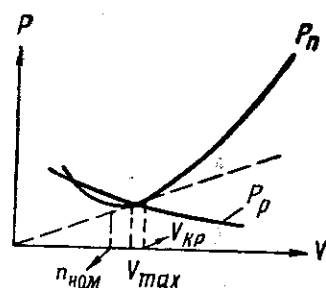


Рис. 140. Протекание кривых P_n и P_p при $V_{крейс} > V_{max}$

толка и высоты полета самолета, на которой достигается $C_{k \min-\min}$.

Для того чтобы самолет все время летел на режиме наименьшего километрового расхода топлива, необходимо по мере выгорания топлива постепенно увеличивать высоту полета. Такой полет называют полетом «по потолкам».

В этом случае дальность полета будет наибольшей. Так, для самолета Ту-16 при взлетном весе 75 800 кг, $G_{топл} = 34\,263$ кг и $G_{бомб} = 3000$ кг полет «по потолкам» должен начаться на высоте 10 200 м и закончиться на высоте 13 500 м. При этом дальность полета самолета до полного выгорания топлива $L_{тех} = 6430$ км, а с 5% остатком топлива — 5970 км. Техническая дальность полета «по потолкам» при нормальном взлетном весе самолета 72 000 кг равна 5760 км.

Полет на дальность «по потолкам» на самолете Ту-16 выполняется так.

Исходя из взлетного веса самолета с учетом расхода топлива при взлете и наборе высоты определяется полетный вес самолета в начале полета «по потолкам». Затем с помощью графика (рис. 141) по весу самолета в нача-

ле полета «по потолкам» определяются начальная высота полета «по потолкам» и скорость полета по прибору на этой высоте. После набора начальной высоты полета «по потолкам» самолет переводится в горизонтальный полет с определенной по графику скоростью полета по прибору. Полученные при данной скорости по прибору

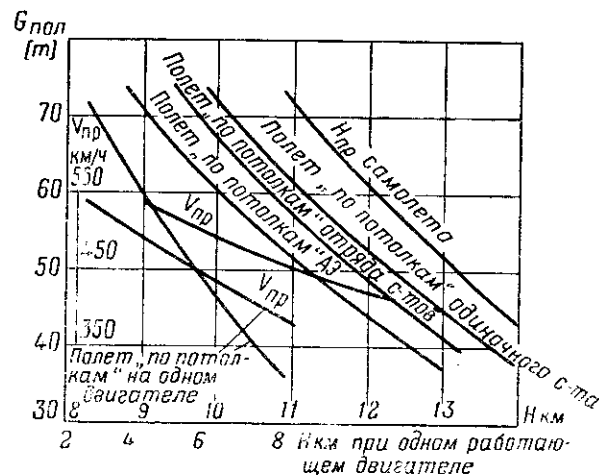


Рис. 141. График для определения высоты и скорости полета «по потолкам»

число M ($M \approx 0,75$) и истинная скорость (по тонкой стрелке) сохраняются постоянными в течение всего полета.

При этом вследствие уменьшения веса самолета по мере выгорания топлива он будет лететь с постепенным непрерывным набором высоты. Скорость полета самолета по прибору с подъемом на высоту постепенно уменьшается и на высотах 12 800—13 200 м становится равной 410—390 км/ч.

Самолет Ту-16 при полете «по потолкам» за один час полета набирает 450—500 м высоты.

Из сказанного выше следует, что маршрутные полеты на режимах максимальной дальности целесообразно совершать на высотах, близких к практическому потолку, где километровые расходы топлива минимальны.

Полет самолета на высотах, близких к практическому потолку, происходит при малых избытках тяги и ограни-

ченных запасов по углу атаки, т. е. при малых запасах допустимой перегрузки по началу тряски, что ограничивает маневр самолета. В случае неправильного пилотирования (особенно в условиях «болтанки»), а также при отклонении температуры воздуха от стандартной, не исключена возможность вывода самолета на режим сваливания.

