

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кафедра Аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов

Бехтир В.П., Ефимова М.Г., Стариков Ю.Н., Ципенко В.Г.

**ДИНАМИКА ПОЛЕТА
САМОЛЕТА ТУ-204-120 (ТУ-204-120С)**

Часть 2

ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

для студентов 3-го курса специальности 160901

дневного и заочного обучения

Москва - 2008

Бехтир В.П., Ефимова М.Г., Стариков Ю.Н., Ципенко В.Г.
Динамика полета самолета Ту-204-120 (Ту-204-120С). Часть 2. Особенности устойчивости и управляемости: Учебное пособие. – М.: МГТУГА, 2008. - 77 с.

Данное учебное пособие издается в соответствии с учебным планом для студентов 3 курса специальности 160901 дневного и заочного обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры _____ и методического совета механического факультета _____.

Содержание

1.	Равновесие, устойчивость и управляемость самолета	6
1.1	Основные понятия и определения	6
1.2	Центровка самолета	8
2.	Продольные равновесие, устойчивость и управляемость самолета	9
2.1	Продольное равновесие	9
2.2	Продольная устойчивость	11
2.2.1	Продольная статическая устойчивость по перегрузке	12
2.3	Продольная управляемость самолета	16
2.4	Продольная статическая устойчивость самолета по скорости	17
2.5	Демпфирующие моменты	20
3.	Загрузка и центровка самолета Ту-204-120	21
3.1	Назначение, основные массовые и центровочные характеристики самолета Ту-204-120	21
3.1.1	Массовая сводка самолета	23
3.1.2	Состав коммерческой нагрузки	24
3.2	Рекомендации по размещению пассажиров, багажа и почты	25
4.	Загрузка и центровка самолета Ту-204-120С	26
4.1	Назначение, основные массовые и центровочные характеристики самолета Ту-204-120С	26
4.2	Рекомендации по размещению грузов	27
5.	Особенности продольной устойчивости и управляемости с автоматической системой штурвального управления АСШУ-204	28
5.1	Продольная статическая устойчивость ЛА по перегрузке	28
5.2	Продольная статическая устойчивость ЛА по скорости	31
5.3	Демпфирующие моменты	34
5.4	Органы управления АСШУ-204	36
5.5	Система управления рулями самолета	36
5.6	Архитектура структурного построения системы штурвального управления	37
5.7	Структура и алгоритмы управления АСШУ-204	40
5.8	Канал продольного управления	40
5.9	Модуль устойчивости	40
5.10	Модуль управляемости	41
5.11	Модуль балансировки	42
5.12	Модуль безопасности	42
6.	Боковые равновесие, устойчивость и управляемость самолета	43
6.1	Боковое равновесие	43
6.2	Боковая устойчивость самолета	45
6.3	Боковая управляемость	49
6.4	Обратная реакция по крену	50
7.	Полет самолета Ту-204-120 (Ту-204-120С) при возникновении особых условий	52
7.1	Отказ двигателя	52

7.1.1	Действия экипажа для восстановления равновесия самолета	54
7.1.2	Полет без скольжения	54
7.1.3	Полет без крена	56
7.1.4	Полет с креном и скольжением на полукрыло с работающим двигателем	57
7.2	Отказ одного двигателя при выполнении различных элементов полета	62
7.3	Полет с отказавшими двигателями	65
8.	Особые случаи полета	65
8.1	Характеристики прочности	65
8.1.1	Особенности полета в турбулентной атмосфере	66
8.1.2	Особенности пилотирования самолета в беспокойном воздухе	68
8.2	Влияние сдвига ветра на взлет и посадку	72
8.3	Характерные признаки особого случая в полете (сдвиг ветра)	73
8.4	Полет в условиях обледенения	75
8.5	Изменение аэродинамических и летно-технических характеристик обледеневшего самолета	76
8.6	Рекомендации при полете в условиях обледенения	78

ВВЕДЕНИЕ

Данное учебное пособие является продолжением изданного ранее пособия по курсу «Динамика полета», в котором рассматривались особенности движения самолета Ту-204-120 (Ту-204-120С) как материальной точки. В настоящем учебном пособии изложены особенности поведения этого самолета при его движении вокруг центра масс, то есть как твердого тела.

Таким образом, во второй части пособия рассматриваются вопросы балансировки, устойчивости и управляемости самолета Ту-204-120 (Ту-204-120С) в продольном и боковом каналах, как в нормальном полете, так и в особых условиях эксплуатации: отказ двигателя, турбулентность атмосферы, обледенение. Даны рекомендации по выполнению различных этапов полета, а также по поведению экипажа в особых случаях.

Учебное пособие содержит краткие теоретические сведения по основным разделам курса, относящиеся к динамике полета любого самолета, а также большое количество данных о весовых, геометрических, центровочных, аэродинамических и летно-технических характеристиках конкретно самолета Ту-204-120 и его грузового варианта – самолета Ту-204-120С. Эти данные представлены в виде таблиц и графиков. Они, а также большое количество иллюстраций, могут быть использовано студентами при выполнении курсовых работ по дисциплинам «Динамика полета», «Конструкция и прочность ЛА», а также на этапе дипломного проектирования.

1. Равновесие, устойчивость и управляемость самолета

1.1 Основные понятия и определения

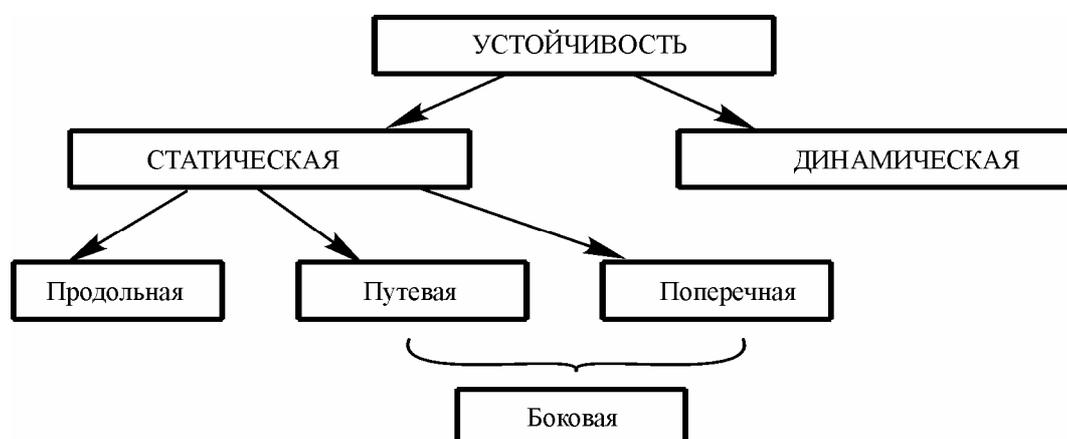
Движение самолета как твердого тела складывается из двух видов движения: перемещение центра масс ЛА в пространстве и вращение ЛА вокруг центра масс. При этом пользуются такими основными понятиями как равновесие, балансировка, устойчивость и управляемость.

Для осуществления равномерного и прямолинейного движения необходимо, чтобы сумма сил и моментов, действующих на самолет, равнялась нулю. В этом случае самолет находится в *равновесии*. Примерами такого движения являются горизонтальный полет, снижение, набор высоты.

В случае если равна нулю только сумма моментов, действующих на ЛА, такое состояние называется *балансировкой*. Например, при установившемся развороте (разворот с постоянной скоростью) сумма сил, действующих на ЛА, не равна нулю, а сумма моментов этих сил равна нулю. Следовательно, в этом виде полета самолет находится только в состоянии балансировки.

В реальном полете самолет, конечно же, не находится в состоянии равновесия. Причиной этого является турбулентность атмосферы, то есть наличие постоянных порывов ветра различной интенсивности и направления. Эти ветровые воздействия, изменяя угол атаки, скорость ЛА, перегрузку и другие параметры полета, изменяют величину и точку приложения равнодействующей аэродинамической силы, то есть выводят ЛА из состояния равновесия. Все самолеты гражданской авиации обладают свойством восстанавливать нарушенное в полете равновесие (это свойство заложено в самолете конструктивно). Это значительно облегчает их пилотирование и повышает безопасность полета. Способность самолета самостоятельно (без вмешательства летчика) сохранять и восстанавливать нарушенное по причине внешнего воздействия равновесие называется *устойчивостью*.

Понятие «устойчивость» включает в себя несколько составляющих, что можно представить в виде схемы.



Различают устойчивость статическую и динамическую.

Способность самолета создавать моменты, стремящиеся вернуть ЛА в заданное положение равновесия, называется *статической устойчивостью*. Самолет считается *статически устойчивым*, если при нарушении равновесия возникают такие силы и моменты, которые стремятся вернуть его в прежнее состояние. Самолет считается *статически неустойчивым*, если при нарушении равновесия возникающие силы и моменты стремятся увести его еще дальше от положения равновесия. Если же при нарушении равновесия никакие моменты не возникают, то такой ЛА называется *статически нейтральным*. Как уже было сказано, эти моменты возникают (либо не возникают) без вмешательства летчика.

Статическая устойчивость является необходимым условием *динамической устойчивости*. Динамическая устойчивость изучает *поведение* самолета под воздействием сил и моментов, возникающих в процессе возмущенного движения. Признаком динамической устойчивости является затухающий характер колебаний самолета относительно положения равновесия при возвращении его к исходным параметрам после окончания действия возмущающего фактора. Эти колебания носят затухающий характер из-за возникновения демпфирующих моментов, появляющихся в результате вращения ЛА вокруг центра масс.

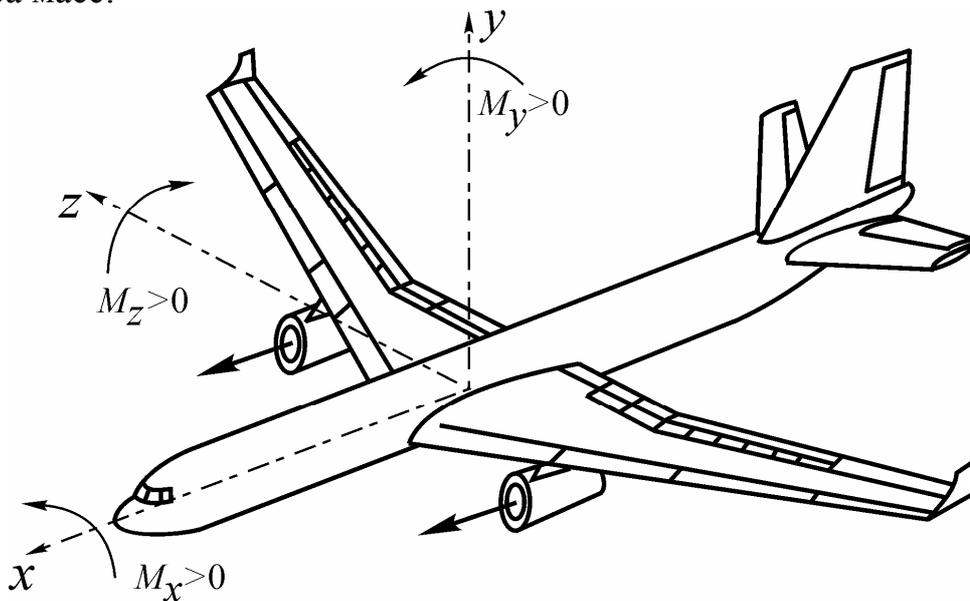


Рис. 1. Самолет в связанной системе координат

В процессе полета всегда возникает необходимость изменения положения ЛА в пространстве, что становится возможным благодаря свойству управляемости ЛА. *Управляемость* – это способность ЛА переходить из одного невозмущенного движения к другому при воздействии на органы управления ЛА. (Управляемость не следует путать с маневренностью. Управляемость характеризуется перемещением ЛА вокруг его центра масс (ц.м.), а маневренность – перемещением ц.м. в пространстве.)

Равновесие, устойчивость и управляемость рассматриваются относительно осей связанной системы координат (рис. 1).

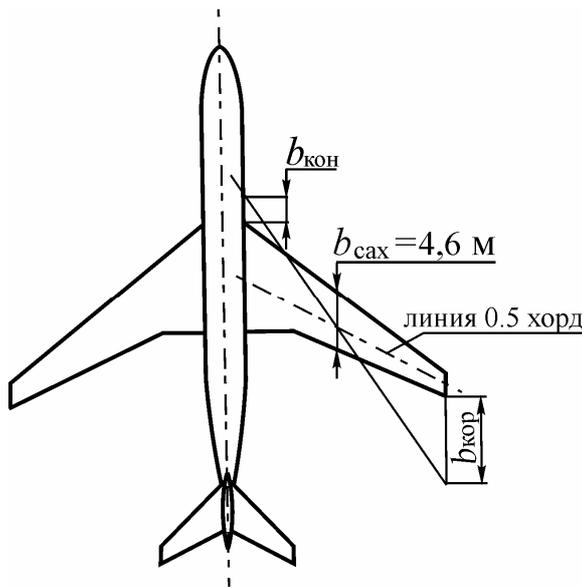


Рис. 2. Графический способ нахождения местоположения САХ

Относительно оси Ox – поперечные равновесие, устойчивость и управляемость; относительно оси Oy – путевые, а относительно оси Oz – продольные. Так как движение самолета в каналах крена и скольжения тесно связаны друг с другом, то их обычно изучают совместно и называют боковым движением. Следовательно, равновесие, устойчивость и управляемость можно разделить на продольные и боковые.

1.2 Центровка самолета

Равновесие, устойчивость и управляемость ЛА могут быть обеспечены только при строго определенных положениях ц.м. самолета.

Основной несущей частью самолета является крыло, поэтому положение ц.м. принято фиксировать по отношению к крылу, точнее по отношению к передней кромке хорды крыла, за которую чаще всего принимают среднюю аэродинамическую хорду (САХ), то есть хорду равновеликого прямоугольного крыла эквивалентную по своим аэродинамическим характеристикам рассматриваемому крылу.

У самолета Ту-204-120 длина САХ равна 4,61 м. На рис. 2 показан графический способ нахождения местоположения САХ.

На САХ указывается местоположение ц.м., центров давления (ц.д.) крыла и самолета, фокусов крыла и самолета. Расстояния от носка САХ до этих точек относят к длине самой САХ и указывают в безразмерном виде в процентах.

Положение ц.м. самолета, выраженное в процентах, считая от носка, называется *центровкой* самолета.

Самолет Ту-204-120 достаточно хорошо устойчив и управляем во всех видах полета, если будет обеспечена следующая центровка (рис. 3):

- предельно передняя центровка при взлете, в полете, при посадке – 20% САХ;
- предельно задняя центровка на взлете и посадке – 32% САХ;
- предельно задняя центровка в полете – 42% САХ.

На рис. 4 изображено размещение САХ относительно продольной и вертикальной осей самолета Ту-204-120. За начало координат берется пересечение оси второго лонжерона центроплана с продольной осью ЛА (второй лонжерон центроплана соединен со шпангоутом № 40).

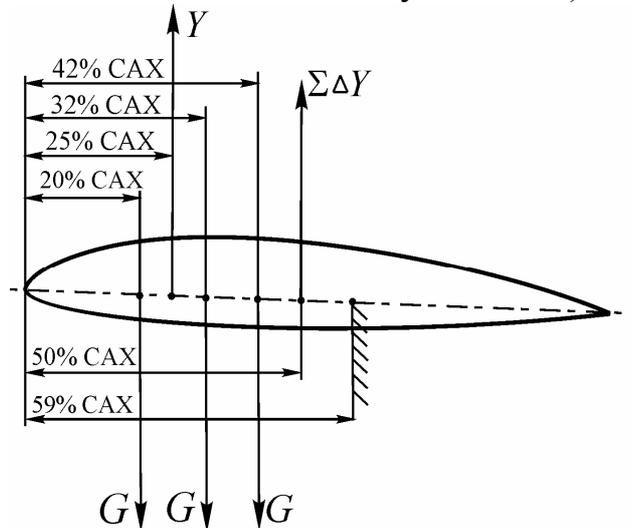


Рис. 3. Диапазон центровок самолета Ту-204-120

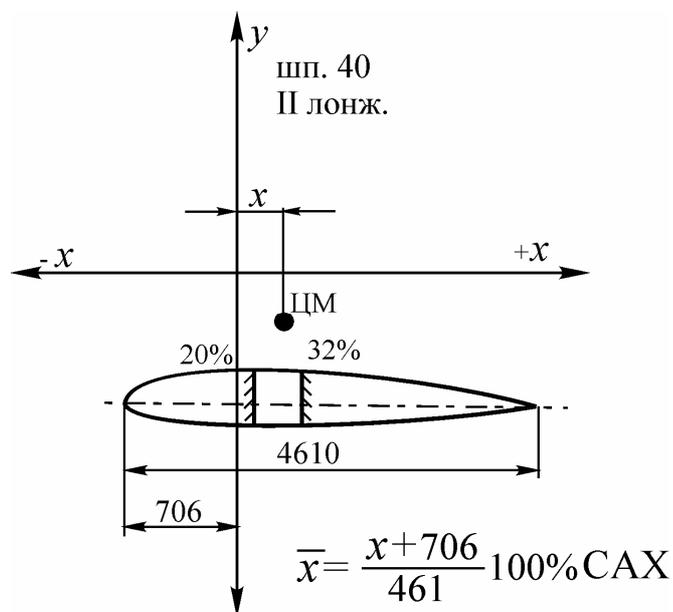


Рис. 4. размещение САХ относительно продольной и вертикальной осей

2. Продольные равновесие, устойчивость и управляемость самолета

2.1 Продольное равновесие

Продольное равновесие – это такое состояние самолета, при котором сумма сил, действующих на самолет и сумма их моментов относительно оси Oz равны нулю.

На рис. 5 показаны силы и моменты, действующие на ЛА, который совершает равномерный и прямолинейный полет с углом атаки α , скоростью V при передней центровке 20%.

Так как самолет, совершая горизонтальный установившийся полет, находится в равновесии, то можно записать уравнения сил и моментов в проекциях на оси связанной системы координат:

- условие полета на постоянной высоте

$$Y_1 - G - Y_2 = 0;$$

- условие полета с постоянной скоростью

$$P - X = 0;$$

- сумма моментов сил относительно оси Oz равна нулю

$$Y_2 x_2 - Y_1 x_1 = 0.$$

При наличии сравнительно большой задней центровки (рис. 5) подъемная сила крыла Y_1 создаст кабрирующий момент $Y_1 x_1$. Для его уравнивания должен создаваться пикирующий момент на горизонтальном оперении (ГО). Такой момент создается за счет некоторого отклонения руля высоты вниз. При этом возникает положительная подъемная сила горизонтального оперения Y_2 и ее момент равен $Y_2 x_2$.

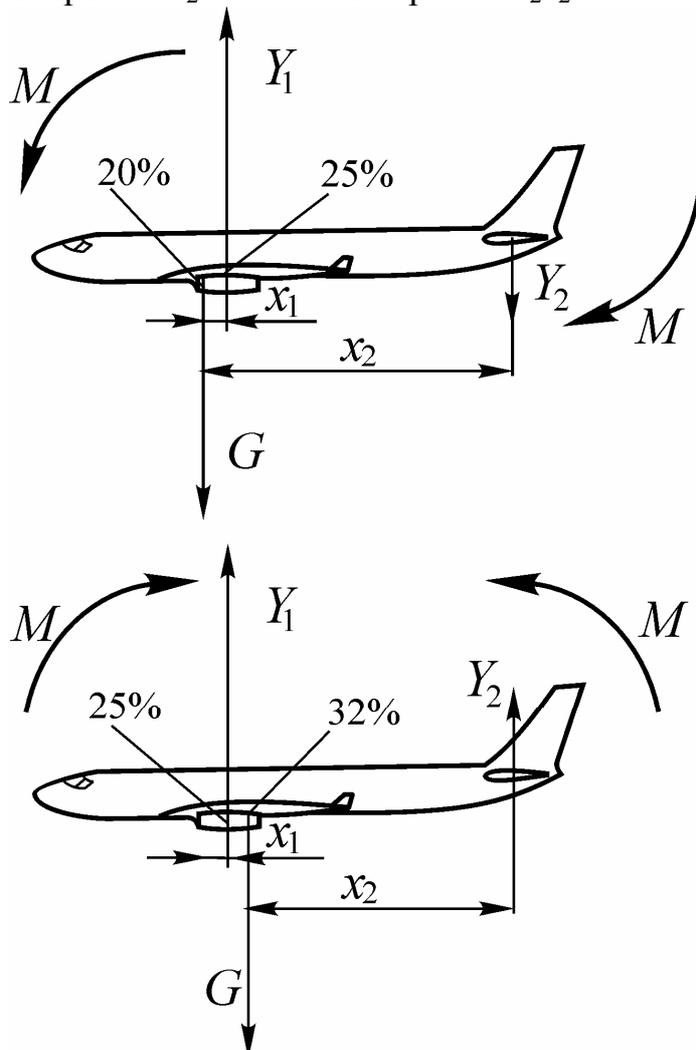


Рис. 5. Силы и моменты в крейсерском полете

Условия равновесия в этом случае будут выражены следующим образом:

$$Y_1 - G + Y_2 = 0;$$

$$P - X = 0;$$

$$Y_2 x_2 - Y_1 x_1 = 0.$$

Из этих условий следует, что самолет находится в состоянии продольного равновесия и выполняет равномерный и прямолинейный горизонтальный полет. При значительном изменении положения ц.м. самолета назад или вперед момент крыла (кабрирующий или пикирующий) может увеличиться настолько, что ГО даже при полном отклонении руля высоты не будет создавать момента, способного уравновесить момент крыла, а значит, продольное равновесие не будет обеспечено. Следовательно, продольное равновесие можно обеспечить только при определенном диапазоне центровок самолета.

Два самолета, имеющие одинаковую массу, но разные центровки, будут иметь различные летно-технические характеристики: у ЛА с более задней

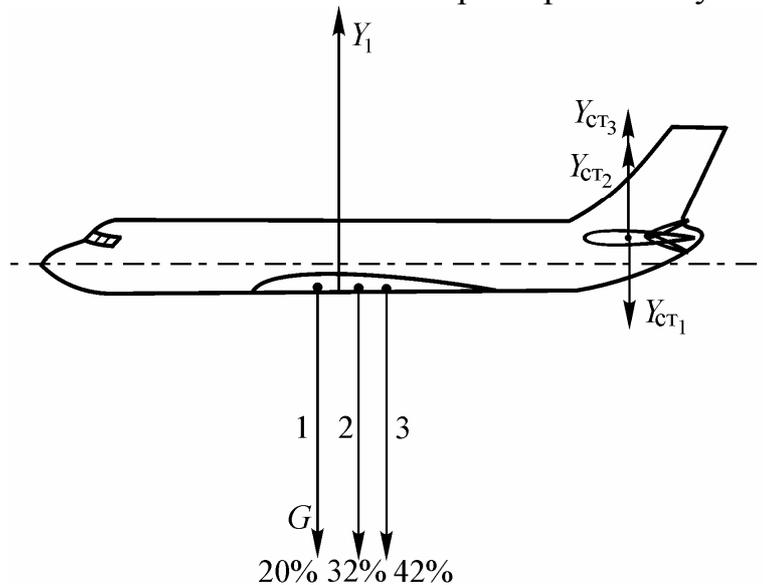


Рис. 6. Влияние задней центровки

центровкой будет меньше угол атаки, а, следовательно, меньше лобовое сопротивление, меньше потребная тяга двигателей и расход топлива, больше дальность и продолжительность полета. Лобовое сопротивление и угол атаки уменьшаются из-за того, что более задняя центровка вызывает больший кабрирующий момент крыла. Чтобы его парировать необходимо увеличить пикирующий момент на ГО за счет отклонения руля высоты или стабилизатора. Однако обеспечение равенства $Y_2x_2 = Y_1x_1$ потребует также уменьшения подъемной силы крыла Y_1 за счет уменьшения угла атаки.

На рис. 6 показано, что задняя центровка 42% (это предельно допустимая задняя центровка в полете) вызывает необходимость создания на ГО силы $Y_{ст3} > Y_{ст2}$, что приведет к уменьшению угла атаки.

Поэтому на самолете Ту-204-120 после взлета и пролета 100 км пути включается перекачка топлива из бака №1 в бак №2 (2200 кг). Это позволяет сместить центровку на 10% САХ назад (рис. 7), уменьшить лобовое сопротивление и увеличить дальность полета на 5%. В процессе снижения топливо перекачивается из бака №3 в бак №1 для обеспечения центровок 20...32% САХ.

2.2 Продольная устойчивость

Продольная статическая устойчивость – это свойство самолета сохранять и восстанавливать продольное равновесие (т.е. сохранять и восстанавливать заданный режим полета по скорости и углу атаки) без вмешательства летчика.

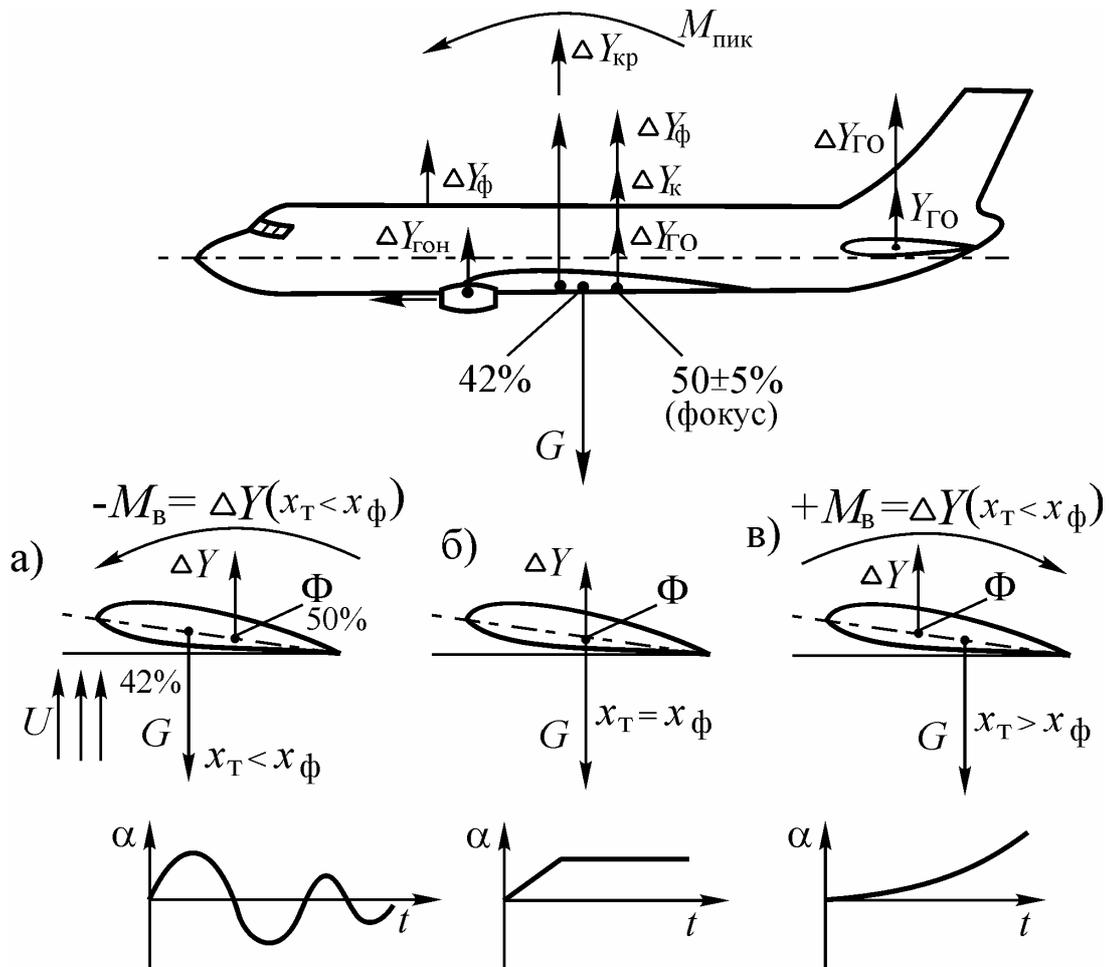


Рис. 8. Влияние положения точки фокуса на продольную статическую устойчивость ЛА

Момент относительно этой точки не изменится, потому что, несмотря на рост подъемной силы, уменьшится плечо от точки приложения этой силы до точки Φ , то есть точки момент относительно которой в диапазоне безотрывного обтекания остается величиной постоянной. Точка Φ называется фокусом. Если приращение подъемной силы, возникающее в результате возмущенного движения, приложить в этой точке, то момент относительно нее естественно также не изменится. Поэтому справедливо сказать, что *фокус* – это точка приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки.

У самолета Ту-204-120 фокус профиля и центр давления профиля крыла совпадают. Фокус крыла, набранного из профилей, (с учетом фокусов фюзеляжа и оперения) находится на $(50 \pm 5)\%$ САХ.

При увеличении в результате какого-либо внешнего воздействия угла атаки α на величину $\Delta\alpha$ в фокусе самолета появится приращение подъемной силы ΔY , которое даст восстанавливающий пикирующий момент M_B (рис. 8а). В результате этого самолет вернется в исходное положение, совершив несколько колебательных движений.

Если центровка 42% САХ будет нарушена, то соответственно уменьшится расстояние от ц.м. до фокуса, то есть уменьшится плечо силы ΔY , вос-

становливающий момент также станет меньше, и продольная устойчивость по перегрузке будет хуже.

Если ц.м. и фокус совпадут, то такое положение самолета называется нейтральным: не возникнет ни стабилизирующий момент, ни дестабилизирующий, так как плечо будет равно нулю (рис. 8б).

Если ц.м. окажется за фокусом самолета, то самолет будет неустойчив в продольном отношении, так как возникнет кабрирующий момент, самолет может выйти на закритические углы атаки и свалиться в штопор (рис. 8в).

Для оценки продольной статической устойчивости самолета по перегрузке пользуются графиком, который выражает зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки или коэффициента C_y (рис. 9).

Коэффициент продольного момента (момента тангажа) обычно определяется опытным путем с помощью испытаний модели самолета в аэродинамической трубе при различных центровках и положениях руля высоты и механизации. При этом определяют абсолютную величину момента тангажа модели M_z при различных углах атаки. Тогда коэффициент момента тангажа определяется по формуле:

$$m_z = \frac{2M_z}{\rho V^2 S b_{\text{сах}}}.$$

Введем понятие степени статической устойчивости. Степень продольной статической устойчивости m_z^α определяется отношением прироста момента тангажа к приросту угла атаки или коэффициента подъемной силы:

$$m_z^\alpha = \frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{C_{y2} - C_{y1}}.$$

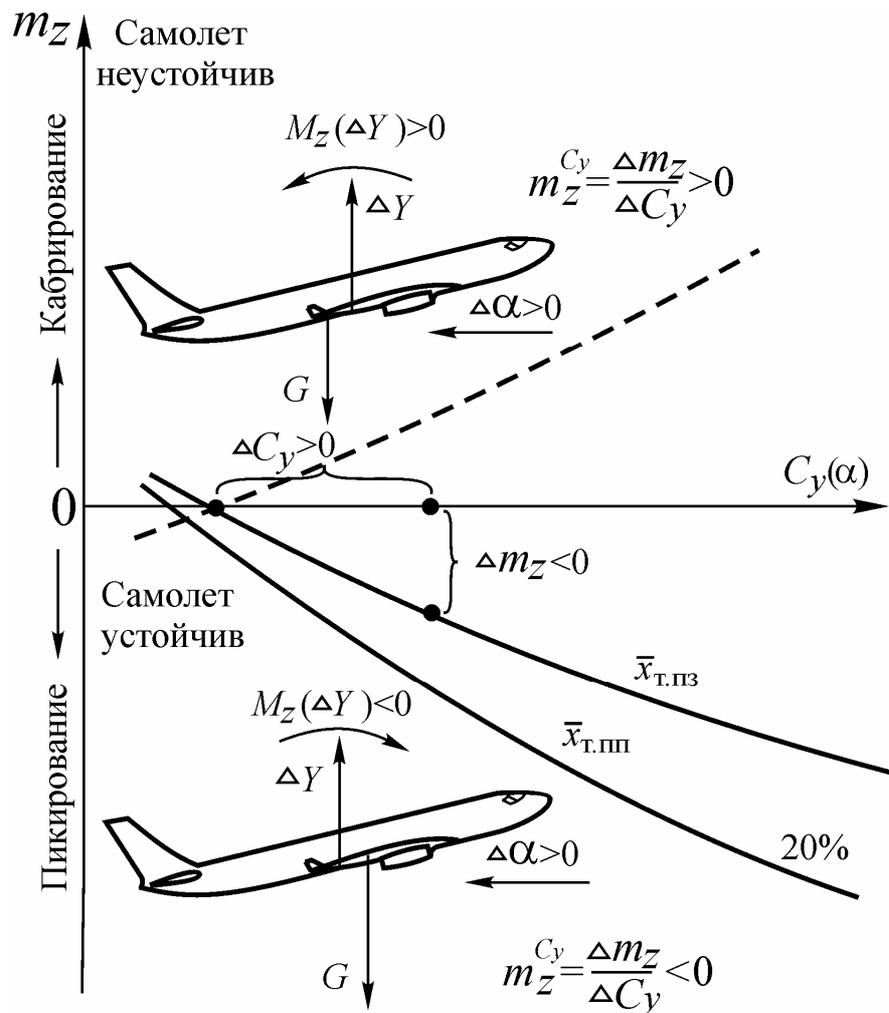
Из этих определений следует, что степень продольной статической устойчивости характеризует величину изменения коэффициента момента тангажа самолета, приходящуюся на единицу изменения коэффициента подъемной силы или 1° изменения угла атаки.

Если степень продольной статической устойчивости отрицательна ($m_z^\alpha < 0$ или $m_z^{C_y} < 0$), то самолет статически устойчив по углу атаки. Действительно, при увеличении угла атаки на $\Delta \alpha$ устойчивый самолет создает пикирующий (восстанавливающий) момент $m_z < 0$, $m_z^\alpha < 0$, $m_z^{C_y} < 0$.

Следует обратить внимание, что степень продольной статической устойчивости по C_y численно равна запасу центровки, так как

$$m_z^{C_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} = \frac{x_T - x_\Phi}{b_{\text{сах}}}. \quad x_T - x_\Phi < 0 - \text{запас центровки.}$$

Следовательно, при большем запасе центровки продольная статическая устойчивость по перегрузке возрастает.

Рис. 9. Зависимость $m_z(C_y)$

Статическая устойчивость ЛА по углу атаки практически не изменяется до тех углов атаки, до которых обеспечивается плавное обтекание крыла (в нашем случае до $\alpha \approx 15^\circ$). На углах атаки, близких к критическому, особенно при задних центровках, абсолютная величина m_z^α уменьшается, и статическая устойчивость по перегрузке ухудшается (рис. 9). В этом случае самолет становится статически нейтральным, особенно при задних центровках ($m_z^\alpha \rightarrow 0$). На углах атаки, больших критического, ЛА становится неустойчивым, при этом коэффициент m_z^α становится положительным.

Ухудшение статической устойчивости на больших и закритических углах атаки объясняется значительным перемещением центра давления крыла и фокуса самолета вперед вследствие срыва потока на концах крыла. Кроме того, горизонтальное оперение работает в скошенном и завихренном потоке воздуха, а это значит, что прирост его подъемной силы и восстанавливающий момент уменьшается.

На больших углах атаки носовая часть фюзеляжа, сильно выдвинутая вперед относительно крыла, создает дополнительную подъемную силу и кабрирующий момент. Кроме того, на выходе на большие углы атаки уменьшается сила тяги двигателей, что создает дополнительный кабрирующий мо-

мент. Все эти явления действуют в одном направлении и обуславливают появление и рост кабрирующего момента, в результате чего его продольная статическая устойчивость ухудшается.

Для улучшения продольной статической и динамической устойчивости на больших углах атаки на самолет Ту-204-120 введено ограничение предельно задней центровки.

2.3 Продольная управляемость самолета

Продольная управляемость – это способность ЛА изменять режим полета по углу атаки при отклонении руля высоты.

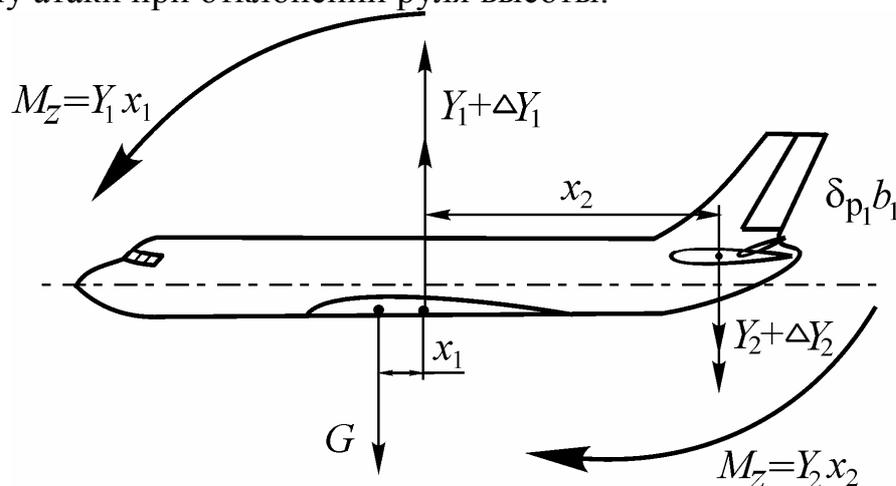


Рис. 10. Изменение режима полета при отклонении руля высоты

Пусть самолет совершает равномерный прямолинейный полет при передней центровке ($x_T < 25\%$) (рис. 10). В вертикальной плоскости самолета движется под действием сил $Y_1 = G + Y_2$. Пикирующий момент крыла $M_z = Y_1 x_1$ уравнивается кабрирующим моментом горизонтального оперения $M_z = Y_2 x_2$.

Если для увеличения угла атаки самолета на величину $\Delta\alpha$ отклонить колонку штурвала на себя, руль отклоняется вверх на угол $\Delta\delta_{рв}$. Сила Y_2 увеличивается на величину ΔY_2 , что создаст кабрирующий момент $\Delta M_z = \Delta Y_2 x_2$, под действием которого угол атаки ЛА начнет увеличиваться, что приведет к росту подъемной силы крыла и ее момента, а также к уменьшению силы Y_2 стабилизатора.

Увеличение пикирующего момента до $(Y_1 + \Delta Y_1)x_1$ и уменьшение кабрирующего момента горизонтального оперения до $(Y_2 + \Delta Y_2)x_2$ вызывает уменьшение кабрирующего момента самолета. Когда кабрирующий момент самолета становится равным нулю, самолет приобретает новый больший угол атаки.

Продольная управляемость характеризуется балансировочными зависимостями. Они показывают, какие значения отклонения руля высоты $\Delta\delta_{рв}$

необходимы (потребны) для обеспечения продольной балансировки ЛА при различных скоростях и центровках. По балансировочным кривым можно

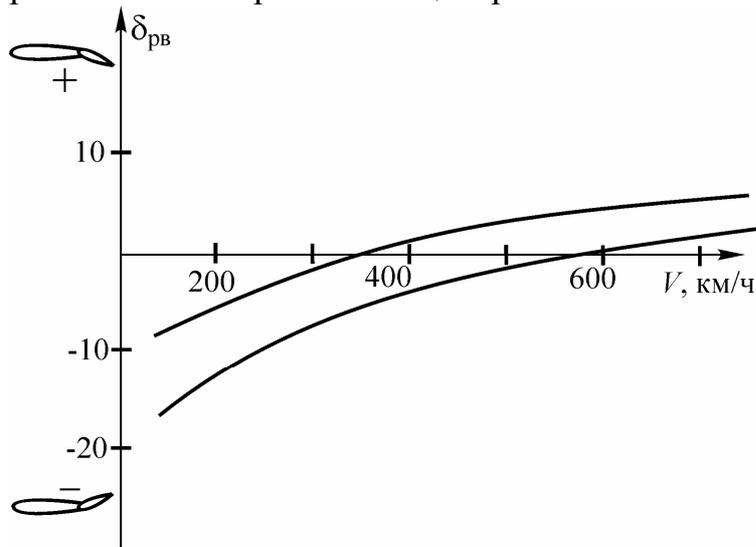


Рис. 11. Балансировочные кривые на высоте 5000 м при центровке 32% САХ

определять запас отклонения руля высоты при данной центровке и числе Маха полета (рис. 11). С помощью балансировочных кривых также можно определить необходимые усилия для балансировки самолета на любой скорости полета при различных положениях механизации. На рис. 11 показаны балансировочные кривые для самолета Ту-204-120, полученные в результате летных испытаний на высоте 5000 м при центровке 32% САХ.

Анализируя балансировочные кривые самолета Ту-204-120, можно сделать вывод, что предельно-передняя центровка ограничена из соображений обеспечения запаса руля высоты при малых скоростях полета. Если передняя центровка 20% САХ будет нарушена, то потребуются большие расходы руля высоты на взлете, посадке и при уходе на второй круг. При нарушении центровки 20% хода руля высоты может не хватить для балансировки самолета.

Поэтому можно сделать вывод, что предельно-передняя центровка 20% САХ ограничена с точки зрения продольной управляемости, а предельно-задняя центровка 42% САХ – с точки зрения продольной устойчивости по перегрузке.

2.4 Продольная статическая устойчивость самолета по скорости

Продольная статическая устойчивость по скорости – это способность самолета сохранять и восстанавливать скорость исходного режима полета при постоянной перегрузке без вмешательства летчика (рис. 12). В данном виде устойчивости рассматриваются продольные моменты, стремящиеся восстановить заданный режим полета, когда изменения скорости полета и угла атаки связаны между собой так, что перегрузка n_y в процессе полета остается постоянной. Постоянство перегрузки при изменении скорости возможно при изменении угла атаки самолета.

Точнее, на докритических углах атаки и умеренных скоростях при увеличении скорости полета угол атаки самолета должен увеличиваться, а при уменьшении скорости – уменьшаться. При таком характере движения для сохранения устойчивости по скорости необходимо выполнение условия про-

дольной статической устойчивости по перегрузке, то есть необходимо, чтобы степень продольной устойчивости была отрицательна:

$$m_z^{C_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} = \overline{x_T} - \overline{x_\Phi} < 0.$$

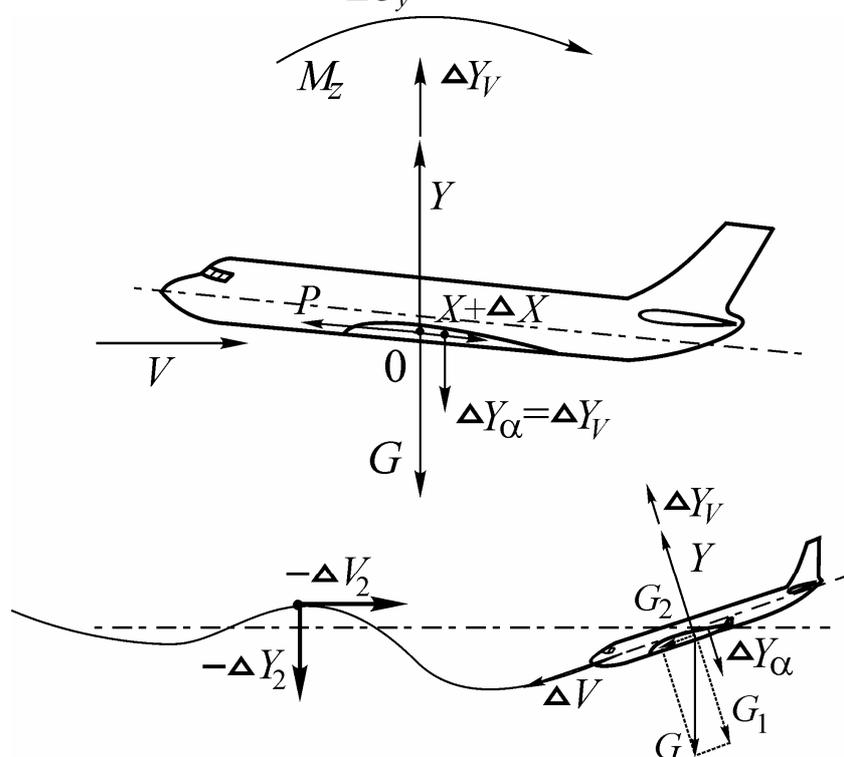


Рис. 12. Продольная статическая устойчивость по скорости

Для подтверждения этого рассмотрим пример. Пусть в горизонтальном полете ($n_y = Y/G = 1$) скорость полета увеличилась на величину ΔV , угол атаки уменьшился на величину $\Delta \alpha$. При этом следует учесть, что приращение подъемной силы, вызванное уменьшением угла атаки на постоянной скорости, отрицательно и приложено в фокусе самолета, а приращение подъемной силы, вызванное увеличением скорости при постоянном угле атаки, положительно ($\Delta Y_V < 0$) и приложено в центре давления самолета. Необходимо также учесть, что $|\Delta Y_\alpha| = |\Delta Y_V|$, так как $n_y = 1$.

Как следует из рис. 12, продольный момент прироста подъемной силы относительно ц.м. самолета равен нулю. Прирост подъемной силы ΔY_α относительно ц.м. создает кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки до заданного и восстановить режим полета, то есть при $\Delta \alpha < 0$ возникает $M_z(\Delta Y) > 0$, тогда

$$m_z^{C_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} = \overline{x_T} - \overline{x_\Phi} < 0,$$

что соответствует условию продольной устойчивости по перегрузке и скорости.

Действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y) > 0$, стремящегося увеличить угол атаки и уменьшить скорость до заданной, дополняется неравенством си-

лы лобового сопротивления самолета и силы тяги силовой установки при увеличении скорости полета. Действительно при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета сила лобового сопротивления увеличивается, а сила тяги силовой установки на заданном режиме работы двигателей уменьшается. Следовательно, сила лобового сопротивления становится больше силы тяги, и скорость полета уменьшается. По мере уменьшения скорости сила лобового сопротивления уменьшается, а сила тяги при постоянном положении РУД растет. Когда самолет уменьшит скорость до заданной, то $P=X$, $\Delta Y_V=0$, угол атаки увеличивается до заданного, а кабрирующий момент станет равен нулю (действие кабрирующего момента пилот ощущает на штурвале в виде давящих усилий при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета).

В этом случае при постоянной высоте скорость полета увеличивается за счет увеличения силы тяги, а подъемная сила сохраняется равной полетной массе самолета, так как положительный прирост подъемной силы за счет увеличения скорости $\Delta Y_V > 0$ уравнивается отрицательным приростом подъемной силы, вызванным уменьшением угла атаки самолета $\Delta Y_\alpha < 0$.

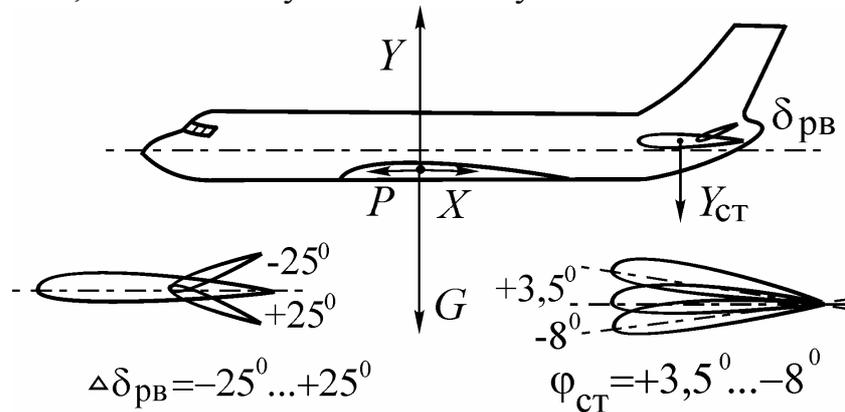


Рис. 13. Углы отклонения руля высоты и стабилизатора

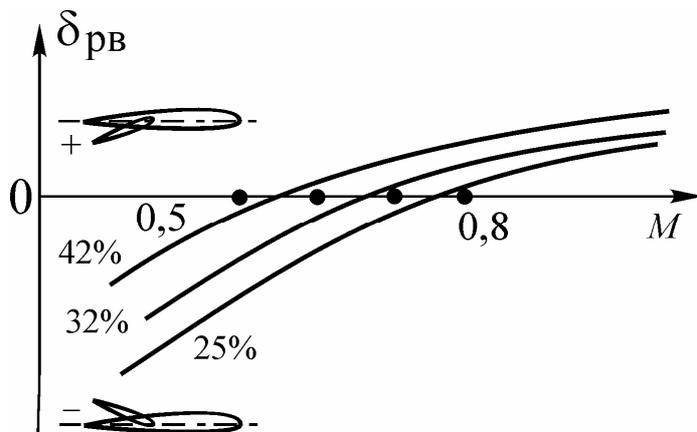


Рис. 14. Балансировочные кривые

ление» самолета увеличению скорости (проявлению устойчивости по скорости), то есть для увеличения скорости на $\Delta V > 0$ и балансировки самолета на новой скорости $V + \Delta V$ необходимо приложить к штурвалу дополнительные

Рассмотренный случай полета показан на балансировочных графиках, которые выражают зависимость угла отклонения руля высоты от скорости полета и числа M : $\delta_v = f(V_{пр})$, $\delta_v = f(M)$ (рис. 13, 14). Из этого примера можно сделать следующий вывод. Если самолет устойчив по скорости, то для увеличения ее пилот должен преодолеть «сопротив-

давящие усилия для отклонения руля высоты вниз ($\Delta\delta_v > 0$). Самолет Ту-204-120 обладает достаточно хорошей продольной устойчивостью по скорости до числа $M = 0.88$.

2.5 Демпфирующие моменты

Устойчивость самолета и характер его возмущенного движения в значительной степени зависит от величины демпфирующих моментов, которые возникают в процессе вращения самолета вокруг ц.м. Для обеспечения продольной устойчивости и управляемости важно учитывать продольные демпфирующие моменты, которые возникают при вращении самолета вокруг оси OZ . Суммарный демпфирующий момент создается горизонтальным оперением, фюзеляжем и крылом.

Рассмотрим процесс возникновения продольных демпфирующих моментов на примере работы горизонтального оперения (рис. 15).

Допустим, что в установившемся горизонтальном полете появилось вращение самолета в сторону кабрирования с угловой скоростью ω_z . Вследствие этого горизонтальное оперение приобретает вращательную скорость, вектор которой направлен вниз и равен:

$$U_{\omega_z} = \omega_z x_{Г0},$$

где $x_{Г0}$ – расстояние от ц.м. самолета до ц.д. горизонтального оперения.

Вектор вращательной скорости V_z^ω , суммируясь с вектором истинной скорости $V_{и}$, вызывает положительный прирост угла атаки $\Delta\alpha$ подъемной силы $\Delta Y_{Г0}$. Эта сила, направленная вверх, на плече $x_{Г0}$ создает пикирующий демпфирующий момент $\Delta Y_{Г0} x_{Г0}$, препятствующий кабрированию самолета. При большей угловой скорости прирост подъемной силы и ее демпфирующего момента будет большим. Величина демпфирующего момента также зависит от величины плеча $x_{Г0}$. При отсутствии углового вращения самолета демпфирующие силы и их моменты равны нулю. Аналогично можно объяснить и возникновение демпфирующих моментов крыла и фюзеляжа, только их величины при той же угловой скорости значительно меньше.

При полете на высоте с той же приборной скоростью, что и у земли, величина истинной скорости больше, а прирост угла атаки и подъемной силы при той же угловой скорости будет меньше, в связи с чем будут меньшими и демпфирующие моменты.

Следовательно, динамическая устойчивость самолета на высоте меньше, чем у земли. Направления демпфирующих сил $\Delta Y_{Г0}$, $\Delta Y_{кр \omega_z}$, $\Delta Y_{ф \omega_z}$ и их моментов изображены на рис. 15. Как следует из рисунка, демпфирующие моменты направлены в сторону, противоположную вращению самолета. Значит, они препятствуют вращению самолета вокруг оси OZ . Так как нарушенное продольное равновесие самолет обычно восстанавливает, совершая колебания вокруг оси OZ , то демпфирующие моменты, направленные в противоположную сторону, содействуют затуханию этих колебаний, т.е. динамическая устойчивость самолета улучшается.