Особенности пилотирования самолета в «болтанку» были рассмотрены нами выше. Рассмотрим здесь особен-

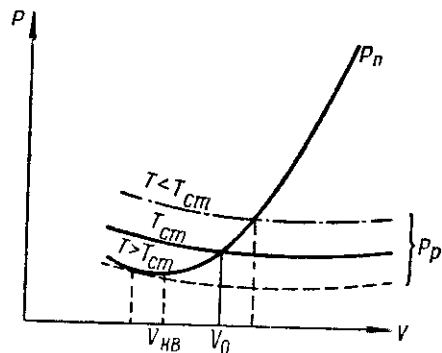


Рис. 142. К вопросу об особенностях полета при температуре наружного воздуха, отличной от стандартной

ности полета самолета при температуре наружного воздуха, отличной от стандартной.

Повышение температуры воздуха по сравнению со стандартной приводит к уменьшению плотности воздуха и падению тяги двигателей. При сохранении в этом случае заданной высоты полета и режима работы двигателей происходит уменьшение скорости самолета (рис. 142) и увеличение угла атаки, что вызывает уменьшение располагаемого запаса по C_y . Понижение температуры воздуха по сравнению со стандартной при сохранении режима работы двигателей постоянным приводит к увеличению скорости и числа M полета. Уменьшение величины $C_{y_{доп}}$ с ростом числа M полета вызывает уменьшение располагаемого запаса по C_y . При сохранении заданного числа M полета самолет будет набирать высоту и может оказаться на высоте, большей высоты практического потолка, соответствующей номинальному режиму

работы двигателей при стандартных условиях, а это также приведет к уменьшению располагаемого запаса по C_y .

Для исключения возможного выхода самолета на $C_{y_{доп}}$ близкие к $C_{y_{доп}}$ при изменении скорости полета из-за отклонения температуры наружного воздуха от стандартной необходимо изменять режим работы двигателей. При повышении температуры наружного воздуха необходимо увеличивать число оборотов двигателей, при понижении — уменьшать их (на каждые 5° изменения температуры требуется изменять число оборотов двигателей примерно на 40 об/мин).

Предельные значения числа оборотов двигателей (при увеличении их режима) для одиночного самолета Ту-16 4250 об/мин. Для строя самолетов Ту-16 предельное число оборотов двигателей ведущего самолета 4200 об/мин.

Если при указанных режимах работы двигателей самолет заданные скорость и высоту полета не сохраняет, то необходимо снизиться до высоты, обеспечивающей их.

3. Влияние веса и коэффициента лобового сопротивления на продолжительность и дальность полета самолета

Для выяснения влияния полетного веса и коэффициента лобового сопротивления на часовой C_h и километровой C_k расход топлива, а следовательно, на продолжительность и дальность горизонтального полета самолета рассмотрим характер изменения потребной тяги по скорости при изменении полетного веса и коэффициента лобового сопротивления (рис. 143).

На рисунке слева кривые показывают влияние на потребную тягу увеличения веса самолета на ΔG при его внутренней загрузке, когда аэродинамическое качество остается неизменным. На рисунке справа кривые показывают влияние на потребную тягу (при одном и том же весе) изменения коэффициента лобового сопротивления на ΔC_x .

Как видно, и увеличение веса, и увеличение коэффициента лобового сопротивления приводят к увеличению минимальной потребной тяги $P_{п_{мин}}$, а следовательно, и часового расхода топлива C_h .

Зависимость километрового расхода топлива C_k на этих кривых выражается положением касательной к ним,

т. е. углом φ . Как видим, в обоих случаях C_K увеличивается.