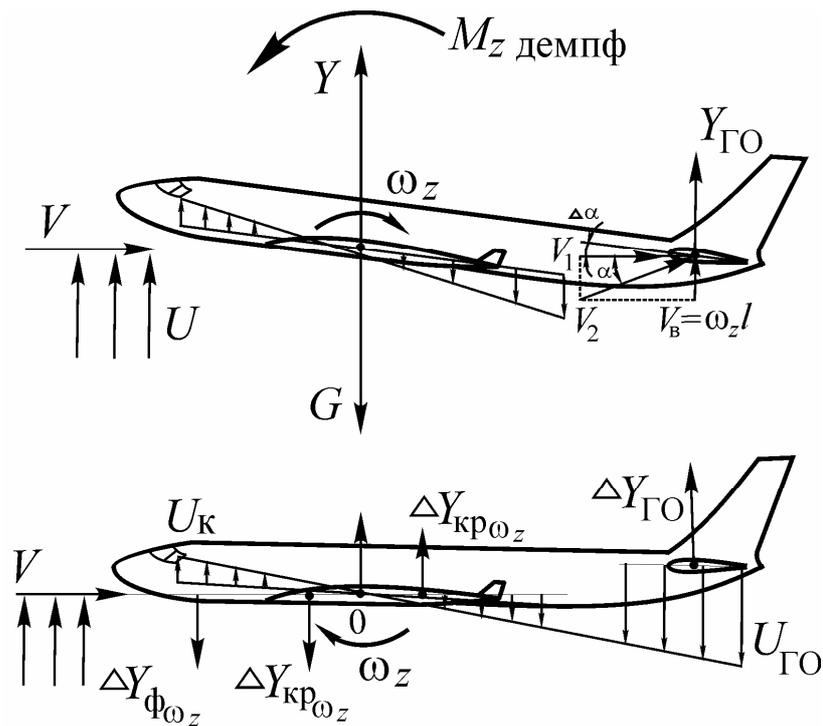


Рис. 15. Возникновения продольных демпфирующих моментов

3. Загрузка и центровка самолета Ту-204-120

3.1 Назначение, основные массовые и центровочные характеристики самолета Ту-204-120

Самолет Ту-204-120 с двумя двигателями Rolls-Roys-RB-211-535 предназначен для полетов на авиалиниях средней протяженности с коммерческой загрузкой до 21 т. На рис. 11 приведена компоновочная схема базового варианта на 210 пассажирских мест с указанием рядов и зон разбивки пассажирской кабины. Эти данные используются для расчета центровок ЛА. Кроме того, для этих расчетов необходимо знать ограничения по массе на различных этапах полета (табл. 1).

Ограничения по массе

Таблица 1

№	Наименование	Масса, кг
1.	Максимальная рулежная масса	103350
2.	Максимальная взлетная масса	103000
3.	Максимальная масса без топлива	80300
4.	Максимальная коммерческая нагрузка	21000
5.	Максимальная посадочная масса	88000
6.	Максимальная масса топлива	32800

В случае крайней необходимости допускается посадка сразу же после взлета с массой, превышающей максимально допустимую посадочную массу.

В этом случае дальнейшая эксплуатация самолета разрешена только после выполнения работ, предусмотренных Регламентом технического обслуживания в соответствии с результатами оценки воздействия вертикальной перегрузки при посадке и технического состояния самолета.

В табл. 2 приведены предельно допустимые центровки самолета Ту-204-120.

Предельно допустимые центровки самолета

Таблица 2

№	Наименование	в % от САХ
1.	Передняя для взлета, полета и посадки	20
2.	Задняя для взлета и посадки	32
3.	Задняя для крейсерского полета	42
4.	Переваливания самолета на хвост на земле	59
5.	Пустого самолета	23
6.	Пустого снаряженного самолета	25

Массовая сводка Ту-204-120

Таблица 3

№	Наименование	Масса, кг
1.	Взлетная масса	103000
2.	Масса снаряженного самолета	593000
3.	Масса коммерческой нагрузки	21000
4.	Масса топлива	22700
5.	Масса полного снаряжения, в том числе	1930
	основное снаряжение:	645
	Экипаж	
	- летный состав (3 чел.)	240
	- обслуживающий персонал (5 чел.)	375
	Съемное буфетно-кухонное оборудование	390
	Продукты и сувениры	295
	типовое снаряжение:	630
	Аварийно-спасательное оборудование	210
	Технические жидкости	420

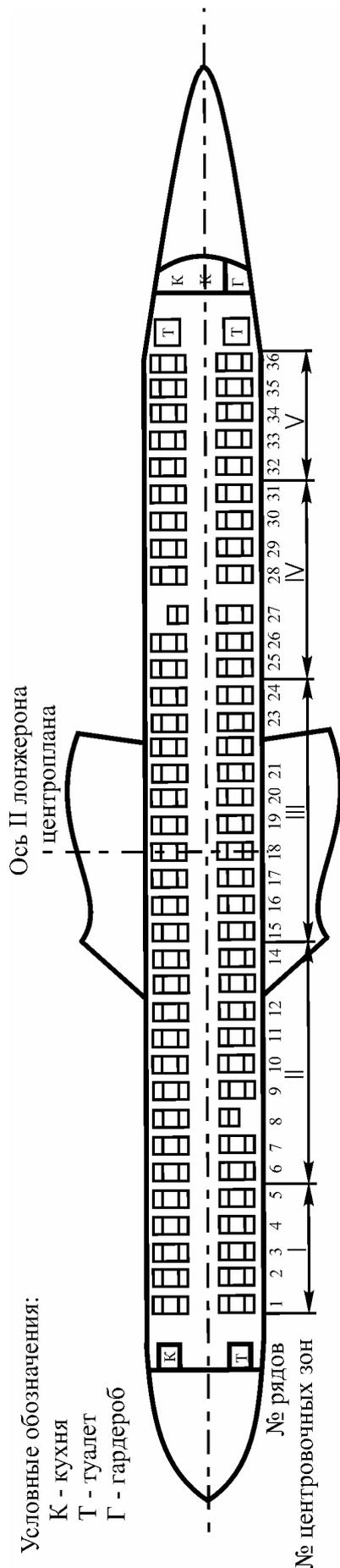


Рис. 11. Компоновочная схема самолета

При заправке топливом бака №4 сумма массы коммерческой нагрузки и массы топлива в баке №4 не должна превышать 21 т. Бак №4 не разрешается заправлять, если в крыльевые баки не заправлено топливо общей массой 24 т.

Бак №3 в киле при полетах без заправки топлива в бак №4 на земле не заправляется и предназначен лишь для перекачки топлива в полете из бака №1 с целью достижения более задних центровок в крейсерском полете. В случае полетов с заправленным баком №4 без коммерческой нагрузки или при ее малых величинах (<4500 кг) для приведения центровки в эксплуатационный диапазон разрешается заправка в бак №3 топлива 1000 кг перекачкой на земле из бака №1 с последующей обратной перекачкой в бак №1 и расходом его перед посадкой.

3.1.1 Массовая сводка самолета

Как известно, в состав взлетной массы самолета входят: масса пустого, масса снаряжения, масса коммерческой нагрузки и масса топлива. В табл. 3 приведены сводки взлетной массы и массы полного снаряжения самолета Ту-204-120.

На самолет может устанавливаться и другое оборудование. Например, при полете над водным пространством регламент ИКАО предусматривает установку на самолет за счет коммерческой нагрузки спасательных плотов (8 комплектов) и спасательных жилетов (по 1 на каждого пассажира и члена экипажа). Общая масса плотов – 600 кг, общая масса жилетов – 229 кг.

3.1.2 Состав коммерческой нагрузки

Состав коммерческой нагрузки представлен в табл. 4. При этом в соответствии с установленными в ГА нормами принимается:

- масса одного пассажира с багажом – 95 кг,
- масса одного пассажира без багажа – 75 кг,
- масса багажа одного пассажира – 20 кг, при этом 15 кг размещается в багажно-грузовых отсеках, 5 кг можно взять в салон в качестве ручной клади. Таким образом, общая масса одного пассажира и его ручной клади – 80 кг.

Состав коммерческой нагрузки

Таблица 4

Масса ком-мерч. грузки	Кол-во пассажиров	Масса пассажиров	Масса ручной клади	Масса багажа без ручной клади	Кол-во контейнеров для багажа	Масса контейнеров для багажа	Масса доп. или груза почты	Кол-во доп. контейнеров для почты	Масса доп. контейнеров
Т	чел.	КГ	КГ	КГ	ШТ.	КГ	КГ	ШТ	КГ
21	210	15750	1050	3150	9	558	430	1	62

Базовым вариантом компоновки салона самолета является размещение 210 пассажиров (туристический вариант). По желанию заказчика возможны другие компоновки пассажирского салона.

На рис. 12 показана схема размещения в самолете багажно-грузовых помещений. Там же показано размещение контейнеров и приведены их характеристики. Безконтейнерная загрузка самолета не предусматривается. Перевозка багажа должна осуществляться только в цельнометаллических контейнерах.

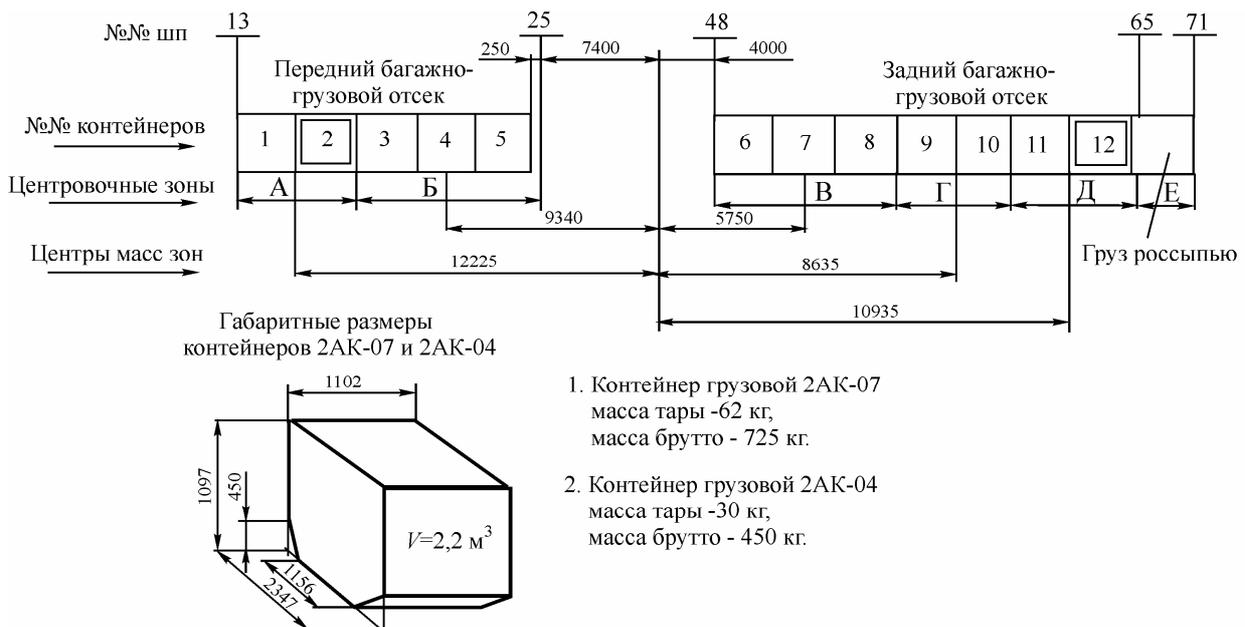


Рис. 12. Схема размещения багажно-грузовых помещений в самолете

На рис. 13 приведена схема расположения дверей и люков и их габаритные размеры.

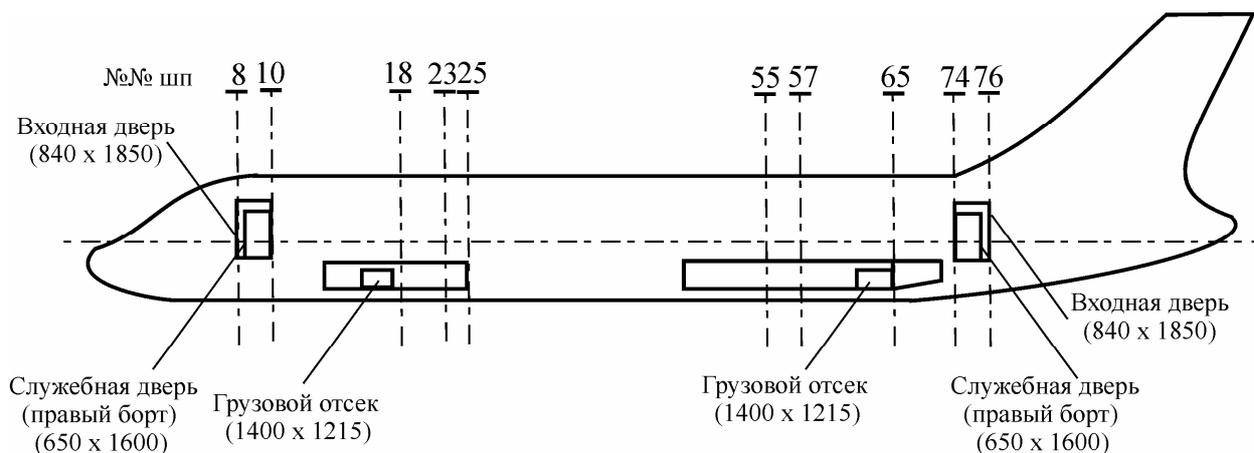


Рис. 13. Схема расположения дверей и люков

3.2 Рекомендации по размещению пассажиров, багажа и почты

В связи с достаточной удаленностью основных опор шасси (примерно на уровне 59% САХ) от ц.м. пустого ЛА последовательность посадки пассажиров, а также порядок загрузки самолета на земле не имеет каких-либо ограничений.

Однако, с точки зрения получения полетных центровок самолета в допустимых пределах, необходимо руководствоваться некоторыми соображениями.

Большое количество рядов кресел, значительное удаление 1-го и 36-го рядов друг от друга (29 м), а также 12 багажно-грузовых контейнеров, размещенных в фюзеляже на длине около 26 м, определяют большие возможности получения полетных центровок.

Самолет скомпонован таким образом, что центровки пустого и полностью загруженного ЛА имеют близкие значения. Именно поэтому при неполной загрузке самолета (60 пассажиров и менее) размещать пассажиров следует в зоне 3 (рис. 12), наиболее близко расположенной к ц.м. пустого ЛА.

Далее, по мере увеличения загрузки самолета, размещение пассажиров следует производить в зоны 2 и 4 симметрично относительно зоны 3. При загрузке неполного числа багажно-грузовых контейнеров (если их суммарная масса меньше 2200 кг) их следует размещать на месте контейнеров №6, 7, 8, наиболее близко расположенных к ц.м. пустого самолета. При дальнейшей загрузке (до 5800 кг) дополнительные контейнеры следует размещать симметрично вперед и назад относительно контейнеров №6, 7, 8 в такой последовательности: №5, 4, 3, 9, 10. Последними загружаются контейнеры №1, 2, 11, 12.

Данные рекомендации справедливы для однородной загрузки каждого контейнера (примерно равной плотности). Фактическое влияние на центровку пассажиров и контейнеров определяется по центровочному графику. При

этом каждый контейнер маркируется с указанием его фактической массы (брутто), которая определяется взвешиванием после заполнения контейнера.

Следует иметь в виду, что при загрузке грузового контейнера «Е» (рис. 12) из-за его удаленности от ц.м. пустого ЛА, центровка значительно смещается назад. Например, размещение в нем 1980 кг груза дает смещение центровки на пустом самолете назад на 10% САХ.

4. Загрузка и центровка самолета Ту-204-120С

4.1 Назначение, основные массовые и центровочные характеристики самолета Ту-204-120С

Самолет Ту-204-120С является грузовым вариантом пассажирского самолета Ту-204-120. На самолете демонтировано пассажирское оборудование и создана грузовая кабина в надпольной части фюзеляжа (гермокабины). Нижние багажно-грузовые помещения переоборудованы под перевозку груза «навалом».

Самолет оборудован грузовым и швартовочным оборудованием, грузовой дверью (между шпангоутами 16 и 23 (рис. 13)), а также установлена защитная перегородка по шпангоуту 11.

Общая масса устанавливаемого оборудования примерно на 1700 кг меньше массы демонтируемого пассажирского оборудования. Это обстоятельство, а также возможность увеличить максимальную массу самолета без топлива позволило увеличить массу максимальной коммерческой нагрузки. При этом центровка пустого ЛА сместилась назад на 6,5% САХ.

В табл. 5 приведены ограничения по массе на различных этапах полета самолета Ту-204-120С. В табл. 6 представлены его предельно допустимые центровки.

Ограничения по массе

Таблица 5

№	Наименование	Масса, кг
1.	Максимальная рулежная масса	103350
2.	Максимальная взлетная масса	103000
3.	Максимальная масса без топлива	82600
4.	Максимальная коммерческая нагрузка	25000
5.	Максимальная посадочная масса	88000
6.	Максимальная масса топлива	32800

Предельно допустимые центровки самолета

Таблица 6

№	Наименование	в % от САХ
1.	Передняя для взлета и посадки	20
2.	Задняя для взлета и посадки	32
3.	Задняя для крейсерского полета	42
4.	Переваливания самолета на хвост на земле	59
5.	Пустого самолета	16,7
6.	Пустого снаряженного самолета	14

В таблице 7 приведена массовая сводка самолета Ту-204-120С.

Массовая сводка Ту-204-120С

Таблица 7

№	Наименование	Масса, кг
1.	Конструкция ЛА	30285
	- крыло	12620
	- фюзеляж	11420
	- горизонтальное оперение	1025
	- вертикальное оперение	765
	- шасси	4325
	-окраска	130
2.	Силовая установка	11980
	- двигатели RB-211-535	6720
	- реверс	1220
	- пилоны	1129
	- ВСУ	412
	- системы силовой установки	499
3.	Оборудование	14200
	3.1. Управление	4395
	3.2. Самолетное оборудование	7390
	3.3. Оборудование кабины	2415
4.	Неучтенная масса	235
5.	Пустой самолет	56700

4.2 Рекомендации по размещению грузов

На самолете Ту-204-120С грузы размещаются на верхней палубе в поддонах различного типа и размеров и на нижней палубе в багажно-грузовых помещениях, разделенных на отсеки поперечными швартовочными сетками. Для удобства определения правильной загрузки самолета палубы разделены на центровочные зоны, в каждой из которых устанавливаются пронумерованные поддоны. Пронумерованы также и отсеки нижних багажно-грузовых помещений.

С точки зрения обеспечения правильной центровки самолета определены следующие рекомендации по размещению грузов и предельной нагрузки:

- груз на каждом поддоне и в каждом отсеке должен быть распределен равномерно по всей его площади;

- при наличии внутри одной зоны на верхней палубе нескольких поддонов они должны быть заполнены грузом одной и той же массы с допуском ± 100 кг;

- при наличии внутри зоны нижних багажно-грузовых помещений нескольких отсеков, груз должен быть распределен равномерно по всей площади зоны;

- загрузку помещений производить с учетом допустимой нагрузки на пол.

Масса контейнеров и грузов входят в состав коммерческой нагрузки.

После расчета центровки самолета необходимо проверить, укладываются ли в каждой зоне суммарные массы грузов с поддонами или контейнерами и грузов «навалом» в нижних багажно-грузовых помещениях в предельные значения масс. Общая масса грузов на верхней и нижней палубах не должна превышать массу 25 т. При распределении грузов по всем поддонам или контейнерам по 1500 кг (в багажно-грузовых помещениях груза нет) прочностные ограничения отсутствуют.

В случае, если в каких-либо зонах произошло превышение массы, необходимо перераспределить груз и вновь проверить центровку самолета. Масса поддонов или контейнеров входит в понятие коммерческой нагрузки.

5. Особенности продольной устойчивости и управляемости с автоматической системой штурвального управления АСШУ-204

5.1 Продольная статическая устойчивость ЛА по перегрузке

Продольная устойчивость - это способность самолета сохранять и восстанавливать заданное продольное равновесие. Самолет считается статически устойчивым в продольном отношении, если в результате нарушения продольного равновесия (изменения угла атаки и скорости) возникают восстанавливающие моменты. При полете в неспокойной атмосфере помимо воли пилота возможно изменение как угла атаки, так и скорости самолета.

Если изменяют угол атаки самолета, то изменяется величина подъемной силы и перегрузки $n_y = Y/G$. Самолет, статически устойчивый в продольном отношении, стремится самостоятельно вернуться на заданный угол атаки (заданную перегрузку). Это свойство самолета получило название *продольной статической устойчивости по перегрузке* (по углу атаки).

При изменении угла атаки самолета изменяется угол атаки крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа, а значит, изменяется и величина их аэродинамических сил. Прирост подъемной силы крыла $\Delta Y_{кр}$, горизонтального оперения $\Delta Y_{ст}$, фюзеляжа $\Delta Y_{ф}$, вызванный изменением их угла атаки, приложен в фокусе крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа.

Сумма приростов подъемных сил есть прирост подъемной силы всего самолета:

$$\Delta Y_{кр} + \Delta Y_{ст} + \Delta Y_{ф} = \Delta Y_c.$$

Он приложен в фокусе самолета. Таким образом, фокус самолета - это точка приложения прироста подъемной силы самолета ΔY_c , вызванного изменением угла атаки.

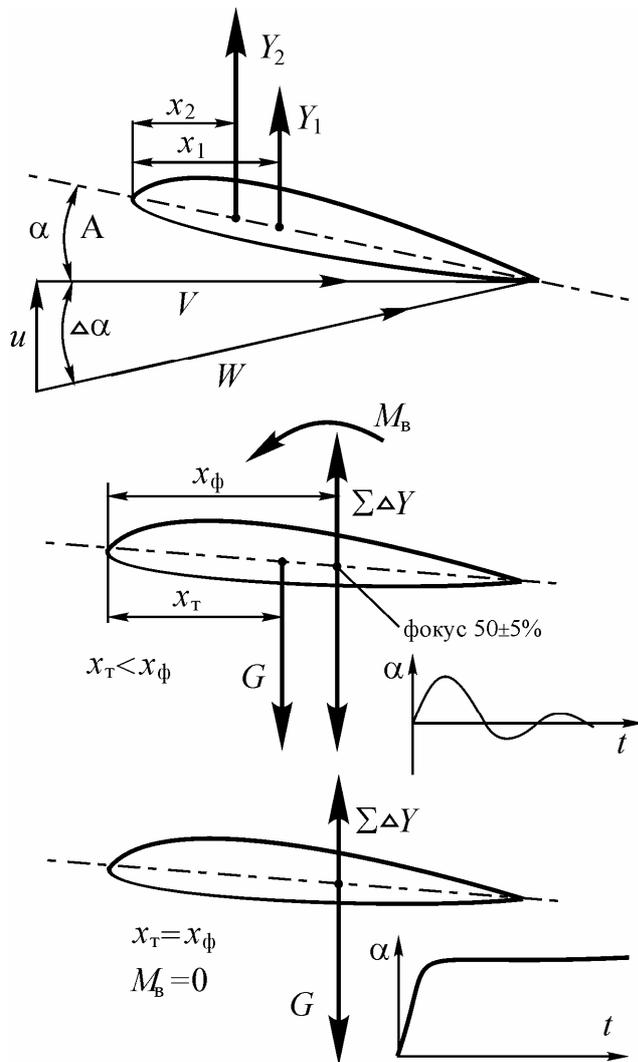


Рис. 14. Продольная устойчивость по перегрузке

При центровке меньше нейтральной, самолет статически устойчив по перегрузке. Таким образом, необходимым условием, обеспечивающим продольную устойчивость самолета по перегрузке (углу атаки) является положение центра масс самолета впереди его фокуса. Причем, при более передней центровке самолет становится более устойчивым.

Для оценки продольной статической устойчивости самолета по перегрузке пользуются графиком, который выражает зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки α или коэффициента C_y (рис. 15).

Коэффициент продольного момента (коэффициент момента тангажа) самолета m_z обычно определяют опытным путем, испытывая модель самолета в аэродинамической трубе при различных положениях руля высоты, центровках, механизации.

В процессе аэродинамических испытаний модели самолета измеряют абсолютную величину момента тангажа модели M_z при различных углах атаки. Тогда коэффициент момента тангажа определяется по формуле

Положение фокуса самолета выражается в процентах средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, считая от ее начала (x_ϕ/b_a 100%, где x_ϕ - расстояние от начала b_a до фокуса самолета). Фокус самолета Ту-204-120 расположен $50 \pm 5\%$ САХ в зависимости от скорости и высоты полета (рис. 14).

При расположении центра масс самолета в его фокусе прирост подъемной силы не создает восстанавливающего момента, так как $M_z(\Delta Y_c) = 0$. Центровка самолета, соответствующая этому положению центра масс, называется нейтральной ($X_n = x_\phi$). Самолет при такой центровке находится в состоянии безразличного равновесия, т.е. на границе устойчивости и неустойчивости. Нейтральная центровка самолета Ту-204-120 равна $50 \pm 5\%$ САХ (рис. 14).

$$m_z = \frac{M_z}{\left(\frac{\rho V^2}{2}\right) S b_a}$$

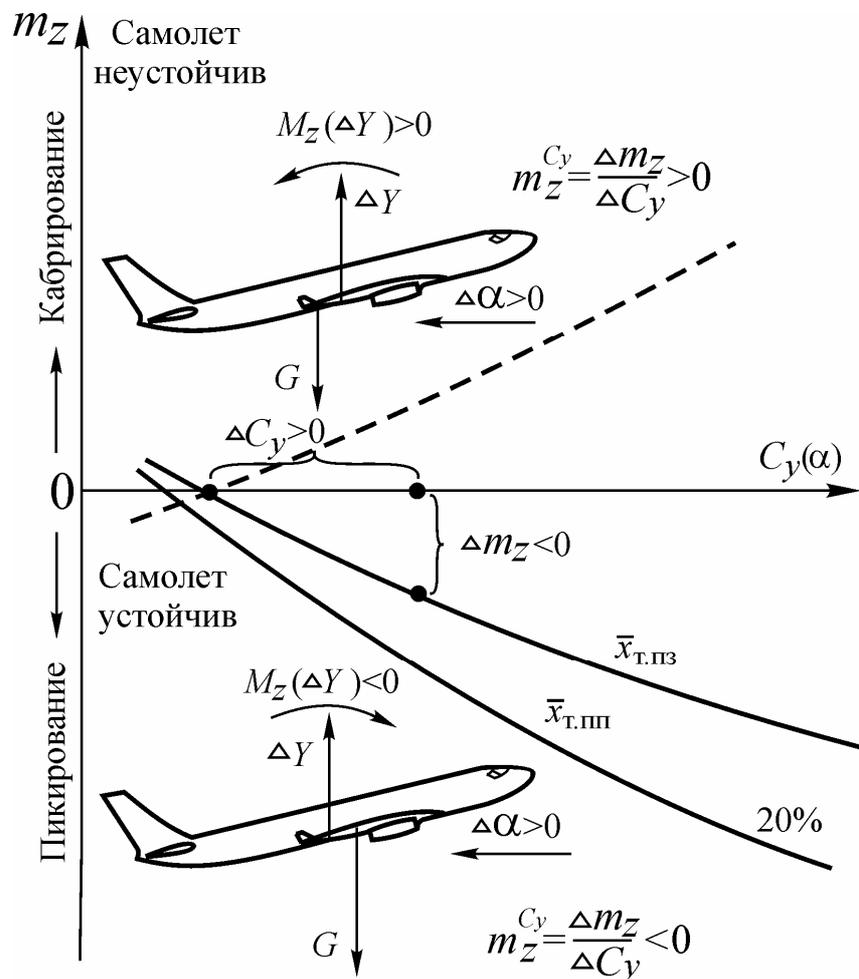


Рис. 15. Зависимость $m_z(C_y)$

Введем понятие степени (меры) продольной статической устойчивости. Степень продольной статической устойчивости обычно выражается отношением прироста коэффициента момента тангажа самолета $m_z = m_{z2} - m_{z1}$ к приросту угла атаки $\Delta \alpha = \alpha_2 - \alpha_1$:

$$m_z^\alpha = \frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{\Delta \alpha}$$

или к приросту коэффициента $\Delta C_y = C_{y2} - C_{y1}$.