Изменение полетного веса самолета Ту-16 оказывает заметное влияние на величины часового и километрового расходов топлива, и поэтому расчет продолжительности и дальности полета самолета должен производиться с

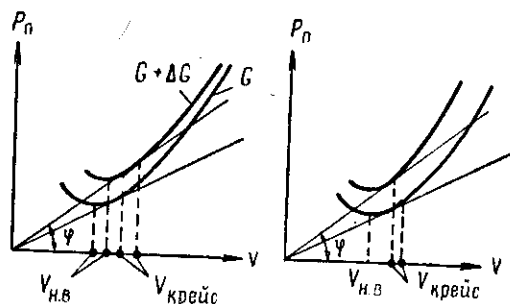


Рис. 143. Влияние изменения полетного веса и коэффициента лобового сопротивления на потребную тягу

учетом характера изменения полетного веса в полете по графикам, приведенным в Инструкции по расчету дальности и продолжительности полета самолета Ту-16.

4. Влияние температуры наружного воздуха на продолжительность и дальность полета самолета

Изменение температуры наружного воздуха, отклонение ее от стандартной при сохранении летчиком постоянной скорости полета по прибору приводит к изменению часового расхода топлива C_h , а следовательно, и продолжительности полета $T_{гп}$.

Действительно, при полете самолета с постоянной приборной скоростью и неизменном полетном весе величина лобового сопротивления с изменением температуры останется постоянной. Следовательно, при новой температуре летчик будет «снимать» с двигателя прежнюю тягу, равную неизменившемуся лобовому сопротивлению.

Изменение температуры воздуха отражается на тяговых характеристиках ТРД и расходе топлива (рис. 144).

Кривые на верхнем рисунке показывают, что при понижении температуры против исходной ($T < T_{исх}$) для получения той же тяги надо уменьшить число оборотов от исходных $n_{исх}$ до n_1 .

Кривые на нижнем рисунке показывают, что произойдет в этом случае с часовым расходом топлива C_h . Кривая часового расхода топлива при изменении температу-

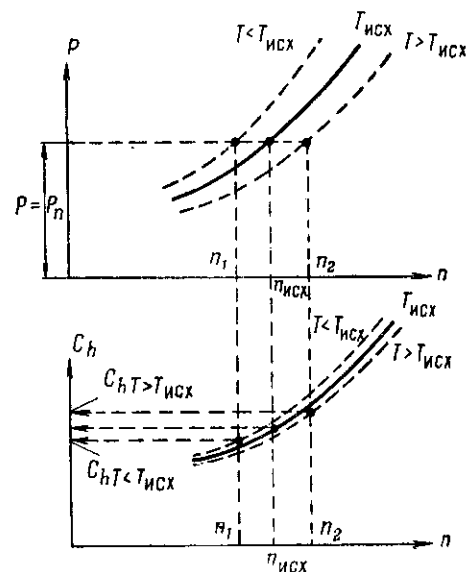


Рис. 144. Зависимость тяги P и часового расхода топлива C_h от температуры наружного воздуха

ры смещается незначительно. Поэтому при уменьшении числа оборотов до n_1 уменьшится и часовой расход топлива C_h .

Таким образом, при условии выдерживания летчиком постоянной приборной скорости понижение температуры воздуха приводит к уменьшению часового расхода топлива и, следовательно, к увеличению продолжительности полета самолета. Повышение температуры воздуха приводит к обратному результату.

Практически можно считать, что на каждые 5° отклонения температуры от стандартной продолжительность полета изменяется на 1%.

Влияние температуры на дальность сказывается через километровой расход, а именно

$$C_k = \frac{C_h}{V}.$$

Понижение температуры, как мы видели, с одной стороны, приводит к уменьшению C_h , а с другой стороны, вызывает увеличение массовой плотности воздуха ρ и при $\rho \frac{V^2}{2} = \text{const}$ приводит к уменьшению скорости полета самолета.

Поскольку и часовой расход топлива, и скорость полета самолета изменяются практически одинаково, то их отношение, определяющее величину километрового расхода топлива, остается постоянным.

Следовательно, дальность полета самолета от изменения температуры практически не зависит.

§ 3. УВЕЛИЧЕНИЕ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА Ту-16 ПУТЕМ ДОЗАПРАВКИ ЕГО ТОПЛИВОМ В ПОЛЕТЕ

Одним из наиболее эффективных путей увеличения дальности полета самолета является дозаправка его топливом в полете.

При дозаправке топливом в воздухе из-за малых дистанций и интервалов техника пилотирования самолета усложняется. Особенно сложен процесс сцепки самолетов, так как при уменьшении интервала до минус 6—8 м заправляемый самолет может попасть в спутную струю заправщика. Это приводит к возникновению крепов и к затягиванию самолета внутрь строя.

Рассмотрим физическую картину возникновения крепов при сближении самолетов на отрицательный интервал и метод их устранения.

Как известно, при обтекании крыла потоком воздуха на верхней его поверхности образуется зона разрежения, а на нижней — зона более высокого давления. Вследствие этого по концам крыльев происходит перетекание воздуха снизу, из зоны с большим давлением, вверх, в зону с меньшим давлением (рис. 145). Подобное перетекание воздуха приводит к нарушению плавности обтекания концов крыла и вызывает закручивание сбегającego с крыла воздушного потока, создавая так называемые

концевые вихри. Особенность концевых вихрей заключается в его слабом затухании по длине. Заметное ослабление интенсивности вихря наступает лишь через 15—20 сек после пролета самолета.

Наличие концевых вихрей приводит к появлению вертикальных потоков воздуха за крылом, которые в зоне крыла направлены вниз, а по сторонам крыла — вверх.

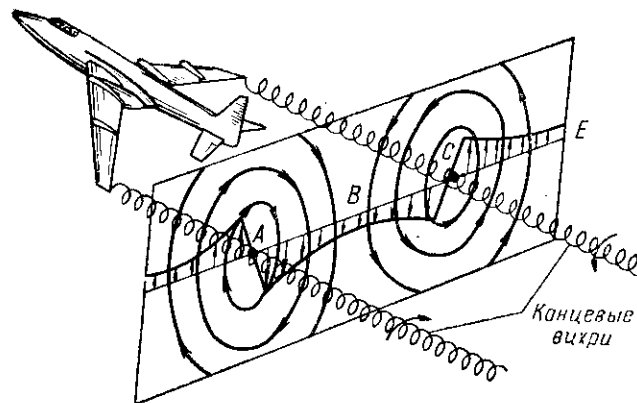


Рис. 145. Поле скоростей за крылом

Подобное распределение вертикальных скоростей воздушного потока, отбрасываемого ведущим самолетом, и создает дополнительные нагрузки на крыло ведомого самолета, причем изменение направления вертикальных скоростей на сравнительно небольшом интервале вдоль размаха крыла ведущего самолета создает на ведомом явление резкого перехода правого крена в левый при движении его справа налево.

Следует отметить, что величина вертикальных скоростей быстро уменьшается при удалении вверх или вниз от плоскости крыла ведущего самолета. Так, величина вертикальной скорости на расстоянии 10 м от плоскости крыла меньше скорости на уровне крыла в 10—11 раз.

Принципиальная схема воздействия концевых вихрей (спутной струи) на ведомый самолет показана на рис. 146.

При полете ведомого самолета с небольшим положительным интервалом между крыльями на левое крыло

будет действовать направленный вверх поток возмущенного воздуха. Подъемная сила левого крыла возрастает, что приводит к появлению правого крена. Парирование крена производится отклонением элеронов и руля направления (штурвал — влево, руль направления — влево). Причем, как показывают расчеты, эффективность отклонения руля направления составляет около одной трети эффективности отклонения элеронов.