Из этих определений следует, что степень продольной статической устойчивости характеризует величину изменения коэффициента момента тангажа самолета m_z , приходящуюся на единицу изменения коэффициента подъемной силы C_y или на 1° изменения угла атаки самолета.

Если степень продольной статической устойчивости отрицательная ($m_z^\alpha < 0$ или $m_z^{C_y} < 0$), то самолет статически устойчив по углу атаки. Дейст-

вительно, при увеличении угла атаки на $\Delta\alpha$ устойчивый самолет создает пикирующий (восстанавливающий) момент $m_z < 0$; $m_z^\alpha < 0$; $m_z^{C_y} < 0$.

Следует обратить внимание на то, что степень продольной статической устойчивости по C_y численно равна запасу центровки, т.к.

$$m_z^{C_y} = \Delta m_z / \Delta C_y = (x_T - x_\Phi) / b_a, \quad x_T - x_\Phi < 0 - \text{запас центровки.}$$

Следовательно, при большем запасе центровки продольная статическая устойчивость по перегрузке возрастает.

Статическая устойчивость самолета по углу атаки (перегрузке) практически не изменяется до тех углов атаки, до которых обеспечивается плавное обтекание крыла (для самолета Ту-204-120 - до $\alpha \approx 15^\circ$).

На углах атаки, близких к критическому, особенно при задних центровках, абсолютная величина коэффициента m_z^α уменьшается и статическая устойчивость самолета по перегрузке ухудшается (рис. 15).

На этих углах атаки самолет становится статически нейтральным особенно при задних центровках (коэффициент m_z^α стремится к нулю).

Ухудшение продольной статической устойчивости на углах атаки, близких к критическому, и появление неустойчивости на углах атаки больших критического, объясняется значительным перемещением центра давления крыла и фокуса самолета вперед вследствие срыва потока на его концах. Кроме того, горизонтальное оперение работает в скошенном и завихренном потоке воздуха, а это значит, что прирост его подъемной силы и восстанавливающий момент уменьшается.

На больших углах атаки носовая часть фюзеляжа, сильно выдвинутого вперед относительно крыла, создает дополнительную подъемную силу и кабрирующий момент. При выходе на большие углы атаки сила тяги двигателей уменьшается и возникает дополнительный кабрирующий момент, вызывающий "подхват" самолета. Все эти явления при увеличении угла атаки самолета действуют в одном направлении и обуславливают появление и рост кабрирующего момента, в результате чего продольная статическая устойчивость ухудшается. При дальнейшем увеличении углов атаки, приближающихся к критическому, самолет становится статически неустойчивым, особенно при больших задних центровках.

Для улучшения продольной статической и динамической устойчивости на больших углах атаки на самолете Ту-204-120 введено ограничение предельно задней центровки.

5.2 Продольная статическая устойчивость ЛА по скорости

Под *продольной статической устойчивостью по скорости* понимается способность самолета сохранять и восстанавливать скорость исходного режима полета при постоянной перегрузке без вмешательства пилота (рис. 16). Из определения следует, что в данном виде устойчивости рассматриваются продольные моменты, стремящиеся восстановить заданный режим полета, когда изменения скорости полета и угла атаки связаны между собой

так, что перегрузка $n_y = Y/G$ в процессе полета остается постоянной. Постоянство перегрузки при изменении скорости возможно при изменении угла атаки самолета.

Точнее, на докритических углах атаки и умеренных скоростях при увеличении скорости полета угол атаки самолета должен увеличиваться, а при уменьшении скорости - уменьшаться. При таком характере движения самолета для сохранения устойчивости по скорости необходимо выполнение условия продольной статической устойчивости по перегрузке, т.е. необходимо, чтобы степень продольной устойчивости была отрицательной:

$$m_z^{Cy} = \Delta m_z / \Delta C_y = (x_T - x_\Phi) / b_a < 0.$$

Иначе говоря, центр масс самолета должен находиться впереди его фокуса.

Для подтверждения этого вывода рассмотрим такой пример. Пусть в горизонтальном полете ($n_y = Y/G = 1$) скорость полета увеличилась на ΔV , а угол атаки уменьшился на $\Delta \alpha$. При этом следует учесть, что прирост подъемной силы, вызванный уменьшением угла атаки на постоянной скорости, отрицателен и приложен в фокусе самолета, а прирост подъемной силы, вызванный увеличением скорости при постоянном угле атаки, положителен и приложен в центре давления самолета ($\Delta Y_V > 0$). Допустим, также, что центр давления самолета совпадает с его центром масс. Необходимо также учесть, что $\Delta Y_\alpha = \Delta Y_V$, т.к. $n_y = 1$, а значит $Y = G$ (рис. 16).

Как следует из рис. 16, продольный момент прироста подъемной силы относительно центра масс самолета равен нулю. Прирост подъемной силы ΔY_α относительно центра масс создает кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки до заданного и восстановить режим полета, то есть при $\Delta \alpha < 0$ возникает $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$; $m_z^{Cy} = \Delta m_z / \Delta C_y = (X_T - X_F) / b_a < 0$, что соответствует условию продольной устойчивости по перегрузке и скорости.

Действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$, стремящегося увеличить угол атаки и уменьшить скорость до заданной, дополняется неравенством силы лобового сопротивления самолета и силы тяги силовой установки при увеличении скорости полета. Действительно, при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета сила лобового сопротивления увеличивается, а сила тяги силовой установки на заданном режиме работы двигателей уменьшается. Следовательно, сила лобового сопротивления становится больше силы тяги силовой установки ($X > P$) и скорость полета самолета уменьшается. По мере уменьшения скорости сила лобового сопротивления снижается, а сила тяги при постоянном положении РУД растет. Когда самолет уменьшит скорость до заданной $P = X$, $\Delta Y_V = 0$, угол атаки увеличится до заданного (ΔY_α) и его кабрирующий момент $M_z(\Delta Y_\alpha)$ станет равен нулю (действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$ пилот ощущает на штурвале в виде давящих усилий при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета).

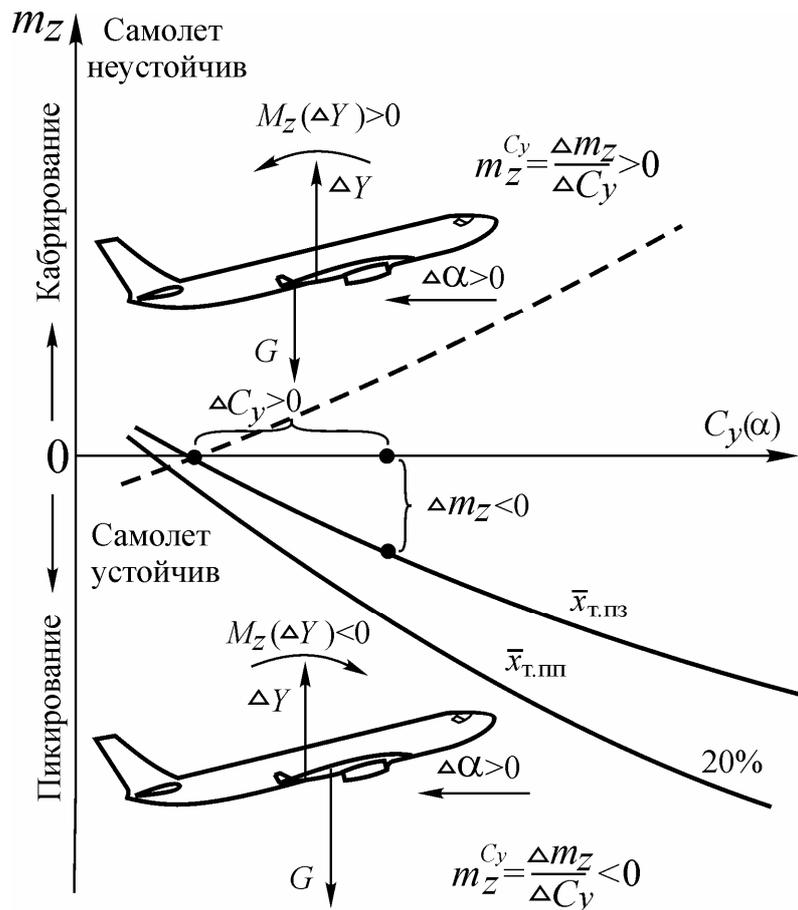


Рис. 16. Продольная статическая устойчивость по скорости

В этом случае при постоянной высоте скорость полета увеличивается за счет увеличения силы тяги, а подъемная сила сохраняется равной полетной массе самолета, т.к. положительный прирост подъемной силы за счет увеличения скорости $\Delta Y_V > 0$ уравнивается отрицательным приростом подъемной силы, вызванным уменьшением угла атаки самолета $\Delta Y_\alpha < 0$.

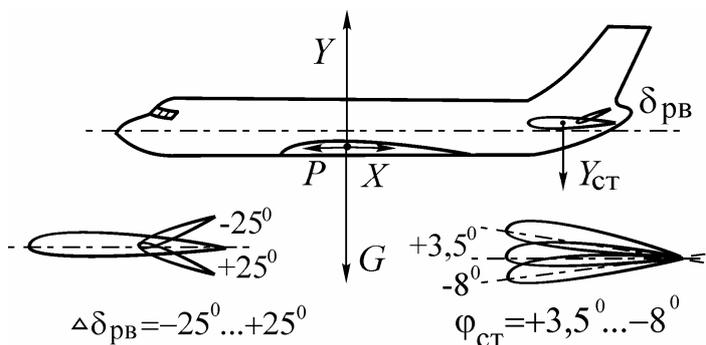


Рис. 17. Углы отклонения руля высоты и стабилизатора

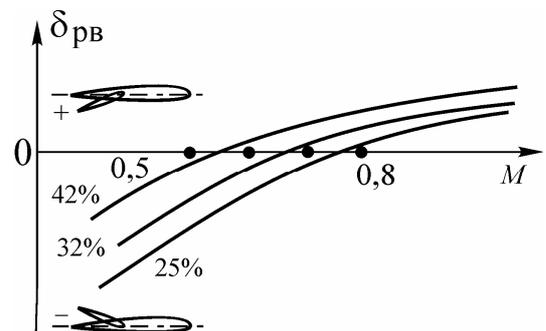


Рис. 18. Балансировочные кривые

Рассмотренный случай полета самолета показан на балансировочных графиках, которые выражают зависимость угла отклонения руля высоты от числа M $\delta_{рв} = f(M)$ (рис. 17, 18). Из этого примера можно сделать следующий

вывод. Если самолет устойчив по скорости, то для ее увеличения пилот должен преодолеть "сопротивление" самолета увеличению скорости (проявлению устойчивости по скорости), т.е. для увеличения скорости на $\Delta V > 0$ и балансировки самолета на новой скорости $V + \Delta V$ необходимо приложить к штурвалу дополнительные давящие усилия для отклонения руля высоты вниз ($\Delta \delta_{рв} > 0$). Самолет Ту-204-120 обладает достаточно хорошей продольной устойчивостью по скорости до числа $M = 0,88$.

5.3 Демпфирующие моменты

Устойчивость самолета и характер его возмущенного движения в значительной степени зависят от величины демпфирующих моментов, которые возникают в процессе вращения самолета вокруг центра масс. Для обеспечения продольной устойчивости и управляемости важно учитывать продольные демпфирующие моменты, которые возникают при вращении самолета вокруг оси OZ . Суммарный демпфирующий момент создается горизонтальным оперением, фюзеляжем и крылом (наибольший - горизонтальным оперением).

Рассмотрим процесс возникновения продольных демпфирующих моментов на примере работы горизонтального оперения (рис. 19).

Допустим, что в установившемся горизонтальном полете появилось вращение самолета в сторону кабрирования с угловой скоростью ω_z .

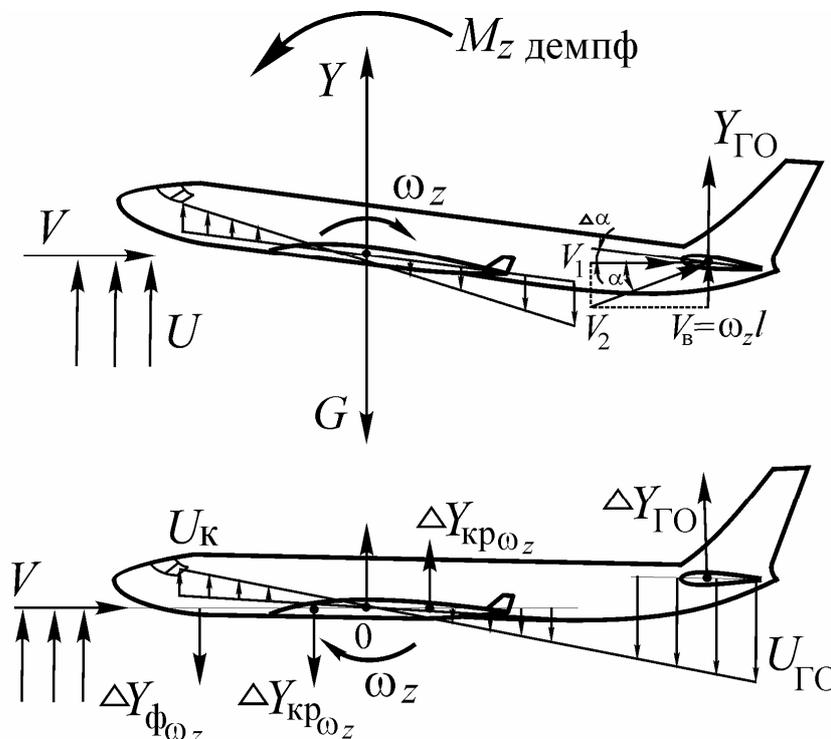


Рис. 19. Возникновение продольных демпфирующих моментов

Вследствие этого горизонтальное оперение приобретает вращательную скорость, вектор которой направлен вниз и равен

$$U_{WZ} = \omega_z X_{Г0},$$

где $X_{Г0}$ - расстояние от центра масс самолета до центра давления горизонтального оперения.

Вектор вращательной скорости V_z^ω , суммируясь с вектором истинной скорости $V_{и}$, вызывает положительный прирост угла атаки $\Delta\alpha$ и подъемной силы $\Delta Y_{Г0}$. Эта сила, направленная вверх, на плече $X_{Г0}$ создает пикирующий демпфирующий момент $\Delta Y_{Г0} X_{Г0}$, препятствующий кабрированию самолета. При большей угловой скорости прирост подъемной силы и ее демпфирующего момента будет большим. Величина демпфирующего момента также зависит от величины плеча $X_{Г0}$. При отсутствии углового вращения самолета демпфирующие силы и их моменты равны нулю. Аналогично можно объяснить и возникновение демпфирующих моментов крыла и фюзеляжа, только величина их при той же угловой скорости значительно меньше.

При полете на высоте с той же приборной скоростью, что и у земли, величина истинной скорости больше, прирост угла атаки и подъемной силы при той же угловой скорости меньше, в связи с чем будут меньшими и демпфирующие моменты.

Следовательно, динамическая устойчивость самолета на высоте меньше, чем у земли. Направления демпфирующих сил $\Delta Y_{Г0}$, $\Delta Y_{Г0\omega_z}$, $\Delta Y_{ф\omega_z}$ и их моментов изображены на рис. 17. Как следует из рисунка, демпфирующие моменты направлены в сторону, противоположную вращению самолета. Значит, они препятствуют вращению самолета вокруг оси OZ . Так как нарушенное продольное равновесие самолет обычно восстанавливает, совершая колебания вокруг оси OZ , то демпфирующие моменты, направленные в противоположную сторону, содействуют затуханию этих колебаний, т.е. динамическая устойчивость самолета улучшается.

Для увеличения демпфирующих моментов, а значит, для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета в систему управления рулем высоты, рулем направления и элеронами включены демпфирующие каналы системы АСШУ-204 (рис. 19).

При нарушении продольного равновесия самолет приобретает угловую скорость вращения ω_z . Передаточный коэффициент по угловой скорости $K\omega_z$ означает, что при вращении самолета с угловой скоростью 1 град/с руль высоты отклоняется на 1° . Следовательно, отклонение руля высоты по сигналу угловой скорости $\Delta\delta_B\omega_z = K\omega_z \omega_z$ происходит в таком направлении, при котором дополнительный момент горизонтального оперения, возникающий за счет отклонения руля высоты, направлен против вращения самолета, т.е. дополняет демпфирующий момент самолета (рис. 19).

При кабрировании с угловой скоростью ω_z руль высоты отклоняется вниз, при пикировании - вверх. Скорость отклонения руля высоты вниз пропорциональна суммарному сигналу от датчика угловой скорости ω_z и датчика обратной связи, а это значит, что в процессе увеличения угловой скорости ω_z на кабрирование руль высоты отклоняется вниз от балансирующего положения, а в процессе уменьшения начинает отклоняться вверх и, когда угловая скорость самолета $\omega_z = 0$, руль высоты от отрицательного сигнала обратной жесткой связи вернется к исходному балансирующему положению.

5.4 Органы управления АСШУ-204

Управление в продольном движении осуществляется двумя секциями (левой и правой) руля высоты, отклоняемого относительно стабилизатора на углы $+20^\circ \dots -25^\circ$ (рис. 17). Балансировка самолета в продольном движении осуществляется за счет перемещения стабилизатора в диапазоне от $-8^\circ \leq \varphi_{ст} \leq 3,5^\circ$.

Управление в поперечном движении производится через канал элеронов, отклоняемых на углы $-20^\circ \leq \delta_\varepsilon \leq 25^\circ$ и через канал пяти внешних секций интерцепторов (на каждой консоли крыла), отклоняемых на предельные углы до 50° . Управление в путевом движении осуществляется за счет двух секций (верхней и нижней) руля направления, отклоняемых на предельные углы $\delta_n = \pm 35^\circ$. Внешние интерцепторы дополнительно используются в тормозном режиме для торможения на пробеге и прерванном взлете при отклонении на предельный угол $\delta_n^{\max} = 50^\circ$. При этом для повышения эффективности тормозного эффекта отклоняются и внутренние две секции интерцепторов (на каждой консоли крыла), отклоняемых также на угол $\delta_n^{\max} = 50^\circ$.

5.5 Система управления рулями самолета

В качестве исполнительных трактов управления органами самолета (рулевыми поверхностями) используются системы, реализующие принцип квазидистанционного управления, при котором связь рычагов управления с рулями осуществляется в основном электрическими сигналами и только на малых участках используются короткие механические связи между сервоприводами и рулевыми приводами (бустерами).

Сервоприводы дистанционных трактов управления включены в проводку управления по последовательному способу (дифференциальному), при котором перемещение выходных звеньев сервоприводов не вызывает отклонение рычагов управления. Кроме того, сервоприводы решают своего рода комплексную задачу, заключающуюся в выполнении функций исполнительных агрегатов собственно дистанционного управления от пилотов, контуров устойчивости и управляемости и контуров автоматического управления.

В состав системы управления входят:

1) подсистемы электродистанционного управления системы дистанционного управления СДУ-6 по каналам:

- руля высоты и стабилизатора;
- элеронов, интерцепторов и воздушных тормозов;
- руля направления.

СДУ-6 включает в себя четырехкратно резервированные вычислительные блоки, датчики положения рычагов и сервоприводы РА-86;

2) гидромеханические системы управления по каналам руля высоты, стабилизатора, элеронов, интерцепторов и руля направления, включающие в себя:

- рычаги управления с механизмами расцепления;
- основные пружинные загрузатели;
- элементы механической проводки с развязывающими соединительными и ограничительными пружинами;
- рулевые приводы (бустеры) РП-95;
- вспомогательные гидромеханические приводы РП-97 для снижения усилий на рычагах управления, включаемые в проводку механического резервного - правого борта;

3) элементы резервной ручной балансировки, из которых в продольном канале штурвальчик резервной балансировки механически управляет золотниками рулевых приводов стабилизатора РП-94, а в поперечном и путевых каналах сигналы датчиков задатчиков резервной балансировки обрабатываются через систему СДУ-6.

5.6 Архитектура структурного построения системы штурвального управления

Система дистанционного управления СДУ-6 является связующим ядром в построении контуров ручного и автоматического управления и предполагает решение задачи отработки управляющих сигналов автоматической системы штурвального управления АСШУ-204.

Структурно система АСШУ-204 формируется как цифроаналоговая вычислительная система, в аппаратурном плане состоящая из трехканальных цифровых вычислительных блоков (в продольном канале БВУУ-1-3 и боковом канале БВУУ-1-5) и трехканальных аналоговых вычислительных блоков БУК-8 отдельно по каждому каналу управления.

Функционально цифровые блоки и аналоговые блоки формируют основные и резервные контуры управления, которые включаются в работу по принципу замещения, при котором исходно работают основные (цифровые) блоки АСШУ-204, а при их отказе СДУ-6 переключает контур управления на работу от резервных (аналоговых) блоков.

При таком подходе цифровые блоки обеспечивают решение всех необходимых функциональных задач пилотажных характеристик 1 уровня устойчивости и управляемости, а аналоговые блоки решают упрощенные функцио-

нальные задачи, обеспечивающие пилотажные характеристики 2-3 уровня устойчивости и управляемости.

Следует отметить, что дистанционная передача управляющих сигналов от пилота при включении в работу резервных блоков обеспечивается и при участии трактов СДУ-6 в каналах руля высоты и руля направления для повышения степени безопасности на случай возможных отказов БУК-8.

Взаимодействие АСШУ-204 с ВСУП-85

Принцип отработки сигналов автоматического управления от вычислительной системы управления полетом ВСУП-85 определяется степенью автоматизации задач ручного управления и, в частности, наличием трактов балансировки в АСШУ-204.

В продольном канале цифровые блоки АСШУ-204 решают следующие основные задачи:

- управляемости, которая сводится к обеспечению соответствия $n_y^{\text{зад}}$ и $n_y^{\text{тек}}$;
- устойчивости короткопериодического движения;
- автоматической балансировки;
- ограничения углов атаки и нормальной перегрузки.

В боковых каналах цифровые блоки АСШУ-204 решают следующие основные задачи:

- устойчивости бокового движения;
- ограничения диапазона расхода руля направления по приборной скорости из условий прочности;
- ручной балансировки за счет использования цифровых интегральных трактов поперечного и путевых каналов.

С учетом реализуемых функциональных задач взаимодействие ВСУП-85 с АСШУ-204 строится по следующим принципам:

1. В продольном канале ВСУП-85 формирует и выдает в АСШУ-204 цифровой сигнал заданной вертикальной перегрузки, где осуществляется его коррекция адаптивным коэффициентом передачи, который обеспечивает "грубое" решение задач управляемости. Задача автоматической балансировки решается в соответствующем тракте АСШУ-204, функционирующем на основе сравнения сигналов заданной и текущей перегрузки.

2. В поперечном канале ВСУП-85 формирует два выходных цифровых сигнала:

- позиционный сигнал, ограниченный в пределах $+8 \delta_y$, который поступает в выходную цепь АСШУ-204 без дополнительных операций, поскольку задача управляемости решается в ПМО ВСУП-85 для обеспечения соответствия $\omega_x^{\text{тек}}$ заданной величине $\omega_x^{\text{зад}}$;
- сигнал скорости автоматической балансировки в диапазоне $+1,2 \text{ град/с } \delta_y$, который поступает в цепь цифрового интеграла АСШУ-204 на отработку, что обеспечивает безударное отключение автоматических режимов.

3. В путевом канале управления ВСУП-85 формирует также два выходных цифровых сигнала:

- позиционный сигнал, ограниченный в пределах $\pm 10^\circ \delta_n$, поступающий в выходную цепь АСШУ-204 без дополнительных операций отработки, которые выполнены в ВСУП-85 для обеспечения координации разворотов в боковой плоскости;

- сигнал скорости автоматической балансировки через руль направления, который поступает на вход цифрового интеграла АСШУ-204.

При отключении автоматических режимов на выходе цифрового интеграла сохраняется накопленная балансировочная составляющая, которая в дальнейшем может корректироваться пилотом вручную при штурвальном управлении. При отказе цифровых вычислительных блоков АСШУ-204 контуры автоматического управления по сигналам ВСУП-85 размыкаются, поэтому соответственно осуществляется отключение автоматических режимов ВСУП-85.

При отказе взаимодействующих с АСШУ-204 информационных систем алгоритмически решается задача определенной реконфигурации системы и выводится сигнальная индикация в КИСС-85. При этом при возникновении критических отказов АСШУ-204 ВСУП-85 прекращает свое функционирование с отключением автоматического управления.

В качестве критических отказов принимаются:

- отказ датчиков угловой скорости ω_{x1} , ω_{y1} , ω_{z1} ;
- отказ датчика перегрузки n_{y1} ;
- отказ датчиков положения закрылков и стабилизатора;
- отказ АСШУ-204 по сигналу угла крена.

Кроме того, автоматические режимы отключаются при:

- отказах управляющих сигналов АСШУ в привод РВ и механизм балансировки (стабилизатор);
- отказе механизма балансировки тракта стабилизатора;
- отказе левой или правой секции элеронов.

При отказе информации по углу атаки в АСШУ-204 ВСУП-85 работоспособность сохраняется, поскольку задача безопасности, связанная с невыходом на недопустимые скорости полета V_{\min} , решается в рамках ПМО ВСУП-85.