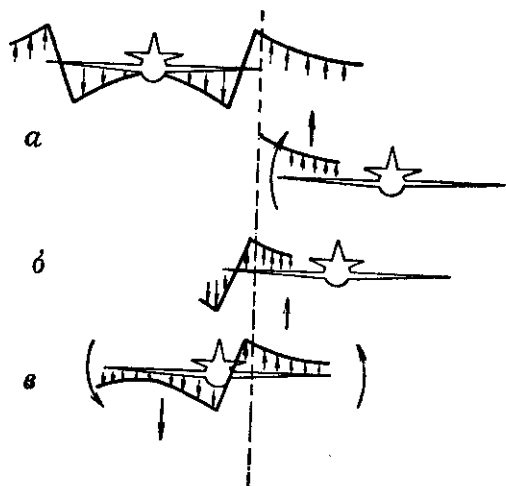


Рис. 146. Схема воздействия спутной струи на ведомый самолет

При занятии самолетом положения с небольшим отрицательным интервалом между крыльями на консольную часть его левого крыла действует нагрузка, направленная вниз, а на среднюю — направленная вверх. В этом случае происходит уравнивание дополнительной нагрузки на крыло и потребный расход элеронов и руля направления оказывается небольшим. Такое положение ведомого самолета, очевидно, и является наиболее желательным при сцепке.

При большом отрицательном интервале на левое крыло действует большая отрицательная нагрузка, вызывающая левый крен, парирование которого требует больших углов отклонения элеронов и руля направления.

Знание закона распределения вертикальных скоростей по размаху крыла и высоте позволяет определить

потребные углы отклонения элеронов, необходимые для балансировки самолета в области проведения сцепки.

График потребных углов отклонений элеронов ($\delta_{эл}$) для ведомого самолета Ту-16, находящегося в спутной зоне крыла ведущего самолета Ту-16, в зависимости от положения по высоте и интервалу показан на рис. 147.

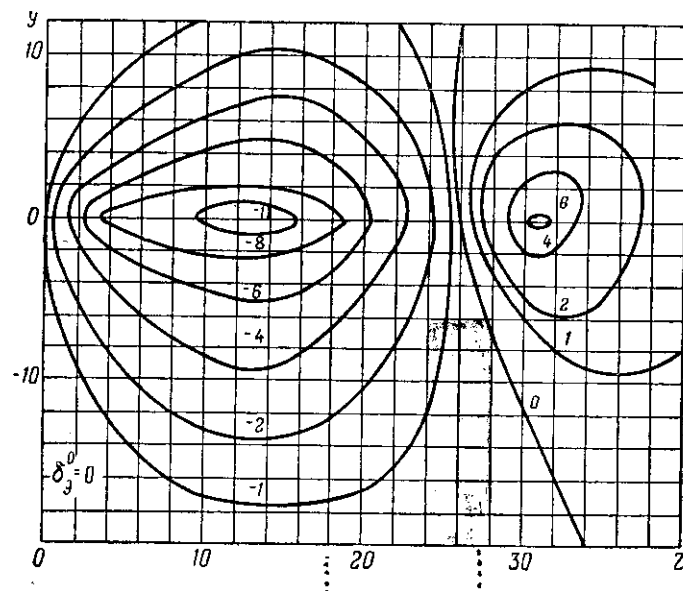


Рис. 147. График потребных углов отклонения элеронов ведомого самолета в зависимости от его положения по высоте и интервалу относительно ведущего самолета

Замкнутые кривые соответствуют потребным углам отклонения элеронов для балансировки самолета при положении последнего в зоне, очерченной данной кривой. Таким образом, для каждого положения ведомого самолета относительно ведущего имеется определенный потребный угол отклонения элеронов.

Из графика видно, что максимальные углы отклонения элерона при нулевом превышении ведомого самолета относительно ведущего соответствуют интервалам $Z=31$ м ($\delta_{эл}=6^\circ$) и $Z=12$ м ($\delta_{эл}=-11^\circ$). Первый случай соответствует правому крену, второй — левому. С точки зрения пилотирования обе эти области являются наиболее опасными.

При движении самолета справа налево сначала наблюдается эффект отталкивания самолета вправо (вследствие появления правого крена). Наибольший эффект отталкивания самолета имеет место при $y=0$. Однако по мере дальнейшего передвижения влево самолет начинает «затягивать» влево из-за появления левого крена, причем изменение знака углов отклонения элеронов происходит в небольшом интервале, равном 3—4 м. За медленная реакция летчика в перекладке элеронов при продолжающемся движении самолета влево и отклоненных элеронах и руле поворота для случая правого крена может привести к сваливанию на левое крыло.

Как видно из графика, наиболее желательным положением ведомого самолета в отношении минимальных усилий, прикладываемых летчиком для пилотирования, является интервал между самолетами около 28 м (что соответствует отрицательному интервалу между крыльями 3—5 м) и принижение самолета в этот момент около 6 м.

Потребный угол отклонения элеронов для балансировки кренящих моментов составляет около 1° , что говорит о малой величине кренящего момента. Это является наиболее оптимальным условием для контактирования.

Из сказанного выше можно сделать вывод, что одним из наиболее эффективных методов контактирования является сближение с увеличением скорости при интервалах между фюзеляжами около 28 м и принижением относительно крыла ведущего самолета. После сближения самолетов на дистанцию контактирования происходит уравнивание скорости и снижение до момента сцепки, затем следует отворот в сторону для выхода в строй заправки. Благодаря этому летчик действует только сектором газа и рулем высоты. Действие же элеронами и рулем направления остается на случай ухода самолета вправо. При этом не приходится опасаться попеременного появления правого и левого кренов. Кроме того, приведенная выше методика сближения позволяет контролировать правильность пилотирования самолета по усилиям на штурвале, которые должны быть малыми.

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ I
ТАБЛИЦА ТРИГОНОМЕТРИЧЕСКИХ ВЕЛИЧИН

Град.	sin	cos	tg	ctg	Град.
0	0,0000	1,0000	0,0000	∞	90
1	0,0175	0,9998	0,0175	57,2899	89
2	0,0349	0,9994	0,0349	28,6362	88
3	0,0523	0,9986	0,0524	19,0811	87
4	0,0698	0,9976	0,0699	14,3007	86
5	0,0872	0,9962	0,0875	11,4300	85
6	0,1045	0,9945	0,1051	9,5143	84
7	0,1219	0,9925	0,1228	8,1443	83
8	0,1392	0,9903	0,1405	7,1154	82
9	0,1564	0,9877	0,1584	6,3137	81
10	0,1736	0,9848	0,1763	5,6713	80
11	0,1908	0,9816	0,1944	5,1445	79
12	0,2079	0,9781	0,2126	4,7046	78
13	0,2250	0,9744	0,2309	4,3315	77
14	0,2419	0,9703	0,2493	4,0108	76
15	0,2588	0,9659	0,2679	3,7320	75
16	0,2756	0,9613	0,2867	3,4874	74
17	0,2924	0,9563	0,3057	3,2708	73
18	0,3090	0,9511	0,3249	3,0777	72
19	0,3256	0,9455	0,3443	2,9042	71
20	0,3420	0,9397	0,3640	2,7475	70
21	0,3584	0,9336	0,3839	2,6051	69
22	0,3746	0,9272	0,4040	2,4751	68
23	0,3907	0,9205	0,4245	2,3558	67
24	0,4067	0,9135	0,4452	2,2460	66
25	0,4226	0,9063	0,4663	2,1445	65
26	0,4384	0,8988	0,4877	2,0503	64
27	0,4540	0,8910	0,5095	1,9626	63
28	0,4695	0,8829	0,5317	1,8807	62
29	0,4848	0,8746	0,5543	1,8040	61
30	0,5000	0,8660	0,5774	1,7320	60
31	0,5150	0,8572	0,6009	1,6643	59
32	0,5299	0,8480	0,6249	1,6003	58
33	0,5446	0,8387	0,6494	1,5399	57
34	0,5592	0,8290	0,6745	1,4826	56
35	0,5736	0,8192	0,7002	1,4281	55
36	0,5878	0,8090	0,7265	1,3764	54
37	0,6018	0,7986	0,7536	1,3270	53
38	0,6157	0,7880	0,7813	1,2799	52
39	0,6293	0,7771	0,8098	1,2349	51
40	0,6428	0,7660	0,8391	1,1917	50