При отказе информации в АСШУ-204 по числу M , приборной и истинной скоростям осуществляется реконфигурация ПМО путем замены текущей информации постоянными значениями:

$$V_{\text{пр}}^{\text{тек}} \text{ заменяется на } \begin{array}{l} 400 \text{ км/ч в БВУУ-1-3 (прод.);} \\ 280 \text{ км/ч в БВУУ-1-5 (бок.);} \\ V_{\text{ист}}^{\text{тек}} \text{ заменяется на } V_{\text{ист}} = 350 \text{ км/ч;} \\ M_{\text{тек}} \text{ заменяется на } M = 0,2, \end{array}$$

что предопределило возможность сохранения автоматических режимов при отказе указанной информации при некотором ухудшении процессов регулирования.

При указанном подходе к взаимодействию ВСУП-АСШУ подключение ВСУП не требует дополнительных реконфигураций АСШУ при исправной входной информации.

5.7 Структура и алгоритмы управления АСШУ-204

Основная концепция, положенная в основу построения структуры управления рулями самолета Ту-204, заключается в использовании принципа дистанционного управления от рычагов управления до органов управления.

Тракты включают в себя:

- датчик положения рычагов управления;
- цифровые вычислители АСШУ-204 как элементы резервного контура на базе блоков БУК-8;
- аналоговые блоки системы дистанционного управления СДУ-6;
- рулевые агрегаты, обрабатывающие сигналы управления СДУ-6;
- рулевые приводы, управляющие органами управления. Цифровые и аналоговые вычислители работают в контуре по методу замещения, т.е. при обнаружении отказов БУУ-1-3(5) средствами СДУ-6 происходит переключение работы на блоки БУК-8, которые работают по упрощенному алгоритму управления, обеспечивающему второй уровень устойчивости и управляемости.

Балансировка самолета по всем трем осям управления осуществляется дифференциальным способом, т.е. без перемещения рычагов управления (так называемая "нейтральная" ручка управления).

5.8 Канал продольного управления

Цифровые вычислители, реализуемые на базе блоков БУУ-1-3, обеспечивают функционирование основного контура управления с решениями задач первого уровня пилотажных характеристик устойчивости и управляемости. С указанной целью структура алгоритма управления предполагает реализацию отдельных модулей, обеспечивающих решение задач:

- устойчивости продольного движения;
- управляемости продольного движения;
- автоматической балансировки и триммирования;
- безопасности полета.

В следующем пункте рассмотрим функционирование указанных алгоритмических модулей.

5.9 Модуль устойчивости

Данный модуль реализует построение;

- тракта демпфирования с использованием информации по угловой скорости тангажа;

- тракта устойчивости с использованием информации по нормальной перегрузке;

- тракта устойчивости с использованием информации по углу атаки для улучшения моментных характеристик самолета вблизи области допустимых и предельных углов атаки.

Сигналы ω_{z1} и n_{y1} предварительно фильтруются для улучшения аэроупругих характеристик самолета и компенсируются для исключения составляющих, измеряемых при координированном вираже.

Коэффициенты усиления корректируются по скоростному напору, вычисляемому по сигналу приборной скорости и по положению закрылков. Параметр R_s является кинематическим коэффициентом, учитывающим связь между нормальной перегрузкой и угловой скоростью тангажа. Параметр a отражает величину угла атаки, с которого начинается выполнение моментной характеристики, где и проявляется необходимость в ее линеаризации.

В итоге суммарный сигнал устойчивости (рис. 25, 26):

$$\varepsilon_{уст} = \varepsilon_{oz} + \frac{1}{T_\varepsilon P + 1} (\varepsilon_{ny} + \varepsilon_\alpha).$$

5.10 Модуль управляемости

Задача управляемости решается на основе реализации принципа позиционно-интегральной коррекции заданного сигнала маневра управления от летчика и от системы ВСУП-85. Позиционная коррекция обеспечивается за счет вычислений в данном модуле, а интегральная коррекция за счет работы тракта автоматической балансировки, которая тем самым решает две функции:

1) сигнал управления от летчика $X_{вл} = \int 0.5(X_B^{прав} + X_B^{лев})$ корректируется при даче мини-штурвала на пикирование;

2) сигнал управления от летчика дополняется сигналом от ВСУП-85 и сигналом безопасности, предотвращающим выход за пределы максимально-допустимой перегрузки $(\delta_B^{всуп}, \varepsilon_V)$.

Суммарный сигнал равен:

$$X_{вл} = X_{во} + \varepsilon_V \delta_B^{всуп},$$

где $X_{во}$ - сигнал управления от пилота;

ε_V - сигнал безопасности, предотвращающий выход самолета за пределы максимально-допустимой перегрузки;

$\delta_B^{всуп}$ - сигнал от ВСУП.

Поскольку основным органом балансировки является управляемый стабилизатор, то балансировочное положение руля высоты должно быть вблизи нулевого уровня.

5.11 Модуль балансировки

Если позиционная коррекция обеспечивает регулирование коэффициента передачи по разомкнутому контуру отработки сигнала заданного маневра X_m , то интегральная коррекция обеспечивает соответствие текущего маневра заданному в замкнутом контуре, что обеспечивает решение одновременно задач управляемости и балансировки (рис. 27, 28).

С указанной целью сигнал заданного маневра фильтруется, пропускается через зону неустойчивости, сравнивается с откорректированными сигналами текущих маневров. Сигнал триммирования формируется в малых ограниченных пределах с целью компенсации возможных ненулевых сигналов датчиков информации.

Основной сигнал балансировки ε_{no} обрабатывается без ослабления в пределах $\alpha_{кр} \leq \alpha_{зад} \leq \alpha_{доп} - 1$, а затем плавно обнуляется при достижении $\alpha_{кр} \geq \alpha_{max} = \alpha_{пред}$ (рис. 19). Опорные сигналы $\alpha_{зад}$ и α_{max} формируются в функции числа M_{max} , положением закрылков и предкрылков. Вторая составляющая факта балансировки связана с интегральной компенсацией сигнала текущего угла атаки сигналом его максимального значения (в отклонении от заданной величины) при предельном отклонении мини-штурвала ($X_B = -100$ мм).

Для улучшения динамических процессов компенсации дебалансирующих моментов, возникающих при изменении тяги двигателей (при дросселировании и приемистости), формируется дополнительный тракт обработки информации об оборотах компрессора высокого давления.

Сформированные сигналы по трем составляющим определяют суммарный промежуточный сигнал автоматической балансировки, который пропускается через зону нечувствительности, корректируется по скоростному напору, ограничивается по скорости отработки, интегрируется и ограничивается в порции руля высоты.

Поскольку основным органом балансировки является управляемый стабилизатор, то балансировочное положение руля высоты должно быть вблизи нулевого уровня. С указанной целью вводится отрицательная обратная связь по положению стабилизатора, что обеспечивает формирование сигнала ошибки, поступающего как в тракт руля высоты, так и в тракт отработки механизма балансировки, перемещающего через РП-94 стабилизатор (рис. 27, 28).

В свою очередь выходной управляющий сигнал в тракт руля высоты СДУ-6 формируется в виде $\delta_B = \varepsilon_x + \varepsilon_{уст} + \varepsilon_z$.

5.12 Модуль безопасности

Выше были сформированы определенные вычислительные операции, связанные с решением задачи безопасности в части:

- дополнительного сигнала увода самолета на кабрирование при $V > V_{пр}^{max}$,
- интегральной увязки расхода мини-штурвала с величиной превышения $\alpha_{доп}$.

Однако, основной тракт, обеспечивающий безопасность полета, формируется для предотвращения выхода самолета на режим сваливания и на предельные по прочности нормальные перегрузки за счет использования специального механизма регулирования загрузки, подключающего при недопустимых "дачах" мини-штурвала дополнительную пружину (рис. 26).

В качестве допустимых значений коэффициента подъемной силы формируется параметр $C_y^{осн}$, который несколько занижен по отношению к допустимому значению $C_y^{доп}$ на величину 0,06 - 0,14. Допустимая перегрузка, соответствующая "сваливанию" самолета, определяется из соотношения

$$n_y^{свал} = \frac{C_y^{доп}}{C_{гп}}.$$

Допустимая перегрузка, соответствующая прочности, определяется в виде

$$\begin{aligned} n_y^{проч} &= 0,85n_y^{max} \\ n_y^{max} &= 2,5, \end{aligned}$$

при $\delta_3 = 0$. Результирующая допустимая перегрузка определяется по схеме «min»

$$n_y^{доп} = \min[n_y^{свал}; n_y^{проч}].$$

Поэтому допустимое управляющее воздействие от летчика

$$X_{мрз} = \mu_{шо} X_{зад}^{пу\alpha} \Delta n_y^{доп},$$

которое рассматривается как заданное положение механизма регулирования загрузки устанавливающего дополнительную пружину. Управляющий сигнал на МПЗ формируется с учетом обратной связи по положению механизма

$$\sigma_{мрз} = D_{мрз}(X_{мрз} - X_{мрз}).$$

К преимуществам такого решения можно отнести упреждающий эффект для предотвращения опасной ситуации полета за счет формирования сигнализации летчику о допустимости величин его возможных управляющих воздействий.

6. Боковые равновесие, устойчивость и управляемость самолета

6.1 Боковое равновесие

Боковое равновесие - это состояние самолета, при котором сумма проекций сил, действующих на самолет, и сумма их моментов относительно OX и нормальной оси OY равна нулю. Боковое равновесие можно представить как совокупность поперечного и путевого равновесия. Относительно продольной

оси OX его называют поперечным, а относительно вертикальной оси OY - путевым.

Рассмотрим условия, обеспечивающие боковое равновесие. Пусть самолет совершает равномерный и прямолинейный горизонтальный полет с углом атаки α и скоростью V . В этом случае на самолет действуют силы и моменты, показанные на рис. 20.

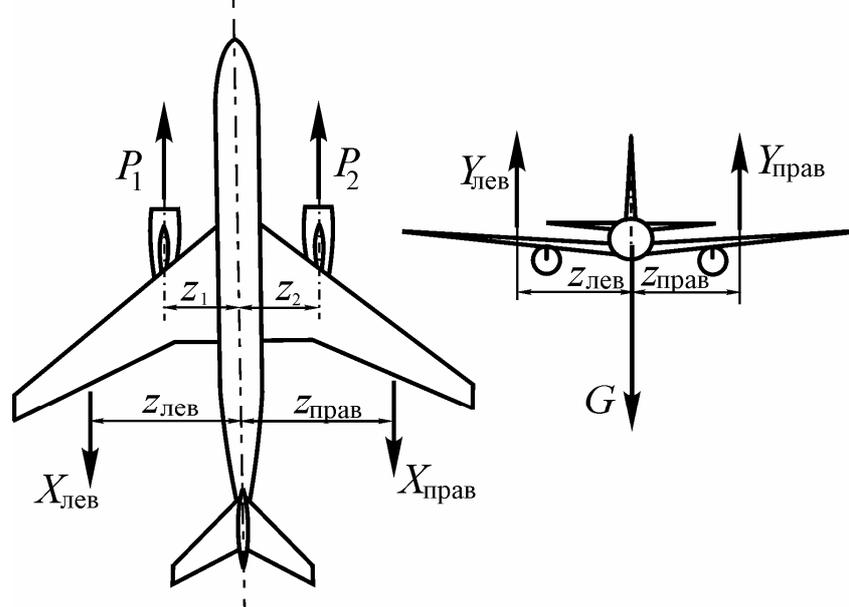


Рис. 20. Силы, действующие на ЛА в крейсерском полете

Для обеспечения поперечного равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось OY и сумма их моментов относительно OX равнялась нулю, т.е.

$$\Sigma Y = Y_{\text{лев}} + Y_{\text{прав}} - G = 0 \quad \text{и} \quad \Sigma M_x = Y_{\text{лев}}Z_{\text{лев}} - Y_{\text{прав}}Z_{\text{прав}} = 0$$

Эти условия будут выполняться, если $Y_{\text{лев}} + Y_{\text{прав}} = G$ и $Y_{\text{лев}}Z_{\text{лев}} = Y_{\text{прав}}Z_{\text{прав}}$ (рис. 20).

Для обеспечения путевого равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось OX и сумма их моментов относительно оси OY равнялась нулю, т.е.

$$\Sigma X = P_1 + P_2 - X_{\text{лев}} - X_{\text{прав}} = 0 \quad \text{и} \quad \Sigma M_y = P_1Z_1 - P_2Z_2 - X_{\text{лев}}Z_{\text{лев}} - X_{\text{прав}}Z_{\text{прав}} = 0.$$

Эти условия будут выполняться, если $P_1 + P_2 = X_{\text{лев}} + X_{\text{прав}}$, а $P_1Z_1 = P_2Z_2$ и $X_{\text{лев}}Z_{\text{лев}} = X_{\text{прав}}Z_{\text{прав}}$ (рис. 20). Если будут одновременно обеспечены все условия поперечного и путевого равновесия, то самолет в этом случае будет находиться в состоянии бокового равновесия.

Боковая устойчивость характеризуется графиками $m_x = f(\beta)$ и $m_y = f(\beta)$, показывающими зависимость коэффициентов моментов крена и рыскания от угла скольжения самолета β (рис. 21).

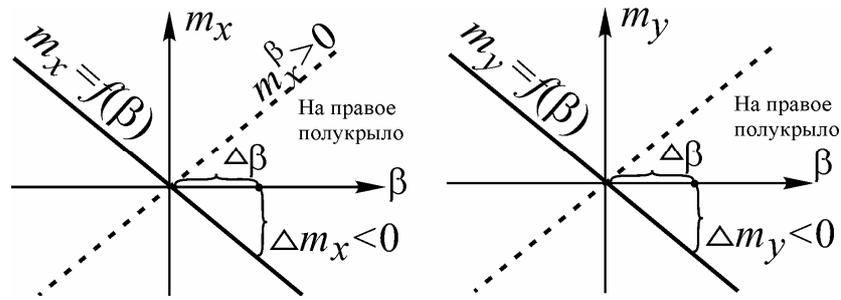


Рис. 21. Зависимости $m_x=f(\beta)$ и $m_y=f(\beta)$

6.2 Боковая устойчивость самолета

Боковая устойчивость - это способность самолета сохранять и восстанавливать заданное боковое равновесие в полете. Для обеспечения боковой устойчивости необходимо обеспечить статическую поперечную и путевую устойчивость и достигнуть определенного соотношения между ними. Поперечную и путевую статическую устойчивость определяют соответственно моменты крена M_x и моменты рыскания M_y , возникающие при наличии угла крена γ и скольжения β . Если при появлении углов крена и скольжения возникнут моменты M_x и M_y , которые будут стремиться восстановить заданное боковое (поперечное и путевое) равновесие, то самолет будет статически устойчивым в боковом отношении.

Рассмотрим, при каких условиях возникают восстанавливающие моменты крена самолета M_x при появлении угла крена γ (рис. 22).

Допустим, что в полете появился правый крен самолета. Под действием равнодействующей Z (суммы подъемной силы Y и силы тяжести самолета G_2) возникает ускорение самолета в сторону опущенного полукрыла. Вследствие этого появляется угол скольжения самолета β . Самолет Ту-204-120 имеет угол стреловидности крыла $\chi = 27^\circ$. Вследствие этого правое полукрыло работает как более прямое, а левое крыло как более стреловидное. Поэтому у правого полукрыла подъемная сила увеличивается, а у левого полукрыла подъемная сила уменьшается (рис. 22). Аналогичная разность подъемных сил возникает и на половинах горизонтального оперения.

В результате разности подъемных сил возникает большой момент M_x , стремящийся вывести самолет из правого крена. Левое полукрыло затеняется фюзеляжем, у него подъемная сила меньше.

В процессе вращения самолета относительно продольной оси возникает поперечный демпфирующий момент крыльев, дающий увеличение угла атаки опускающегося полукрыла и уменьшение угла атаки поднимающегося полукрыла. Таким образом, стреловидное крыло значительно увеличивает поперечную устойчивость самолета по сравнению с прямым крылом. Для уменьшения восстанавливающего момента и устранения раскачки "голландский шаг" у самолетов со стреловидным крылом угол поперечного "V" делают отрицательным. Но на самолете Ту-204 под крылом на пилонах установлены двигате-

ли. Поэтому пришлось сделать поперечное "V" положительным. А необходимую устойчивость обеспечивает автоматика.

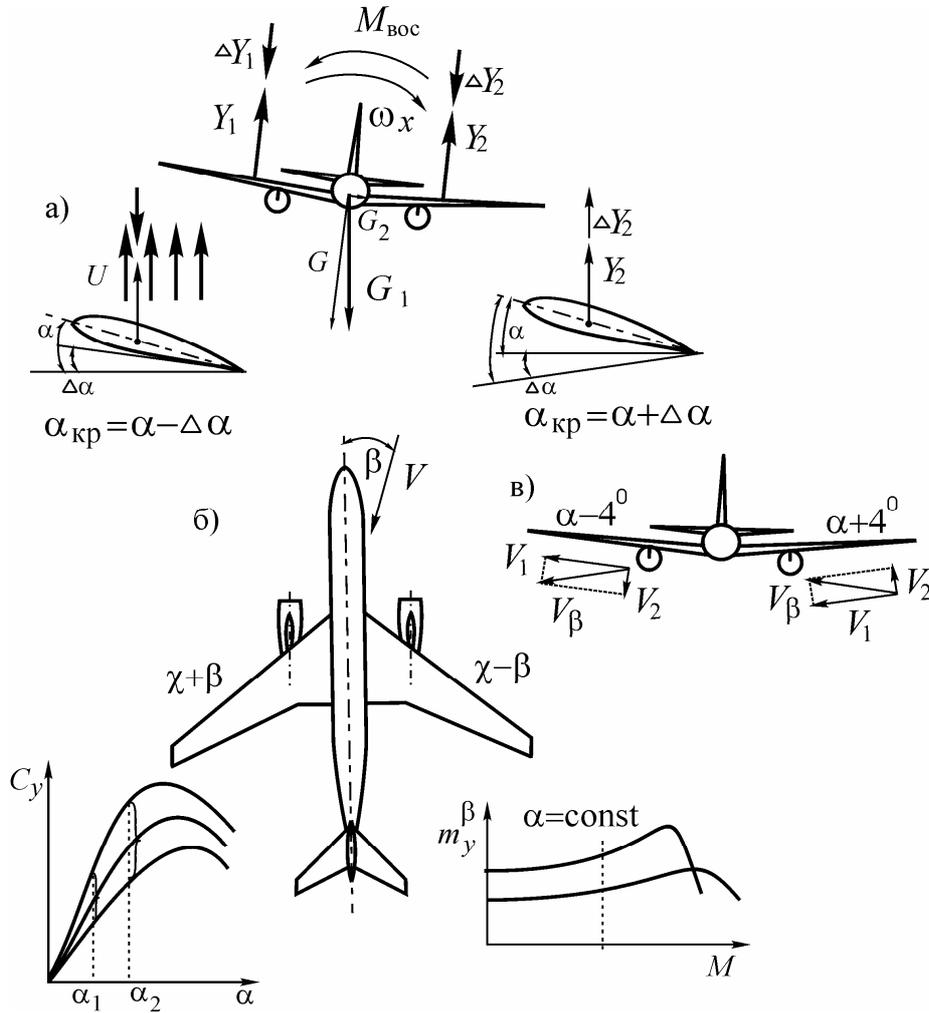


Рис. 22. Возникновение восстанавливающего момента крена

Для оценки поперечной статической устойчивости самолета по углу скольжения пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффициента момента крена самолета m_x от угла скольжения β , т.е. $m_x = f(\beta)$ (рис. 21). Из графика видно, что при нормальной поперечной устойчивости при скольжении на полукрыло возникает восстанавливающий момент, возвращающий самолет на исходный режим полета.

Рассмотрим возникновение восстанавливающих моментов рыскания M_y при появлении угла скольжения β на левое полукрыло (рис. 23). При скольжении эффективная стреловидность левого полукрыла уменьшается, а правого полукрыла увеличивается. Возникает разница лобовых сопротивлений полукрыльев, дающая разность лобовых сопротивлений и восстанавливающий момент.

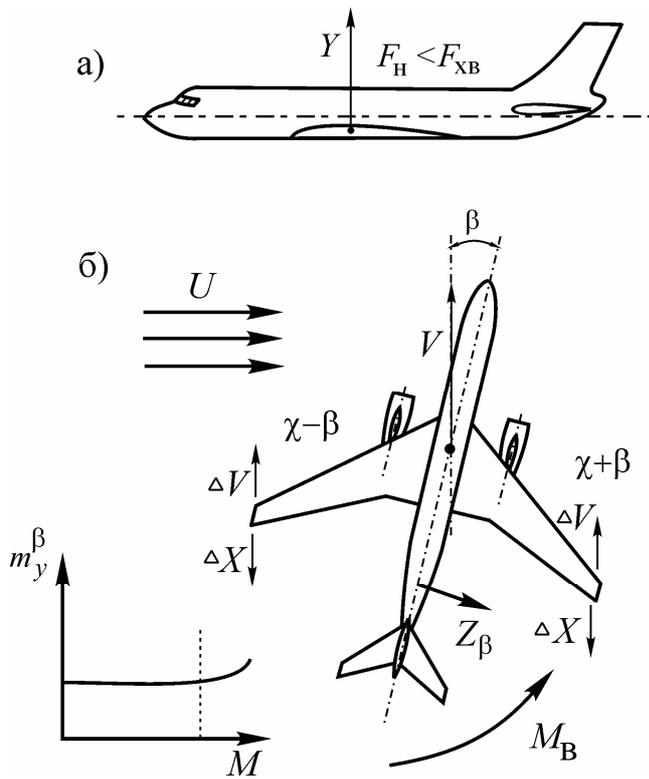


Рис. 23. Возникновение восстанавливающих моментов рыскания

Кроме того, при скольжении самолета на левое полукрыло возникает демпфирующий момент киля, дающий момент восстанавливающий. При скольжении самолета за счет того, что площадь задней части фюзеляжа и киля больше площади передней части фюзеляжа, возникает сила Z_β , приложенная в фокусе фюзеляжа. Эта сила даст восстанавливающий момент, устраняющий скольжение самолета. Для оценки путевой статической устойчивости самолета по углу скольжения пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффициента момента рыскания самолета m_y от угла скольжения β , т.е. $m_y = f(\beta)$ (рис. 24).

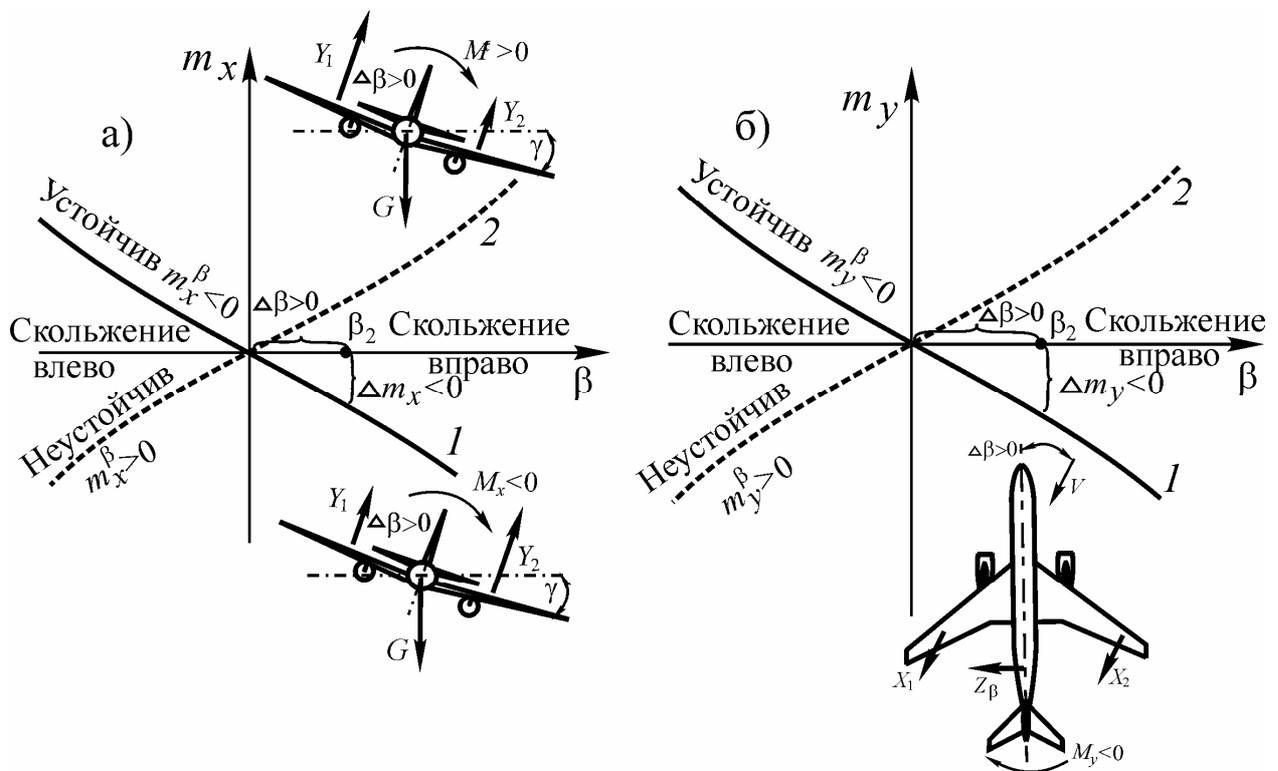


Рис. 24. Зависимости моментов крена и рыскания от угла скольжения

Коэффициент момента рыскания самолета вычисляется по формуле

$$m_y = \frac{M_y}{S \frac{\rho V^2}{2} L},$$

где M_y - момент рыскания самолета; он определяется опытным путем при различных углах скольжения β .

Имея графики зависимости $m_y = f(\beta)$ можно провести рассуждение о путевой статической устойчивости самолета (рис. 24). О боковой устойчивости самолета в целом можно судить по соотношению угловых скоростей крена и рыскания $\chi = \frac{\omega_x}{\omega_y} = \frac{m_x^\beta}{m_y^\beta}$ или по степени поперечной и путевой устойчивости. Для устойчивого самолета эта величина должна быть положительной и не превышать 1,5.

Боковая устойчивость самолета и характер его возмущенного движения в значительной степени зависят от величины поперечных и путевых демпфирующих моментов, которые возникают в процессе вращения самолета относительно осей OX и OY .

Путевые и поперечные демпфирующие моменты создаются крылом, фюзеляжем, горизонтальным и вертикальным оперением. При этом наибольший поперечный демпфирующий момент создается крылом, а путевой - вертикальным оперением. При вращении самолета вокруг оси OX скорость полета V , складываясь с окружающей скоростью V_{ω_x} , в каждом сечении крыла вызывает изменение его угла атаки, причем угол атаки опускающегося полукрыла увеличивается, а поднимающегося - уменьшается. Если начальный угол атаки был значительно меньше, то при таком его изменении подъемная сила опускающегося полукрыла увеличивается, а поднимающегося полукрыла - уменьшается. В результате разности подъемных сил возникает поперечный демпфирующий момент крыла, препятствующий вращению самолета. Аналогично возникают поперечные демпфирующие моменты горизонтального оперения, которые увеличивают суммарный демпфирующий момент крыла самолета (рис. 20).