Град.	sin	cos	tg	ctg	Град.
41	0,6561	0,7547	0,8693	1,1504	49
42	0,6691	0,7431	0,9004	1,1106	48
43	0,6820	0,7314	0,9325	1,0724	47
44	0,6947	0,7193	0,9657	1,0355	46
45	0,7071	0,7071	1,0000	1,0000	45
Град.	sin	cos	tg	ctg	Град.

ТАБЛИЦА СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ

$H, м$	$P, мм рт.ст.$	$T, град$	$P, кг/сек^2, м^2$	$\frac{P}{P_0}$	$\sqrt{\frac{P}{P_0}}$	$\alpha, м/сек$
0	760,0	288,0	0,12497	1,0000	1,0000	340,2
1 000	674,0	281,5	0,11339	0,9074	0,9526	336,3
2 000	596,1	275,0	0,10266	0,8215	0,9064	332,4
3 000	525,7	268,5	0,09272	0,7420	0,8614	328,5
4 000	462,2	262,0	0,08354	0,6685	0,8176	324,5
5 000	404,8	255,5	0,07506	0,6007	0,7750	320,4
6 000	353,7	249,0	0,06726	0,5383	0,7337	316,3
7 000	307,8	242,5	0,06010	0,4810	0,6935	312,2
8 000	266,8	236,0	0,05354	0,4284	0,6545	308,0
9 000	230,4	229,5	0,04754	0,3804	0,6168	303,7
10 000	198,1	223,0	0,04206	0,3360	0,5802	299,4
11 000	169,5	216,5	0,03708	0,2968	0,5448	295,0
12 000	144,8	216,5	0,03167	0,2534	0,5034	295,0
13 000	123,7	216,5	0,02704	0,2164	0,4652	295,0
14 000	105,6	216,5	0,02310	0,1849	0,4300	295,0
15 000	90,2	216,5	0,019730	0,1579	0,3973	295,0
16 000	77,1	216,5	0,01685	0,1349	0,3673	295,0
17 000	65,8	216,5	0,01439	0,1152	0,3394	295,0
18 000	56,2	216,5	0,01229	0,0981	0,3137	295,0
19 000	48,0	216,5	0,01050	0,0840	0,2899	295,0
20 000	40,9	216,5	0,00897	0,0718	0,2679	295,0

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
От автора	3
Глава I. Основные сведения из газовой динамики	5
§ 1. Сжимаемость воздуха и скорость звука	—
§ 2. Число M как характеристика сжимаемости воздуха	9
§ 3. Физическая сущность скачка уплотнения	11
§ 4. Основные аэродинамические законы для сжимаемого газа	16
§ 5. Особенности аэродинамики крыла на больших дозвуковых скоростях	22
§ 6. Влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики крыла	29
§ 7. Меры по уменьшению влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики крыла	33
1. Влияние геометрических характеристик профиля на величину $M_{кр}$ крыла	34
2. Влияние формы крыла в плане на величину $M_{кр}$	38
Глава II. Общая характеристика и аэродинамическая компоновка самолета Ту-16	42
§ 1. Общая и аэродинамическая характеристика самолета	—
§ 2. Особенности аэродинамики стреловидного крыла	46
1. Стреловидное крыло	—
2. Преимущества и недостатки стреловидного крыла	49
3. Компоновка крыла самолета Ту-16	53
Глава III. Устойчивость и управляемость самолета Ту-16	59
§ 1. Общие сведения об устойчивости и управляемости самолета	—
§ 2. Центр тяжести и центровка самолета	62
§ 3. Продольная устойчивость и управляемость самолета	68
1. Понятие о фокусе крыла и самолета	69
2. Продольная устойчивость самолета по перегрузке и связь ее с градиентом усилия по перегрузке	73
3. Устойчивость самолета по скорости	80
§ 4. Особенности продольной устойчивости и управляемости самолета	84

	Стр.
§ 5. Боковая устойчивость и управляемость самолета	93
1. Путевая (флюгерная) устойчивость и управляемость самолета	—
2. Поперечная устойчивость и управляемость самолета	95
3. Боковая устойчивость и управляемость самолета	99
§ 6. Особенности боковой устойчивости и управляемости самолета	103
§ 7. Влияние сжимаемости воздуха на характеристики боковой устойчивости и управляемости самолета	113
Глава IV. Установившееся движение самолета	121
§ 1. Горизонтальный полет самолета	—
§ 2. Характеристики турбореактивного двигателя	126
1. Дроссельная характеристика	127
2. Скоростная характеристика	128
3. Высотная характеристика	131
§ 3. Кривые потребных и располагаемых тяг для горизонтального полета самолета (кривые П. Е. Жуковского)	133
§ 4. Максимальная скорость горизонтального полета самолета Ту-16	134
§ 5. Ограничение максимальных скоростей горизонтального полета самолета Ту-16	138
§ 6. Минимальные скорости горизонтального полета и поведение самолета Ту-16 при попадании в режим сваливания	140
§ 7. Подъем самолета	146
§ 8. Планирование самолета	153
Глава V. Неустановившееся движение самолета	156
§ 1. Маневренные характеристики самолета	—
1. Маневрирование скоростью на горизонтальной прямой	157
2. Маневрирование самолета в вертикальной плоскости	160
3. Маневрирование направлением по горизонтали. Вираж самолета	165
§ 2. Пилотирование самолета при полете «в болтанку»	168
§ 3. Штопор самолета	174
§ 4. Эксплуатация самолета при взлете	181
1. Взлетные характеристики самолета	—
2. Оптимальный режим взлета	184
3. Особенности взлета самолета с грунтовых аэродромов и уплотненных снеговых полос	187
4. Взлет с несимметричной подвеской	189
5. Взлет самолета при боковом ветре	190
6. Влияние эксплуатационных факторов на длину разбега самолета	193
§ 5. Эксплуатация самолета при посадке	198
1. Посадочные характеристики самолета	—
2. Наивыгоднейшее положение (угол атаки) самолета при пробеге	201
3. Особенности посадки самолета на грунтовой аэродром и уплотненную снеговую полосу	203
4. Посадка с несимметричной подвеской	20

	Стр.
5. Посадка с боковым ветром	208
6. Влияние эксплуатационных факторов на длину пробега самолета	212
Глава VI. Дальность и продолжительность полета самолета Ту-16	214
§ 1. Общие положения и определения	—
§ 2. Влияние эксплуатационных факторов на продолжительность и дальность горизонтального полета самолета	217
1. Влияние скорости на продолжительность и дальность полета	—
2. Влияние высоты на продолжительность и дальность полета самолета	220
3. Влияние веса и коэффициента лобового сопротивления на продолжительность и дальность полета самолета	227
4. Влияние температуры наружного воздуха на продолжительность и дальность полета самолета	228
§ 3. Увеличение дальности полета самолета Ту-16 путем дозаправки его топливом в полете	230
Приложения:	
1. Таблица тригонометрических величин	235
2. Таблица стандартной атмосферы	237

Маркин Борис Григорьевич

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА Ту-16

Редактор капитан 2 ранга Тарский Ю. С.

Технический редактор Медникова А. Н.

Корректор Шурупова Л. И.

Сдано в набор 29.2.64 г.

Подписано к печати 18.5.64 г.

Формат бумаги $84 \times 108\frac{1}{32}$ — 7½ печ. л. 12,30 усл. печ. л. 11,299 уч.-изд. л.

Г — 10661

Военное издательство Министерства обороны СССР

Москва, К-160

Изд. № 9/5844

Зак. № 6186

Продаже не подлежит