Путевые демпфирующие моменты возникают в основном от вертикального оперения при вращении самолета вокруг оси OY и препятствуют вращению самолета относительно этой оси (рис. 23).

Дополнительный демпфирующий момент рыскания возникает от крыла вследствие разности скоростей обтекания левой и правой его половин. Так, полукрыло, выступающее вперед, увеличивает истинную скорость обтекания на величину окружной скорости V_{ω_y} в каждом его сечении, а отстающее - уменьшает ее на такую же величину. Различные скорости обтекания вызывают изменения величин лобовых сопротивлений половин крыла, вследствие чего возникает демпфирующий момент рыскания крыла $M_{y\omega_y}$.

Демпфирующие моменты крена и рыскания всегда направлены в сторону, противоположную вращению самолета относительно осей OX и OY . Та-

кое направление демпфирующих моментов вызывает уменьшение колебаний в процессе возмущенного движения самолета, а значит ускоряет процесс восстановления бокового равновесия.

6.3 Боковая управляемость

Боковая управляемость - это способность самолета создавать углы крена и скольжения при отклонении элеронов и руля направления. Боковая управляемость включает в себя поперечную и путевую управляемости.

Поперечная управляемость - это способность самолета изменять углы крена при отклонении элеронов.

Путевая управляемость - это способность самолета изменять углы скольжения при отклонения руля направления.

Для придания самолету вращения относительно какой-либо оси, необходимо нарушить балансировку моментов сил относительно этой оси. В результате появляется избыточный момент, под действием которого самолет приобретает угловое ускорение относительно оси.

Сначала рассмотрим поперечную управляемость самолета и возникновение моментов крена при отклонении элеронов. Пусть самолет находится в состоянии поперечного равновесия. При отклонении штурвала, например, влево левый элерон поднимается, подъемная сила полукрыла уменьшается на величину $Y_{Э2}$, правый элерон опускается, подъемная сила правого полукрыла Y_1 увеличивается на величину $Y_{Э2}$.

Вследствие такого изменения величины подъемных сил возникает поперечный (кренящий) момент, под действием которого самолет кренится на левое полукрыло.

Величина кренящих моментов $M_{xЭ}$ на каждом самолете определяется углом отклонения элеронов $\delta_{Э}$, скоростью полета (число M), углом атаки и плотностью воздуха. При больших углах отклонения элеронов и на большой скорости полета, при малых углах атаки и с повышением плотности воздуха величина кренящих моментов, вызванных отклонением элеронов, большая. С поднятием на высоту величина кренящих моментов, вызванных отклонением элеронов, вследствие уменьшения плотности воздуха, уменьшается.

На больших углах атаки, особенно у самолетов со стреловидным крылом, эффективность элеронов уменьшается вследствие срыва потока, который начинается в концевой части крыла. Следовательно, при выполнении полетов на больших высотах, с малыми приборными скоростями (на больших α) эффективность элеронов недостаточна. Об этом необходимо помнить, особенно при полете в турбулентной атмосфере, где приходится устранять углы крена, возникающие вследствие порывов ветра.

Теперь рассмотрим путевую управляемость самолета. При отклонении руля направления возникает боковая сила Z_H вертикального оперения, которая относительно нормальной оси OY создает момент рыскания $M_{yH} = Z_H \cdot X_{BO}$. Под его воздействием самолет вращается в сторону отклонения руля, создавая угол скольжения на противоположное полукрыло. Величина мо-

мента рыскания, созданного боковой силой вертикального оперения Z_H , зависит от угла отклонения руля направления, скорости потока и плотности воздуха. При большем угле отклонения руля направления δ_H , больших скоростях полета и плотности воздуха момент рыскания вертикального оперения увеличивается, и самолет с большей угловой скоростью вращается вокруг вертикальной оси, создавая или устраняя угол скольжения. Равновесие при новом угле скольжения обеспечивается благодаря путевой устойчивости самолета. С поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, и эффективность руля направления также уменьшается. При полете на больших углах атаки путевая управляемость самолета несколько уменьшается.

6.4 Обратная реакция по крену

При больших значениях числа M у самолетов со стреловидным крылом наблюдается обратная реакция по крену на отклонение руля направления (рис. 25). Рассмотрим поведение самолета со стреловидным крылом при отклонении руля направления на малых и больших (близких к $M_{кр}$) значениях числа M . При отклонении руля направления, например, вправо вертикальное оперение создает боковую силу Z_H , направленную влево. Под действием момента этой силы относительно вертикальной оси самолет разворачивается в сторону отклоненного руля (вправо), создавая угол скольжения на левое полукрыло. Поэтому угол стреловидности левого полукрыла уменьшается, а правого увеличивается. В результате эффективная составляющая скорость V_1 левого полукрыла и его подъемная сила увеличиваются, а правого полукрыла - уменьшаются. Из-за разности подъемных сил возникает кренящий момент самолета на правое «полукрыло».

Таким образом, при отклонении руля направления на малых числах M , самолет вследствие скольжения кренится на то полукрыло, в сторону которого отклоняется руль, т.е. при скольжении на левое полукрыло самолет кренится на правое и наоборот. Данную реакцию на отклонение руля направления самолет будет иметь, если он устойчив в поперечном отношении. Такое движение принято называть прямой реакцией самолета по крену на отклонение руля направления.

При полете на числах $M > 0,88$ наблюдается обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

Если в полете на числах M , больших критического, отклонить руль вправо, то в этом случае появится скольжение на левое полукрыло — точно так же, как и при малых числах M . Эффективная стреловидность и $M_{кр}$ левого полукрыла уменьшается, а правого - увеличивается.

Так как полет происходит на числах M , близких к $M_{кр}$, то левое полукрыло при определенном угле скольжения может оказаться на числе M , большем $M_{кр}$. На этом полукрыле возникнут сверхзвуковые зоны и скачки давления под крылом, в результате которых его подъемная сила резко уменьшается. Увеличение эффективной стреловидности правого полукрыла вызовет увеличение его $M_{кр}$, поэтому правое полукрыло будет работать на закритических числах M

и сверхзвуковых зон под крылом не будет. Уменьшение подъемной силы левого полукрыла вызовет крен самолета влево. Таким образом, при отклонении руля направления вправо самолет кренится на левое полукрыло и наоборот. Это и есть обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

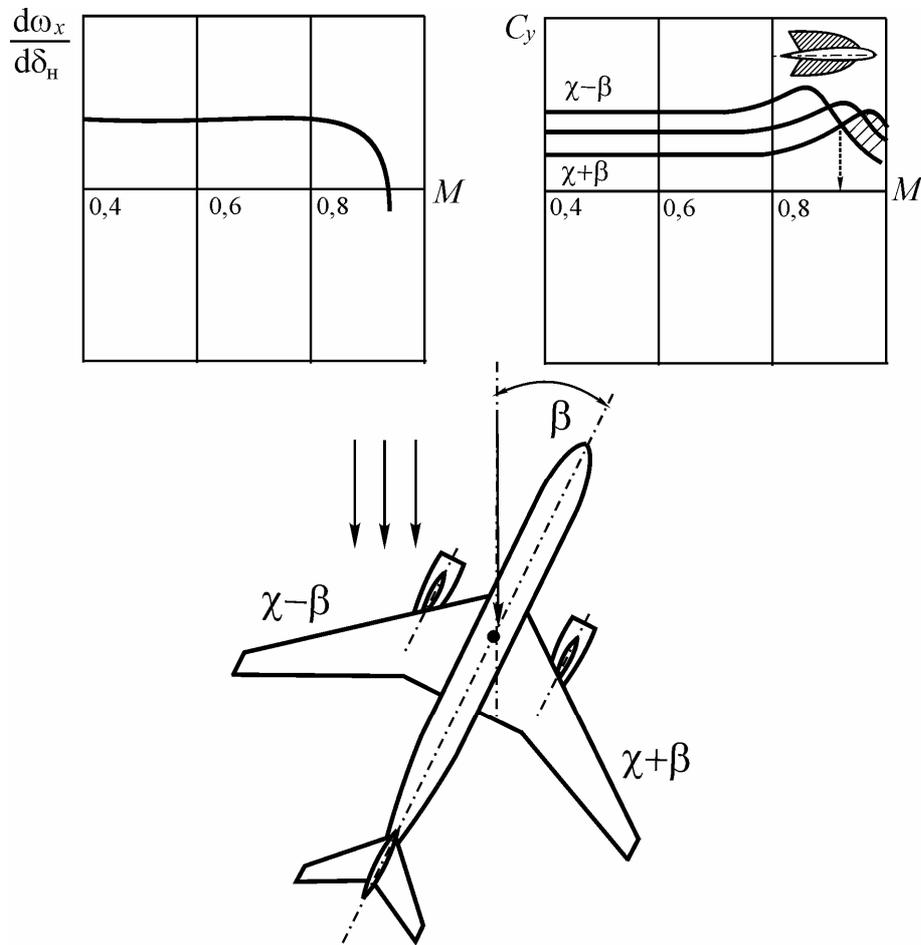


Рис. 25. Реакция по крену на отклонение руля направления

Следует подчеркнуть, что чем больше угол отклонения руля направления, тем больший появится угол скольжения. Эффективная стреловидность правого и левого полукрыльев изменяется значительно, поэтому из-за уменьшения $M_{кр}$ левого полукрыла и увеличения $M_{кр}$ правого полукрыла самолет кренится влево.

7. Полет самолета Ту-204-120 (Ту-204-120С) при возникновении особых условий

7.1 Отказ двигателя

Отказ одного двигателя ухудшает аэродинамические и летные характеристики самолета. Диапазон скоростей, скороподъемность и потолок самолета значительно уменьшаются.

Наличие несимметричной тяги усложняет обеспечение балансировки самолета, особенно в боковом отношении и требует от пилота большого внимания и напряжения. Особенно усложняется управление самолетом в момент отказа двигателя.

Для обеспечения безопасности полета при несимметричной тяге необходимо достаточно хорошо знать особенности такого полета и летные характеристики самолета.

При отказе двигателя в полете самолет разворачивается вокруг вертикальной оси OY в сторону отказавшего двигателя. Разворот происходит под действием момента силы тяги левого двигателя и силы лобового сопротивления правого двигателя. Для самолета Ту-204-120

$$M_p = Pl_1 + Xl_1,$$

где $P=18000\text{кг}$; $X=500\text{кг}$ ($H=0$).

Вследствие инертности самолет стремится сохранить направление полета, в результате чего возникает скольжение на левое полукрыло с работающим двигателем. В процессе увеличения угла скольжения (β) возникают восстанавливающие демпфирующие моменты, препятствующие развороту, но они значительно меньше $M_{уразв}$. Следовательно, самолет продолжает разворот в сторону отказавшего двигателя, увеличивая угол скольжения на противоположное полукрыло (рис. 26).

Практически одновременно с разворотом самолет начинает крениться на полукрыло с отказавшим двигателем под действием момента разности подъемных сил левой и правой половин крыла:

$$M_{x\text{кр}} = (Y_{л} + \Delta Y_{л})Z_{л} - (Y_{пр} - \Delta Y_{пр})_{пр}.$$

Разность подъемных сил возникает:

- вследствие скольжения самолета на полукрыло с работающим двигателем, что вызывает затенение части полукрыла с отказавшим двигателем;
- в процессе разворота полукрыло с работающим двигателем имеет большую истинную скорость, а значит, создает большую подъемную силу, чем полукрыло с отказавшим двигателем;
- исчезает вертикальная составляющая тяги при отказе двигателя.

В процессе разворота и накренения самолет опускает носовую часть фюзеляжа в сторону полукрыла с отказавшим двигателем и уменьшает скорость полета, т.к. располагаемая сила тяги силовой установки уменьшается, а сила лобового сопротивления самолета увеличивается ввиду возникновения

лобового сопротивления отказавшего двигателя, скольжения отклоненных органов управления.

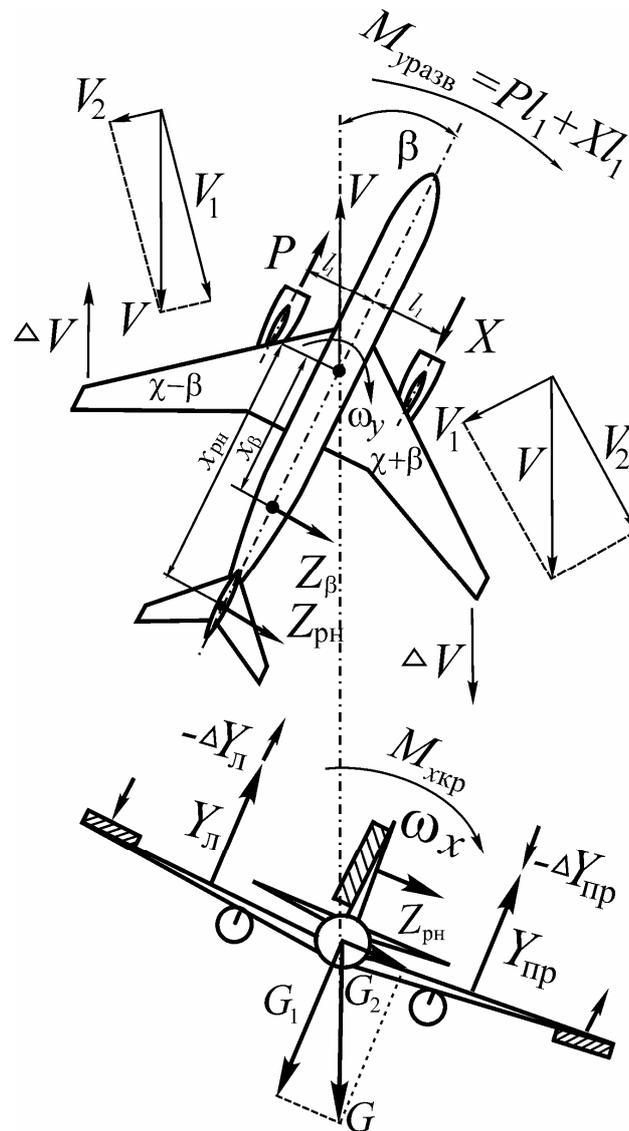


Рис. 26. Реакция самолета на отказ двигателя

Основным признаком отказа одного двигателя на какой-либо половине крыла является стремление самолета к энергичному развороту и созданию крена в сторону отказавшего двигателя с постепенным уменьшением скорости полета.

В полете по приборам признаком отказа одного двигателя с одной стороны крыла является отклонение самолета от заданного курса полета, что замечается по курсовым приборам.

Разворот и крен определяются по указателю разворота, авиагоризонту и указателю скольжения. При этом авиагоризонт показывает крен самолета, а шарик указателя скольжения уходит от центра в сторону работающего двигателя, т.к. разворот происходит со скольжением.

Если отказ двигателя происходит при полете с включенным автопилотом, основными признаками отказа будут переход самолета на снижение и отклонение рычагов управления рулями. В этом случае необходимо немедленно выключить автопилот, предварительно зажав рычаги управления самолетом (педали управления рулем направления, штурвал и штурвальную колонку) в том положении, которое они имели при включенном автопилоте. Дополнительно отказ двигателя (полный или частичный) определяется по приборам, контролирующим его работу.

7.1.1 Действия экипажа для восстановления равновесия самолета

Для восстановления равновесия самолета необходимо обеспечить продольную и боковую балансировку самолета, для чего отклоняют руль направления и штурвал управления элеронами в сторону работающего двигателя так, чтобы самолет продолжал прямолинейный полет почти без крена, не допуская потери скорости меньше минимально допустимой для данного элемента полета. При отказе двигателя в наборе высоты следует дополнительно уменьшить угол набора высоты. Отказавший двигатель выключают (рис. 26).

Особенно опасным является отказ двигателя в процессе разворота с той стороны, куда происходит разворот, т.к. в этом случае пилоту значительно труднее по поведению самолета определить отказ. Поэтому следует немедленно вывести самолет из разворота и восстановить равновесие.

Продольное равновесие (балансировка) при отказе двигателя нарушается незначительно, и самолет сравнительно легко балансируется в продольном отношении небольшим отклонением руля высоты.

В зависимости от величины разворачивающего момента (несимметричной тяги) и скорости полета отклонением руля направления и элеронов можно обеспечить виды балансировки самолета, рассмотренные ниже.

7.1.2 Полет без скольжения

Для осуществления горизонтального полета без скольжения необходимо отклонить руль направления в сторону работающего двигателя так, чтобы возникшая при этом боковая сила вертикального оперения $Z_{рн}$ имела момент относительно центра тяжести самолета, равный по абсолютной величине и противоположный по знаку разворачивающему моменту несимметричной тяги: $Z_{рн} \cdot x_{н} = Pl_1 + Xl_1$.

При этом же условии набор высоты и снижение самолета также проходят без скольжения, только углы отклонения руля направления $\delta_{н}$ и элеронов $\delta_{эл}$ будут другими (большими - в наборе, меньшими - при снижении) (рис. 27). Это главнейшее условие полета без скольжения - полета с наименьшим сопротивлением самолета при несимметричной тяге.

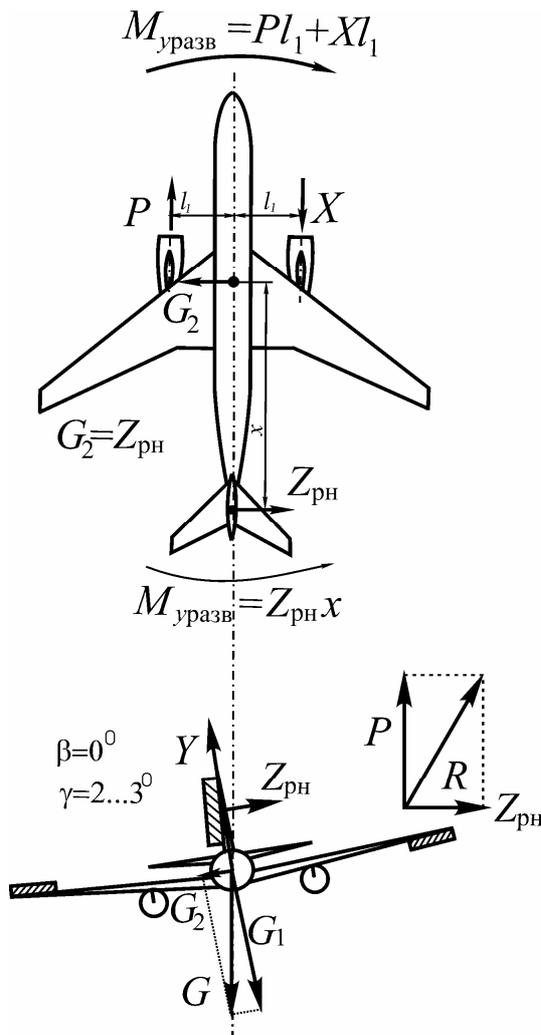


Рис. 27. Полет с креном без скольжения

Таким образом, боковое равновесие самолета (равновесие сил и моментов) при полете достигается только при наличии незначительного крена на полукрыло с работающим двигателем. При этом следует обратить внимание на то, что боковая сила вертикального оперения и потребный угол крена зависят от разворачивающего момента несимметричной тяги.

При увеличении силы тяги работающего двигателя разворачивающий момент возрастает. Для обеспечения бокового равновесия в этих случаях необходимо увеличить момент силы вертикального оперения $Z_{рн}x_n$ путем дополнительного отклонения руля направления и увеличения силы Z_n . Для уравнивания большей силы $Z_{рн}$ необходима большая составляющая силы тяжести $G_2 = G \sin \gamma$, которую можно получить при большем угле крена. И, наоборот, при уменьшении тяги работающих двигателей, при отказавшем одном двигателе полет без скольжения происходит при несколько меньшем крене в сторону работающего двигателя, т.к. разворачивающий момент несимметричной тяги меньше.

В горизонтальном полете без скольжения подъемная сила уравнивает составляющую силу тяжести ($G_1 = G \cos \gamma$), а сила тяги P работающих

Кренящий момент в сторону полукрыла с отказавшим двигателем, который возникает за счет исчезновения вертикальной составляющей тяги и за счет боковой силы вертикального оперения $Z_{рн}y_n$ уравнивается моментом разности подъемных сил, возникающих за счет отклонения элеронов $Y_{эл}$.

Если при равновесии моментов крена выполнять полет без крена, подъемная сила уравнивает силу тяжести самолета, а сила тяги двигателей - силу лобового сопротивления самолета, при этом боковая сила $Z_{рн}$ остается неуравновешенной и вызывает искривление траектории полета (разворот самолета в сторону работающего двигателя).

Для обеспечения равновесия боковых сил (обеспечения прямолинейности полета) необходимо создать небольшой крен ($2^\circ \dots 3^\circ$) в сторону работающих двигателей. При этом боковая сила $Z_{рн}$ уравнивается составляющей силы тяжести ($G_2 = G \sin \gamma$) в горизонтальном полете (рис. 27), а в наборе высоты и при снижении она становится равной $G \sin \gamma \cos \theta$.

двигателей - силу лобового сопротивления самолета ($X + X_{\text{дв}}$), где $X_{\text{дв}}$ - лобовое сопротивление отказавшего двигателя.

При выполнении горизонтального полета по приборам с несимметричной тягой без скольжения указатель авиагоризонта показывает величину угла крена, а шарик указателя скольжения под действием силы тяжести несколько отклонен в сторону крена. При выполнении координированных разворотов (без скольжения) шарик указателя скольжения должен находиться в таком же положении, т.е. несколько отклонен в сторону работающих двигателей.

7.1.3 Полет без крена

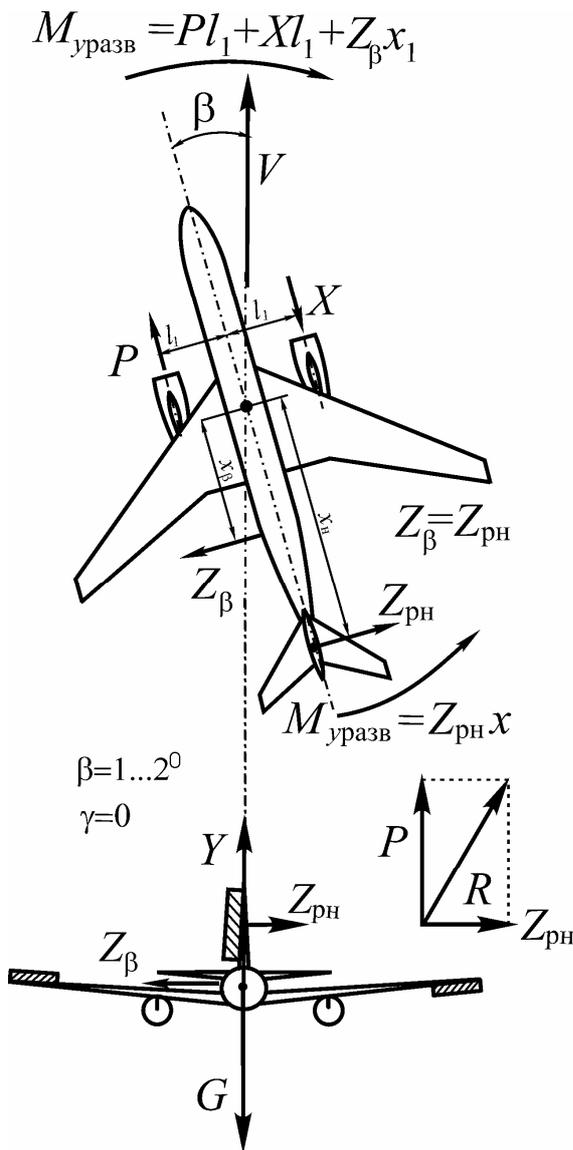


Рис. 28. Полет со скольжением без крена

Если при полете без скольжения дополнительно отклонить руль направления в сторону работающего двигателя, то момент боковой силы вертикального оперения $Z_{\text{рн}}x_{\text{н}}$ окажется больше разворачивающего момента несимметричной тяги $M_{\text{у разв}}$. Самолет разворачивается вокруг вертикальной оси в сторону работающего двигателя, создавая угол скольжения на полукрыло с отказавшим двигателем.

В результате скольжения возникает боковая сила фюзеляжа и оперения Z_β , которая создает момент $Z_\beta x_\beta$, противоположный по направлению моменту $Z_{\text{рн}}x_{\text{н}}$. При определенном угле скольжения β на полукрыло с отказавшим двигателем наступает боковое равновесие сил и их моментов при полете без крена. В этом случае момент вертикального оперения уравнивает разворачивающий момент несимметричной тяги и момент силы Z_β (при отказе правого двигателя), т.е.

$$Z_{\text{рн}}x_{\text{н}} = Pl_1 + Xl_1 + Z_\beta x_\beta.$$

В горизонтальном полете без крена подъемная сила Y уравнивает силу тяжести, сила тяги работающих двигателей P - силу лобового сопротивления самолета $X + X_\beta + X_{\text{дв}}$ (X_β - дополнительное сопротивление самолета, вы-

званное скольжением), а сила вертикального оперения $Z_{рн}$ уравнивается боковой силой Z_{β} , возникающей вследствие скольжения самолета на полукрыло с отказавшим двигателем (рис. 28).

Таким образом, боковое равновесие самолета без крена достигается при наличии незначительного скольжения на полукрыло с отказавшим двигателем. Если уменьшить тягу работающего двигателя, уменьшается разворачивающий момент несимметричной тяги. Боковое равновесие при полете без крена достигается при меньшем угле скольжения.

При выполнении горизонтального полета по приборам без крена указатель авиагоризонта показывает отсутствие крена, а шарик указателя скольжения находится в центре под действием своей силы тяжести.

Если в процессе разворота самолета с несимметричной тягой шарик указателя скольжения находится в центре, разворот происходит со скольжением на полукрыло с отказавшим двигателем независимо от стороны разворота.

7.1.4 Полет с креном и скольжением на полукрыло с работающим двигателем

Такой вид полета будет в том случае, когда момент руля направления $Z_{рн}x_n$ меньше разворачивающего момента несимметричной тяги. Это может иметь место при наличии большого разворачивающего момента несимметричной тяги (отказ двигателя на взлете, при уходе на второй круг), а также при недостаточном отклонении руля направления пилотом (отказ двигателя на малой скорости) (рис. 29).

Во всех случаях, когда момент руля направления $Z_{рн}x_n$ меньше разворачивающего момента несимметричной тяги, самолет продолжает разворачиваться вокруг оси OY в сторону отказавшего двигателя, создавая угол скольжения на полукрыло с работающими двигателями.

В процессе увеличения угла скольжения возникает боковая сила фюзеляжа и оперения Z_{β} , которая создает момент $Z_{\beta}x_{\beta}$, противоположный по направлению разворачивающему моменту несимметричной тяги. При определенном угле скольжения на полукрыло с работающим двигателем разворачивающий момент несимметричной тяги уравнивается суммой моментов боковой силы вертикального оперения $Z_{рн}x_n$ и моментом силы Z_{β} , возникающего вследствие скольжения $Z_{\beta}x_{\beta}$, т.е.: $Z_{рн}x_n + Z_{\beta}x_{\beta} = Pl_1 + Xl_1$ при отказе правого двигателя.

Для равновесия боковых сил необходимо создавать крен на полукрыло с работающим двигателем несколько больший, чем при полете без скольжения. При этом составляющая силы тяжести $G_2 = G \sin\gamma$ (горизонтальный полет) и $G_2 = G \sin\gamma \cos\theta$ (набор высоты, снижение) уравнивают сумму боковых сил $Z_{рн} + Z_{\beta}$, сила тяги работающих двигателей - силу лобового сопротив-

ления самолета $X + X_{\beta} + X_{дв}$, а подъемная сила Y - составляющую силы тяжести $G_1 = G \cos \gamma$.

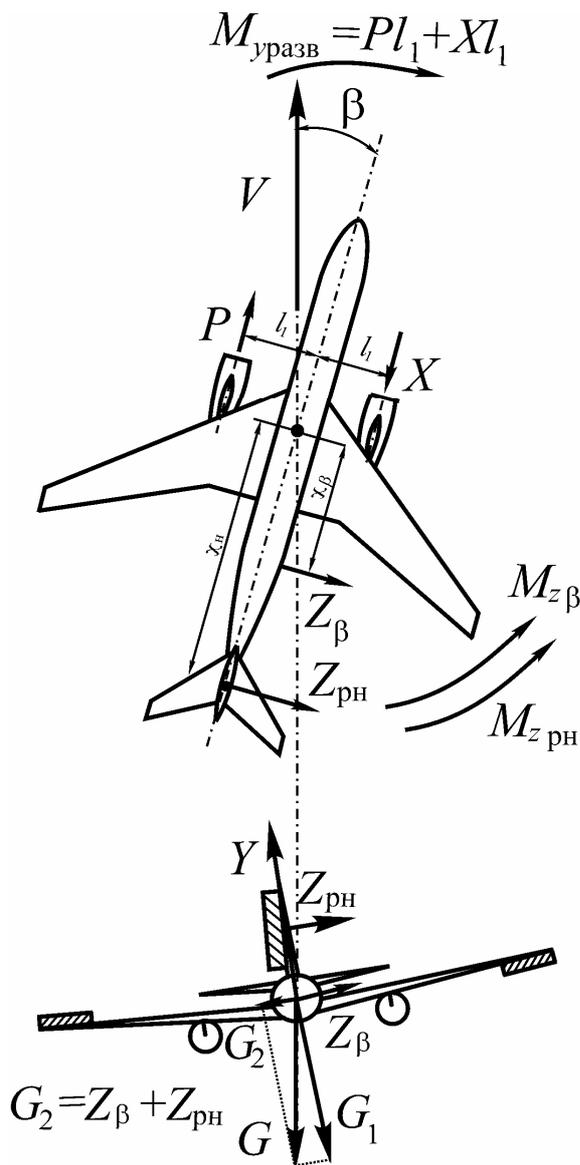


Рис. 29. Боковое равновесие самолета

Таким образом, боковое равновесие самолета достигается при наличии крена и скольжения на полукрыло с работающим двигателем (рис. 29). При полете с креном и скольжением в сторону полукрыла с работающим двигателем указатель авиагоризонта показывает величину угла крена, а шарик указателя скольжения под действием силы тяжести отклонен в сторону крена. В этом виде равновесия углы крена и скольжения на полукрыло с работающим двигателем при определенном разворачивающем моменте несимметричной тяги определяются силой $Z_{н}$, которая зависит от скорости полета и степени отклонения угла руля направления. Если момент $Z_{рн}x_{н}$ незначительно меньше разворачивающего момента несимметричной тяги, то создается небольшой угол скольжения на полукрыло с работающим двигателем, возникает небольшая сила Z_{β} , и требуется создать крен в сторону работающего двигателя незначительно больше, чем при полете без скольжения. За счет скольжения несколько увеличивается сопротивление самолета. В целом безопасность полета при этих условиях обеспечивается при наличии необходимой скорости.

При недостаточном отклонении руля направления, что является грубой ошибкой в технике пилотирования, момент силы вертикального оперения $Z_{рн}x_{н}$ значительно меньше разворачивающего момента несимметричной тяги. Самолет разворачивается в сторону отказавшего двигателя, угол скольжения и сила Z_{β} достигают большой величины. Для уравновешения боковых сил требуется сравнительно большой крен (более 3°) для создания большой $G_2 = G \sin \gamma$ (рис. 29). Сопротивление самолета при этих условиях равновесия значительно больше, чем при полете без скольжения. Это создает сложную обстановку для продолжения полета, особенно при стремлении пилота со-

хранить высоту. При незначительном отклонении руля направления, что также является грубейшей ошибкой в технике пилотирования, самолет продолжает энергично разворачиваться в сторону отказавшего двигателя (угол скольжения $\beta_{кр} = 15^\circ$), момент силы $Z_{рн}$ и Z_{β} не уравнивают разворачивающего момента несимметричной тяги, то при дальнейшем увеличении угла скольжения $Z_{рн}$ и Z_{β} даже при увеличении угла отклонения руля направления уменьшаются, что является особенно опасным. За счет увеличения угла скольжения кренящий момент самолета резко увеличивается и момент элеронов недостаточен для его уравновешения.

Таким образом, в результате выхода самолета на закритический угол скольжения самолет может потерять боковое равновесие, и наступит срыв. Признаком такого опасного состояния полета является то, что при полном отклонении элеронов самолет продолжает увеличивать крен. Предотвратить срыв самолета в этом случае можно только полным отклонением руля направления, дросселированием работающего двигателя с отжатию штурвала от себя.

Выводы

1. Таким образом, при отказе двигателя лобовое сопротивление самолета увеличивается за счет отклоненных органов управления, скольжения, сопротивления отказавшего двигателя. Кренение самолета развивается более энергично при отказе двигателя на малых скоростях. Отклонение руля направления при прочих равных условиях максимально при полете со скольжением без крена.

2. Полет без скольжения с незначительным креном на полукрыло с работающим двигателем обеспечивает наибольший запас тяги, т.к. сопротивление самолета минимально и почти равно сопротивлению в полете с нормально работающими двигателями. Этим видом полета следует пользоваться при отказе двигателя во всех элементах полета и особенно при взлете или наборе высоты, т.к. запас тяги максимальный (рис. 27).

3. При полете без крена с незначительным скольжением на полукрыло с отказавшим двигателем указатель авиагоризонта показывает отсутствие крена, а шарик указателя скольжения находится в центре. При таком положении этих приборов легко контролировать положение (равновесие) самолета в полете. Это особенно важно в полете по приборам. Отрицательной стороной этого вида полета следует считать наличие скольжения самолета и большой нагрузки на педалях управления рулем направления (рис. 28).

4. В третьем виде полета имеют место крен и скольжение. При больших углах скольжения и крена самолет имеет лобовое сопротивление, и техника пилотирования значительно усложняется (рис. 29).

Если момент вертикального оперения несколько больше, чем при полете без скольжения, но меньше, чем при полете без крена, равномерный и прямолинейный полет происходит с незначительным креном на полукрыло с работающим двигателем и незначительным скольжением на полукрыло с от-

казавшим двигателем. В этом виде полета угол крена меньше, чем при полете без скольжения, а угол скольжения меньше, чем при полете без крена.

7.1.4.1 Развороты с отказавшим двигателем

Развороты в полете при одном отказавшем двигателе должны выполняться координированно (без скольжения) с углом крена до 15° .

Если до ввода в разворот самолет был полностью сбалансирован по усилиям при отсутствии скольжения, техника выполнения и поведение самолета в процессе разворота практически не отличается от обычного разворота при симметричной тяге с таким же углом крена. Радиус разворота в сторону работающего двигателя несколько больше, т.к. эффективный угол крена самолета в этом случае несколько меньше.

Допустим, что равномерный и прямолинейный полет без скольжения происходит с креном 2° в сторону работающего двигателя. Следовательно, при развороте в сторону работающего двигателя с углом крена 15° эффективный угол крена составляет только 13° . При развороте в сторону отказавшего двигателя с креном 15° эффективный угол крена равен 17° .

Если до ввода в разворот самолет не сбалансирован по усилиям, разворот в сторону работающего двигателя более безопасный.

Координированный разворот в сторону отказавшего двигателя своеобразен по пилотированию. Для ввода в такой разворот необходимо уменьшить усилие в сторону работающего двигателя на штурвале управления элеронами и педалях управления рулем направления.

Учитывая особенности человеческого организма при (ощущении) измерении уменьшающихся усилий, может быть допущено излишнее их уменьшение, особенно на педалях управления рулем направления. Самолет в таком случае начинает резко разворачиваться в сторону отказавшего двигателя, создавая скольжение на полукрыло с работающим двигателем. При этом крен самолета увеличивается, на что пилот ошибочно реагирует поддержанием крена штурвалом. В этом случае скольжение продолжает нарастать с увеличением угла крена, а возможно и с уменьшением скорости.

Увеличение угла скольжения и крена создает срывную ситуацию в полете, о которой говорилось выше. Учитывая это, для обеспечения безопасности полета при выполнении разворотов с несимметричной тягой необходимо самолет еще в прямолинейном полете предварительно полностью сбалансировать по усилиям при положении без скольжения, а затем координированно ввести в разворот.

Если требуется выполнять небольшие довороты на самолете, не сбалансированном триммерами (что может иметь место при отказе двигателя на взлете, заходе на посадку, уходе на второй круг), то следует выполнять их с небольшими углами крена, используя для этой цели, в основном, штурвал управления элеронами. При небольших углах крена требуется небольшое отклонение руля направления, развороты происходят с незначительным скольжением.

Особенно опасно при выполнении разворотов даже небольшое уменьшение скорости, т.к. оно может послужить причиной срыва самолета.

При выполнении координированного разворота с небольшой потерей скорости уменьшается момент боковой силы вертикального оперения. У самолета развивается скольжение на полукрыло с работающим двигателем, увеличивается сопротивление. При попытке пилота сохранить высоту в процессе разворота происходит дальнейшее уменьшение скорости, увеличение угла скольжения и возможен срыв самолета. Учитывая это, скорость в процессе разворота следует выдерживать постоянной, а для большей безопасности - несколько увеличенной.

7.1.4.2 Крейсерский полет с неработающим двигателем

Отказ двигателя в полете вызывает ухудшение аэродинамических и летных характеристик самолета, усложняет пилотирование, требует повышенного внимания от пилота. При отказе двигателя самолет разворачивается, кренится в сторону отказавшего двигателя, теряет скорость и опускает носовую часть фюзеляжа, т.е. происходит нарушение равновесия самолета относительно координатных осей.

Задача пилота заключается в том, чтобы вновь обеспечить равновесие сил и моментов на самолете. Накренение самолета Ту-204-120 при отказе двигателя развивается медленно и не создает аварийной ситуации, если пилот по каким-то причинам не вмешивается в управление самолетом в течение 5 с.

Испытания показали, что за 5 с крен при различных режимах работы двигателя достигает:

$\gamma = 15^\circ$, $V_{пр} = 300$ км/ч, $\delta_3 = 18^\circ$ - при взлетном;

$\gamma = 10^\circ$, $V_{пр} = 400$ км/ч, $\delta_3 = 0^\circ$ - при номинальном;

$\gamma = 8^\circ$, $V_{пр} = 260$ км/ч, $\delta_3 = 37^\circ$ - при номинальном.

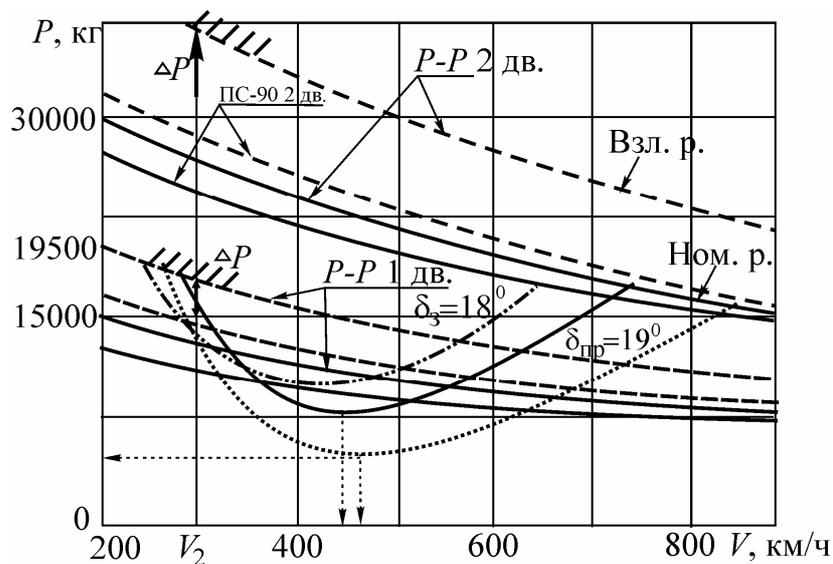


Рис. 30. Кривые Н.Е. Жуковского на различных этапах полета

Аэродинамические характеристики при отказе двигателя ухудшаются: C_y - уменьшается незначительно за счет скольжения самолета, C_x - увеличивается вследствие скольжения самолета, сопротивления отказавшего двигателя, отклонения рулей при балансировке самолета и вынужденного увеличения угла атаки - качество ухудшается. Летные характеристики самолета ухудшаются вследствие уменьшения располагаемой тяги и увеличения потребной за счет роста C_x (рис. 30, 31).

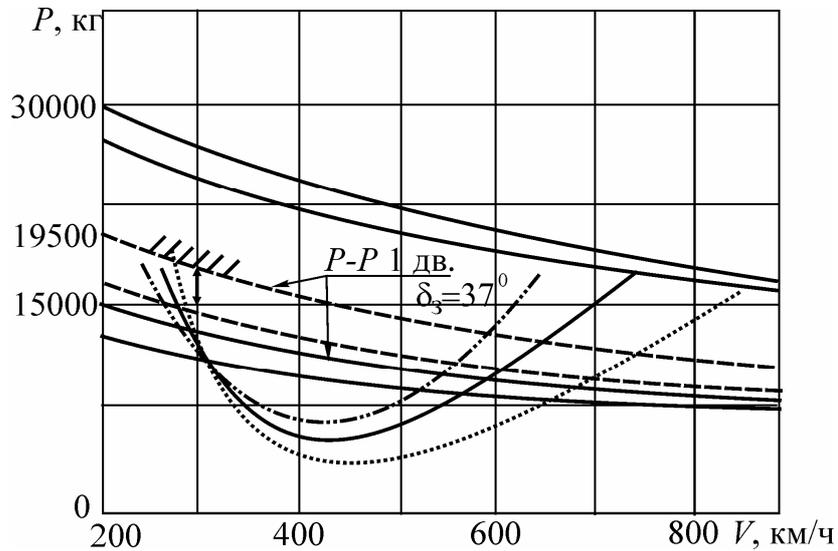


Рис. 31. Кривые Н.Е. Жуковского на различных этапах полета

7.2 Отказ одного двигателя при выполнении различных элементов полета

Отказ одного двигателя на взлете

При отказе или неисправности двигателя, проявившейся до достижения скорости V_1 , взлет прекратить. Для торможения самолета необходимо использовать тормоза, интерцепторы, а также реверс тяги исправно работающего двигателя при скорости более 150 км/ч. Применение реверса тяги на скорости менее 120 км/ч допускается лишь в случае крайней необходимости. Дистанция прерванного взлета 2500...3000 м. При массе самолета 103 т: $V_R = 245$ км/ч; $V_2 = 280$ км/ч; $V_3 = 350$ км/ч; $V_4 = 380$ км/ч. Если отказ двигателя произошел после отрыва, то самолет обладает летными данными, позволяющими продолжать взлет с набором скорости и высоты, необходимой для захода на посадку на одном двигателе.

При отказе или неисправности двигателя на скорости более V_1 , взлет продолжается. Если отказ двигателя произошел на скорости менее V_2 , то выполнить разгон до V_2 и выдерживать эту скорость до высоты 120 м. Если отказ двигателя произошел на скорости V_{2n} , выдерживать эту скорость. На высоте 120 м перевести самолет в горизонтальный полет с разгоном до скорости V_3 . На скорости V_3 начать уборку механизации с дальнейшим разгоном до скорости V_4 .

Как видно из рис. 30 даже при отклоненных закрылках существует избыток тяги ΔP , который обеспечивает набор высоты 120 м с градиентом набора высоты не менее 2,4%. При заходе на посадку с одним отказавшим двигателем избыток тяги будет больше из-за меньшей массы самолета (рис. 31).

В процессе разгона в диапазоне скоростей 360...400 км/ч для выдерживания направления при полностью отклоненной педали крен достигает 7° в сторону работающего двигателя, а отклонение мини-штурвала составляет $1/3... 1/2$ от полного хода. Это объясняется тем, что руль направления на этих скоростях отклоняется всего на 6° . Поэтому, чтобы его хватило для балансировки разворачивающего момента, крен на работающий двигатель до 7° .

Набор высоты с одним отказавшим двигателем

При отказе одного двигателя в наборе высоты и необходимости продолжения набора выдерживать приборную скорость (450 км/ч) до высоты, зависящей от массы самолета. При взлетной массе самолета 103 т самолет имеет практический потолок около 5000 м. Установленная высота полета с одним отказавшим двигателем должна не менее чем на 400 м превышать максимальную высоту уровня местности. Набирать высоту с одним отказавшим двигателем необходимо с креном без скольжения.

Отказ одного двигателя в горизонтальном полете

При отказе одного двигателя в крейсерском полете необходимо уравновесить самолет без скольжения или без крена. Отказавший двигатель выключается, а работающий переводится на номинальный режим.

Потолки полета с одним отказавшим двигателем и массе 100 т равны 5000 м. При температуре $+30^\circ\text{C}$ потолок будет меньше на 2000 м. Следует помнить, что при выработке топлива полетный вес самолета уменьшается, а потолок увеличивается.

Снижение самолета

Снижение при работе одного двигателя выполнять на режиме малого газа с приборной скоростью 500 км/ч. На высоте не более 7000 м запустить ВСУ. При снижении с режимом "малый газ" с 11000 м с отклоненными интерцепторами самолет снижается 11 мин, проходит расстояние 100 км, расходует 60 кг топлива.

Посадка самолета с одним отказавшим двигателем

Заход на посадку с работающим двигателем при сбалансированном самолете практически выполняется так же, как и в обычных условиях. Если двигатель отказал до начала выпуска закрылков на 37° , то посадка выполняется с закрылками в положении 26° . При отказе двигателя после выпуска закрылков на 37° продолжить заход с закрылками 37° .

Контролируется полет по глиссаде, угол атаки $\approx 6^\circ$, скорость захода и вертикальная скорость снижения. Скорости на глиссаде указаны в табл. 8.

Таблица 8

Скорость самолета на глиссаде

Масса, т	90	85	80	75	70	65	60
Положение механизации	Скорость, км/ч						
$\delta_{пр}=0^\circ$ $\delta_3=0^\circ$	352	342	332	322	312	302	290
$\delta_{пр}=19^\circ$ $\delta_3=0^\circ$	300	290	280	270	260	255	245
$\delta_{пр}=19^\circ$ $\delta_3=18^\circ$	260	250	245	235	235	235	235
$\delta_{пр}=23^\circ$ $\delta_3=26^\circ$	250	240	235	235	235	235	235
$\delta_{пр}=23^\circ$ $\delta_3=37^\circ$	245	235	230	225	225	225	225

При массе самолета 80 т в горизонтальном полете со скоростью захода на посадку 340-330 км/ч с убранной механизацией при удалении 3000 м до точки выхода в глиссаду (ТВГ) установить рукоятку управления закрылками в положение 18° , ввести на пульте ПУ-56 значение скорости 245-250 км/ч.

Торможение до скорости захода с закрылками 18° завершается к ТВГ. В точке входа в глиссаду установить рукоятку "Шасси" в положение "Выпуск", после выпуска шасси установить рукоятку управления закрылками в положение 37° и ввести на ПУ-56 значение скорости в посадочной конфигурации 230-235 км/ч. Все эти действия завершить к высоте 200 м.

Посадку производить в режиме штурвального управления. На высоте 7...6 м начать выравнивание, не допуская выдерживания и взмывания. После создания посадочного положения перевести РУД на "Малый газ". После приземления ручку управления реверсом (РУР) перевести в положение "Пром. упор". Убедившись во включении реверса, плавно опустить переднюю опору, перевести РУР в положение "Макс. реверс". На скорости 120 км/ч перевести РУР в положение «Пром. упор», а на скорости 50 км/ч выключить.

Уход на второй круг

Минимальная высота ухода на второй круг 15 м, а при обледенении - 20 м. Режим работы двигателей при уходе на второй круг - взлетный. Закрылки установить в положение 18° . Скорость сохраняется равной скорости захода на посадку. Перегрузка вывода $n_y = 1,2$.

После появления положительной вертикальной скорости убрать шасси. После уборки шасси увеличить скорость до 320 км/ч и убрать закрылки. Просадка рассчитывается по формуле

$$\Delta H = \frac{V_y^2}{2g(n_y - 1)}$$

7.3 Полет с отказавшими двигателями

Скорость снижения при отказавших двигателях с высоты эшелона:

- на высотах более 10000 м - 450 км/ч;
- на высотах 10000-8000 м - 500 км/ч.

Потеря высоты при развороте на 180° с креном 25° составляет около 1000 м. При снижении не превышать $M_{\max \text{ э}} = 0,83$ и максимальную приборную скорость 580 км/ч.

Скорости снижения на высотах ниже 7000 м:

- при запуске двигателя от авторотации 550...570 км/ч;
- при запуске ВСУ - 500...550 км/ч.

Скорость снижения самолета с неработающими двигателями и с убранной механизацией до высоты 1500 м составляют 430...450 км/ч. Скорости снижения перед выпуском предкрылков 400 км/ч, перед выпуском закрылков 350 км/ч.

Скорость снижения при выпущенной механизации (предкрылки 23°, закрылки 18°) при массе 75...85 т равна 260 км/ч. При выпущенных предкрылках, закрылках и шасси вертикальная скорость 12... 14 м/с. На высоте 1200 м на скорости 400 км/ч выпускаются предкрылки на максимальный угол 23°. Скорость уменьшается до 350 км/ч и на высоте 700 м (удаление 4 км) выпускаются закрылки на 18°. На высоте не менее 500 м выпускаются шасси. Командир ВС изменением вертикальной скорости подводит самолет к высоте 150...200 м на удалении 1 км от предполагаемого места приземления. Посадочная скорость 220.. 230 км/ч.

8. Особые случаи полета

8.1 Характеристики прочности

Самолет Ту-204-120 спроектирован в соответствии с требованиями АП-25. По условиям прочности, а также характеристикам устойчивости и управляемости самолет имеет определенные летные ограничения.

Для самолета с убранными шасси и элементами механизации крыла установлены следующие ограничения скорости и числа M :

- наибольшая скорость для длительных режимов в эксплуатации на высотах до $H = 7000$ м равна 580 км/ч, скоростной напор $q = 1800$ кг/м, выше 7000 м максимальная приборная скорость - 550 км/ч. Это ограничение по прочности самолета;

- расчетная предельная скорость от земли до 7000 м равна $V_{\max \max} = 650$ км/ч, выше 7000 м равна 600 км/ч;

- максимальное эксплуатационное число $M_{\max \text{ э}} = 0,83$. Это ограниче-

ние по устойчивости и управляемости ЛА на высотах более 10000 м;

- расчетное предельное число $M_{\max \max} = 0,88$.

В процессе эксплуатации в зависимости от положения механизации нельзя превышать скорости полета:

- 375 км/ч при закрылках 18° , предкрылках 19° ;
- 375 км/ч при закрылках 18° , предкрылках 23° ;
- 355 км/ч при закрылках 26° , предкрылках 23° ;
- 300 км/ч при закрылках 37° , предкрылках 23° ;
- 420 км/ч при полете в зоне ожидания.

Прочность шасси обеспечивает взлет самолета Ту-204-120 с массой 103 т, максимальная посадочная масса самолета Ту-204-120 равна 88 т. В случае крайней необходимости допускается посадка самолета сразу после взлета с массой, превышающей максимальную посадочную вплоть до 103 т.

Максимальная путевая скорость:

- отрыв основных опор - 325 км/ч;
- касание основных опор - 315 км/ч;
- начало торможения на пробеге - 250 км/ч;
- начало торможения при прерванном взлете - 290 км/ч.

Максимальная скорость полета в процессе уборки и выпуска шасси - 360 км/ч.

Максимальная скорость с выпущенным шасси - 500 км/ч.

Максимальные и минимальные допустимые эксплуатационные перегрузки при маневре ограничиваются значениями:

- с убранной взлетно-посадочной механизацией:

$$n_{y \max \text{ доп}}^z = 2.0$$

$$n_{y \min \text{ доп}}^z = 0.1$$

- с выпущенной взлетно-посадочной механизацией:

$$n_{y \max \text{ доп}}^z = 1.6$$

$$n_{y \min \text{ доп}}^z = 0.2$$

Вывод самолета на перегрузки, превышающие $n_{y \max \text{ доп}}^z$, ограничивается ступенчатым возрастанием усилий на мини-штурвале.

8.1.1 Особенности полета в турбулентной атмосфере

При полете в неспокойной атмосфере на самолет действуют потоки воздуха (порывы ветра) различного направления. В общем случае порыв ветра может изменить угол атаки, угол скольжения и скорость набегающего потока. При изменении угла атаки, угла скольжения и скорости обтекания частей самолета изменяется величина, а возможно, и направление аэродинамических сил и их моментов, которые в свою очередь вызывают нарушение равновесия самолета и изменение величины перегрузки.

Направление порыва ветра в общем случае не совпадает с направлением движения самолета, поэтому вектор скорости порыва можно разложить на три составляющие:

U_y - вертикальная скорость порыва (восходящий или нисходящий);

U_x - горизонтальная скорость порыва (встречный или попутный);

U_z — боковая скорость порыва.

Горизонтальный порыв U_x вызывает изменение истинной скорости набегающего потока, а значит, изменяет величину подъемной силы и лобового сопротивления. Изменение Y и X небольшое, т.к. скорость горизонтального порыва в сравнении со скоростью современного транспортного самолета небольшая. Следовательно, такие порывы существенного влияния на равновесие самолета в полете не оказывают, а перегрузка изменяется на небольшую величину.

С точки зрения безопасности полета, наибольшее значение имеют вертикальные воздушные потоки - восходящие и нисходящие. Особенно большую опасность представляют восходящие боковые порывы ветра для самолета со стреловидным крылом при наличии задней центровки на больших высотах. В этом случае происходит значительное увеличение углов атаки при наличии кренящего момента, которое может привести к тряске самолета, боковой раскачке, а при несвоевременном действии пилота и к сваливанию самолета.

Кроме того, полет на малых углах атаки (большие приборные скорости) может сопровождаться большими перегрузками.

Перегрузки при полете в неспокойном воздухе

Пусть самолет совершает горизонтальный полет с углом атаки α , со скоростью V . Подъемная сила $Y_1 = C_{y1} S \rho V^2 / 2$ равна силе тяжести G , а перегрузка $n_y = Y_1 / G_1 = 1$.

При попадании самолета в восходящий поток к скорости набегающего потока V добавляется скорость восходящего потока U_y . В результате получается суммарная скорость W , которая по величине несколько больше V и направлена к ней под углом $\Delta\alpha$. Следовательно, угол атаки α_1 увеличится на $\Delta\alpha$ и станет $\alpha_2 = \alpha_1 + \Delta\alpha$. Увеличение угла атаки самолета вызовет увеличение подъемной силы до $Y_2 = Y_1 + \Delta Y$ и увеличение перегрузки до $n_{y2} = Y_2 / G_2 > 1$ (рис. 32).

Если скорость восходящего потока будет больше, то увеличение угла атаки, подъемной силы и перегрузки также будет большим.

Таким образом, вследствие увеличения угла атаки, вызванного восходящим потоком, подъемная сила и перегрузка увеличились. Если бы восходящий поток увеличил угол атаки самолета до критического, равного 22° , то подъемная сила и перегрузка достигли бы максимальных значений и были бы больше максимально допустимых.

Если полет в неспокойном воздухе происходит на малых скоростях (большие углы атаки), то прирост подъемной силы и перегрузки, вызванный увеличением угла атаки при восходящем потоке, будет меньшим.

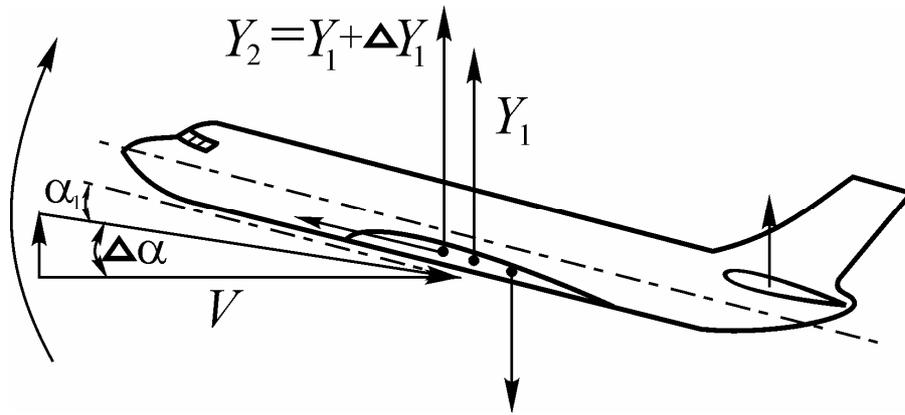


Рис. 32. Влияние турбулентности на характеристики ЛА

Следовательно, для уменьшения перегрузок, полет в неспокойном воздухе необходимо выполнять на меньших приборных скоростях, т.к. самолет Ту-204-120 имеет ограничения по перегрузке. Однако скорость должна быть не меньше наивыгоднейшей (для данной массы самолета). Величина допустимых (расчетных) перегрузок для самолета равна 2,0.

8.1.2 Особенности пилотирования самолета в неспокойном воздухе

Если полет самолета Ту-204-120 происходит в неспокойном воздухе на первом режиме при рекомендуемых центровках, то самолет достаточно хорошо устойчив и управляем.

При восходящем или нисходящем потоке угол атаки самолета изменяется, но под действием восстанавливающих и демпфирующих моментов, а также моментов рулей (при действии пилота) он восстанавливает нарушенное равновесие.

Если полет происходит на малых приборных скоростях (больших углах атаки) при задних центровках на большой высоте, то при попадании в восходящий поток самолет может выйти на углы атаки, близкие к критическим (рис. 32, рис. 33). Выход самолета на такие углы атаки сопровождается тряской, а при наличии боковых порывов возможна и боковая раскачка самолета.

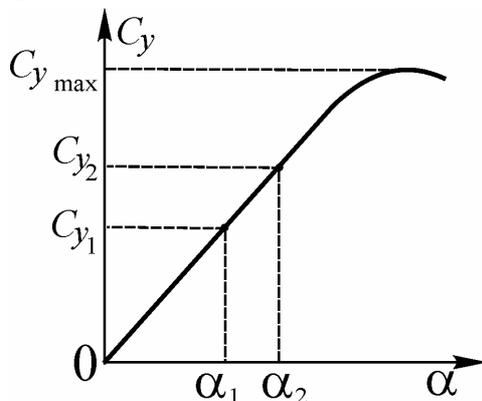


Рис. 33. Зависимость $C_y(\alpha)$

При выходе на большие углы атаки (близкие к критическим) у самолета появляется кабрирующий момент, под действием которого он может оказаться на закритических углах. Так как порывы ветра обычно, кроме вертикальной составляющей скорости U_y , имеют и боковую U_{z2} , то кроме кабрирующих моментов, на самолет будут действовать и кренящие. А это значит, что самолет, оказавшись на закритических углах, будет валиться на крыло (рис. 32).

Следовательно, для предотвращения выхода самолета на большие углы атаки полет в неспокойном воздухе нужно выполнять на углах атаки (приборных скоростях и числах M), при которых имеет место наибольший запас их до $\alpha_{кр}$.

Для оценки запаса углов атаки (запаса коэффициента C_y) рассмотрим кривые $C_{y\text{ потр}}$, потребные для горизонтального полета на различных высотах и кривую допустимых $C_{y\text{ доп}}$, которые равны C_y тряски самолета (рис. 34).

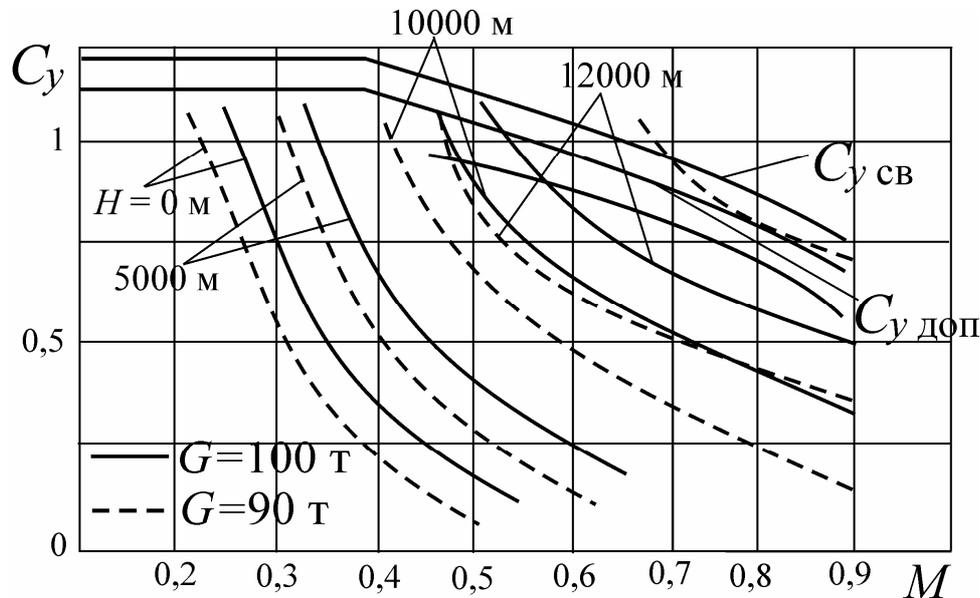


Рис. 34. Зависимости $C_y(M)$ на различных этапах полета

Кривая допустимых значений коэффициента C_y показывает те его наибольшие значения, при которых начинается тряска, и самолет еще имеет продольную и боковую устойчивость. Величина $C_{y\text{ доп}}$, в значительной степени зависит от числа M , причем при увеличении M значения $\alpha_{кр}$, $C_{y\text{ max}}$ и $C_{y\text{ доп}}$ значительно уменьшаются.

Каждая кривая потребных значений коэффициента C_y показывает те его значения, при которых происходит горизонтальный полет самолета с данной массой на заданной высоте. Величина коэффициента C_y , потребного для горизонтального полета, определяется по формуле

$$C_{y\text{ гп}} = \frac{2G}{S\rho a^2 M^2},$$

где $a^2 M^2 = V_{\text{гп}}^2$.

Если, таким образом, произвести вычисления коэффициента $C_{y\text{ гп}}$ для этих значений числа M при данных условиях, то получим таблицу потребных значений $C_{y\text{ гп}}$ для этих чисел M . На основании таблицы можно построить график, выражающий зависимость потребного C_y от числа M .

Аналогичные вычисления можно произвести и для других высот, а значит, и построить такие графики.

На рис. 34 приведены значения коэффициента C_y , потребные для горизонтального полета самолета с полетной массой 100 т. Из рисунка видно, что при увеличении числа M (скорости полета) на каждой высоте потребные значения коэффициента C_y (углов атаки) уменьшаются. При увеличении высоты полета, вследствие уменьшения плотности воздуха и скорости звука, потребные C_y (углы атаки) при каждом значении числа M увеличиваются.

Расстояние между кривой допустимых значений C_y и каждой кривой погребных C_y выражает запас по коэффициенту (по углам атаки) на данной высоте полета. Если запас по C_y большой, то для выхода самолета на большие углы атаки требуется более значительное их увеличение. А это значит, что при полете в неспокойном воздухе существует меньшая вероятность выхода самолета на $C_{y \text{ доп}}$ и $C_{y \text{ max}}$ (C_y сваливания).

На малых высотах наибольший запас по C_y существует при величинах числа $M = 0,5 \dots 0,7$. С поднятием на большие высоты запас по C_y значительно уменьшается, поэтому самолет может выйти на $C_{y \text{ доп}}$ при меньших вертикальных порывах. На высоте 11000 м наибольший запас по C_y будет при величинах числа $M = 0,75 \dots 0,78$.

Например, на высоте 11000 м горизонтальный полет при $M = 0,51$ осуществляется на $C_{y \text{ доп}}$, т.е. при незначительном восходящем потоке самолет может выйти на $C_{y \text{ срыва}}$. Величина запаса по C_y в значительной степени зависит от полетной массы самолета. Так, при увеличении массы потребные значения C_y (угла атаки) на каждом значении числа M и высоте полета возрастают, а значит, запас по C_y (углу атаки) уменьшается.

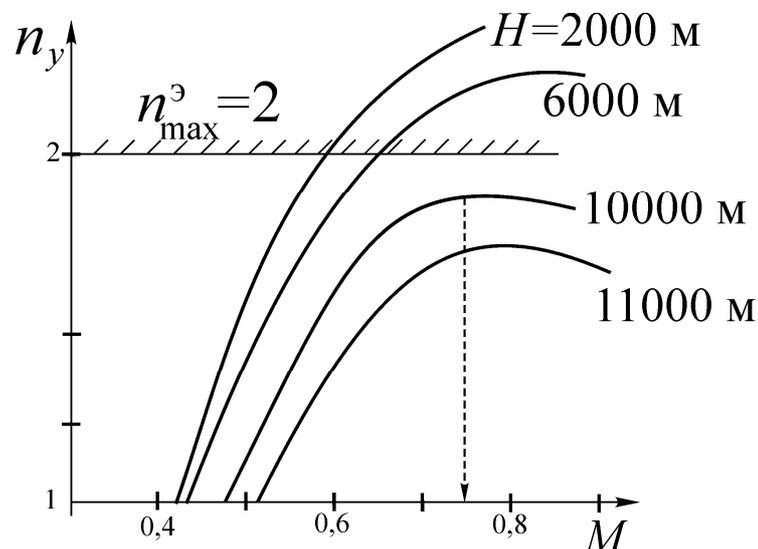


Рис. 35. Допустимые перегрузки на различных высотах полета

Запас по C_y можно учитывать при помощи перегрузки. При $C_{y \text{ потр}}$ происходит горизонтальный полет с перегрузкой $n_y = 1$. При выходе самолета на $C_{y \text{ доп}}$ подъемная сила и перегрузка n_y увеличивается пропорционально $C_{y \text{ доп}}$. Следовательно, допустимая перегрузка n_y будет выражаться так:

$$n_{y \text{ доп}} = \frac{C_{y \text{ доп}}}{C_{y \text{ гп}}},$$

где $C_{y \text{ гп}}$ – коэффициент подъемной силы, потребный для горизонтального полета. Значения допустимых перегрузок на различных высотах для полетных масс 100 и 80 т показаны на рис. 35.

Из этих графиков видно (наклонные кривые), что при большей высоте допустимые перегрузки меньше. На этих же графиках прямыми линиями показаны максимально допустимые перегрузки по прочности $n_{y \text{ max}}^3$. Точки пересечения графиков допустимой перегрузки по прочности и допустимых перегрузок по тряске показывают, что в момент выхода самолета на перегрузку, допустимую по тряске, самолет достигнет максимально допустимой перегрузки по прочности. На высоте более 8000 м самолет, достигнув максимально допустимую перегрузку по тряске, еще не достигнет максимально допустимой перегрузки по прочности. На высотах не менее 8000 м самолет имеет ограничения перегрузки по прочности на больших приборных скоростях полета. Наиболее благоприятными для полета являются высоты около 9000 м.

Для обеспечения безопасности полет в беспокойном воздухе следует выполнять на скорости по прибору, соответствующей числу $M = 0,75 \dots 0,78$, но не более 500 км/ч. Минимально допустимой приборной скоростью должна быть скорость, равная 400 км/ч.

При таком ограничении полета по числу M и приборной скорости обеспечивается наибольший запас по C_y (перегрузке), а значит, что на углы атаки тряски и срыва самолет может выйти при более значительных порывах ветра. Ограничения по приборной скорости предотвращают перегрузки в полете более максимально допустимых по прочности.

Наряду с этим следует также отметить, что при большой массе самолета полет необходимо выполнять на меньшей высоте для обеспечения достаточного запаса по C_y . В РЛЭ приведены ограничения высоты полета и минимально допустимой скорости в зависимости от полетной массы.

При выполнении полета в турбулентной атмосфере необходимо помнить следующее:

1. В случае непроизвольного выхода самолета на режим тряски (что может иметь место при воздействии мощного вертикального порыва) следует немедленно и энергично отдать штурвал от себя за нейтральное положение, в результате чего самолет практически без запаздывания уменьшит угол атаки и тряска прекратится.

2. Если при выходе самолета на режим тряски возникло резкое кабрирование или сваливание на крыло (последнее возможно при запоздалом вмешательстве пилота в управление), следует, не изменяя режима работы двигателей, немедленно и энергично полностью отклонить штурвал от себя и удерживать его в этом положении до момента выхода самолета на досрывные углы атаки, что определяется по прекращению тряски. Элероны и руль направле-

ния при наличии тряски следует удерживать нейтрально, независимо от величины угла крена.

После прекращения тряски и опускания носовой части фюзеляжа во избежание возникновения отрицательной перегрузки следует плавно вернуть колонку штурвала в положение, примерно соответствующее горизонтальному полету на крейсерской скорости. Одновременно необходимо вывести самолет из крена элеронами, а при значениях числа M менее 0,8 и рулем направления. При достижении скорости 360...400 км/ч по прибору на планировании без крена произвести плавный перевод самолета в режим горизонтального полета, не допуская повторного выхода на тряску, и следить, чтобы при этом на больших высотах значение числа M не превышало 0,8, а на высотах ниже 6000 м скорость по прибору не была бы более 580 км/ч.

3. В случае, если полное отклонение колонки штурвала от себя не приведет к прекращению кабрирования и тряски самолета, проверить перестановку стабилизатора.

4. При резком снижении самолета, вызванном мощным нисходящим потоком, необходимо удержать самолет в горизонтальном положении и, не препятствуя снижению, перевести самолет на кабрирование. В этом случае необходимо также следить за скоростью, не допуская большого отклонения ее от скорости установившегося режима.

8.2 Влияние сдвига ветра на взлет и посадку

Сдвиг ветра - это разность скоростей ветра в двух точках пространства, отнесенная к расстоянию между ними или проще - это изменение направления и скорости ветра в атмосфере на очень небольшом расстоянии (рис. 36).

Влияние сдвига ветра на полет воздушного судна заключается в следующем. Ввиду значительной массы (80-100 т) самолет обладает большой инерцией, которая препятствует быстрому изменению его путевой скорости, в то время, как приборная (воздушная) скорость, изменяется соответственно изменению ветра. Изменение приборной скорости происходит в течение периода времени, недостаточного для соответственного изменения путевой скорости. В результате изменения приборной скорости соответственно увеличивается или уменьшается подъемная сила крыла, и самолет отклоняется вниз или вверх от заданной линии полета. Восстановление приборной скорости, уменьшающейся вследствие изменения скорости ветра, без перевода двигателей на другой режим работы или перевода самолета на снижение, требует значительного времени.

При наличии достаточных запасов по высоте и скорости полета самолет без вмешательства пилота может восстанавливать режим полета, нарушенный изменением скорости или направлением ветра.

Другое дело - встреча со сдвигом ветра на малой высоте при выполнении захода на посадку. В этом случае экипаж самолета связан ограниченными

ми запасами по высоте и скорости, а также приемистостью двигателя и дефицитом времени. Наибольшую опасность представляет вертикальный сдвиг ветра, когда самолет в посадочной конфигурации находится на глиссаде.

Как видно из рис. 36, в слое воздуха выше линии раздела наблюдается встречный ветер со скоростью 40 км/ч, ниже этой линии скорость ветра резко уменьшается до 10 км/ч, а у земли равна нулю (штиль). В точке "А" на самолет действует встречный ветер 40 км/ч, приборная скорость самолета в этой точке составляет 240 км/ч, а путевая соответственно 200 км/ч. При дальнейшем снижении самолета по глиссаде в точке "В" происходит резкое уменьшение скорости ветра. Приборная скорость самолета в этой точке резко уменьшается на величину изменения встречного ветра и становится равной 200 км/ч. Чтобы сохранить приборную скорость и положение на глиссаде необходимо мгновенно увеличить путевую скорость самолета на 40 км/ч (т.е. на величину уменьшения встречного ветра). Однако вследствие инерции самолета на это требуется значительное время. Временное уменьшение приборной скорости вызывает резкое уменьшение подъемной силы Y , отклонение самолета вниз от глиссады и посадку - до полосы.

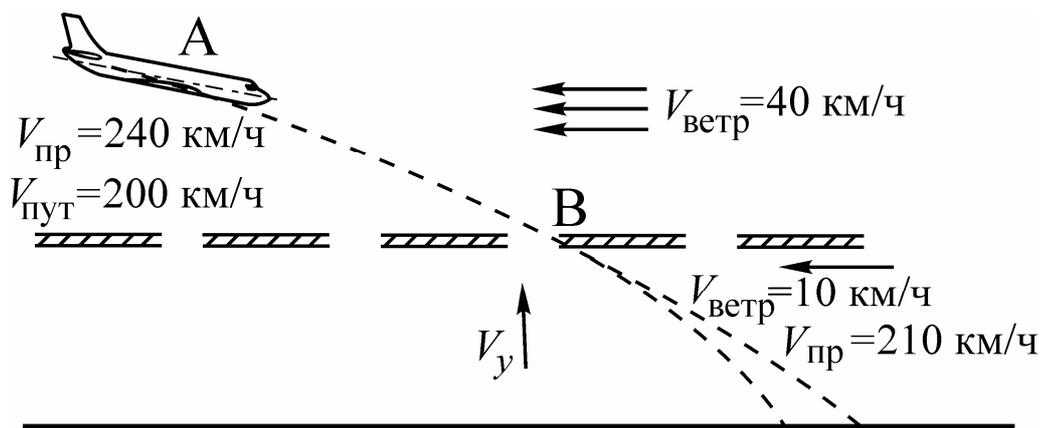


Рис. 36. Сдвиг ветра

При увеличении встречной составляющей скорости ветра происходит обратная картина - приборная скорость увеличивается и самолет отклоняется вверх от глиссады. Сдвиг ветра может наблюдаться на любой высоте. Реальную опасность представляет даже умеренный сдвиг ветра на малой высоте, при взлете и заходе на посадку, когда у самолета сокращаются запасы по высоте и скорости.

8.3 Характерные признаки особого случая в полете (сдвиг ветра)

Хорошее знание метеорологических условий, вызывающих возникновение сдвига ветра, является безусловной необходимостью для командира ВС. Кроме того, он должен быть осведомлен о летных характеристиках самолета. Его память должна постоянно хранить знания о тех положениях по тангажу и величинах тяги, которые требуются при выполнении обычных заходов на по-

садку. Отклонения указанных величин от нормальных подтверждают тот факт, что имеет место сдвиг ветра. Угол атаки необходимо держать $6...7^\circ$, угол тангажа – $1...2^\circ$.

Превышение величин угла тангажа и тяги свидетельствует о том, что заход на посадку выполняется при встречной составляющей. Снижение, величин угла тангажа и тяги указывает на присутствие попутного ветра. Следует иметь в виду, что эти определения основываются на известной глиссаде снижения или на контрольных ориентирах.

Скорости снижения при полете по неизменной наклонной траектории или по глиссаде являются функциями путевой скорости. При заходе на посадку, выполняемом в условиях встречной составляющей, вызывающей уменьшение путевой скорости, требуется увеличение тяги и угла тангажа. Скорость снижения при этом будет уменьшаться.

Рекомендации по выполнению взлета

Экипаж воздушного судна во время предполетной подготовки должен быть информирован о фактическом ветре у земли, на высоте 100 м и на высоте круга, по этим данным надо оценить характер и величину сдвига ветра.

Если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше, чем на высоте 100 м и на высоте аэродромного круга полетов, взлет и набор высоты выполняются как обычно. А если встречная составляющая больше, чем на высоте, или на высоте ветер переходит на попутный, взлетное положение закрылков следует сохранять до высоты не менее 200 м.

Если встречная составляющая скорости ветра на высоте 100 м по своей величине на 10 м/с и более меньше, чем у земли, следует перенести вылет до ослабления сдвига ветра.

Рекомендации по выполнению посадки

Перед заходом на посадку командир ВС должен сравнить информацию о ветре у земли с информацией о ветре на высоте круга, на высоте 100 м и оценить величину и характер возможного сдвига ветра.

При сдвиге ветра менее 6 м/с на 100 м высоты заход на посадку выполнять на режимах, рекомендованных РЛЭ самолета для обычных условий.

При сдвиге ветра 6 м/с и более на 100 м высоты, если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше, чем на высоте, необходимо соответствующим увеличением режима работы двигателей повысить приборную скорость на $10...15$ км/ч по сравнению с рекомендованной РЛЭ для обычных условий и выдерживать рекомендованные скорости в процессе захода на посадку. Этот запас скорости необходим для компенсации ее уменьшения под влиянием сдвига ветра.

Если требуется ряд последовательных увеличений режима работы двигателей, что свидетельствует о наличии существенного сдвига ветра, следует увеличить приборную скорость на $15...20$ км/ч по сравнению с обычной в пределах ограничений для данного самолета.

Если для выдерживания рекомендованной скорости требуется ряд последовательных увеличений режима работы двигателей, это свидетельствует о наличии существенного сдвига ветра.

Если созданный запас скорости окажется исчерпанным, несмотря на увеличенный до номинального режим работы двигателей, необходимо установить взлетный режим и выполнить уход на второй круг.

При попадании подготовленного к выполнению посадки самолета (на глиссаде) в нисходящий воздушный поток, приводящий к превышению установленной вертикальной скорости снижения по вариометру больше, чем на 2,5 м/с, командир ВС обязан установить двигателям взлетный режим и выполнить уход на второй круг.

Может представлять опасность для захода на посадку встречная составляющая ветра у земли, если она на 15 м/с больше (меньше), чем на высоте 100 м.

При рассмотрении встречного сдвига ветра (когда встречный ветер резко уменьшается) возможны три случая:

- 1) самолет попадает в сдвиг ветра на высотах более 200 м. В этом случае, благодаря вмешательству пилота, самолет вписывается в глиссаду;
- 2) при исчезновении встречного ветра на высоте 100 м самолет садится с перелетом;
- 3) при исчезновении встречного ветра на высоте 60 м самолет садится с недолетом.

Особенно большую опасность представляет для полета самолета на глиссаде совпадение нисходящего порыва ветра и возникновение значительной попутной составляющей или исчезновение встречной составляющей горизонтального порыва.

Поэтому для самолета, имеющего большую посадочную массу, малое аэродинамическое качество на глиссаде из-за отклоненных на большие углы закрылков и предкрылков ($37^\circ/35^\circ$), имеющего на глиссаде большой режим двигателей и малый избыток тяги, экипажу важно вовремя распознавать попадание в сдвиг ветра.

8.4 Полет в условиях обледенения

Обледенение самолета обычно происходит при полете в облаках, мокром снеге, переохлажденном дожде, тумане и мороси, а также в условиях повышенной влажности воздуха как при отрицательных, так и при небольших положительных температурах наружного воздуха. Обледенению подвергаются крыло, хвостовое оперение, воздухозаборники двигателей, стекла фонаря и другие выступающие детали на поверхности самолета.

Интенсивность обледенения обычно характеризуется толщиной образующегося за одну минуту льда и колеблется от нескольких сотых миллиметра до 5...7 мм/мин. Наблюдались случаи обледенения с интенсивностью до 25 мм/мин.

Форма ледяных наростов и интенсивность их образования в основном определяются метеорологическими условиями, но в значительной степени также зависят от формы деталей самолета и скорости полета. Причем, с увеличением скорости (до определенной) интенсивность обледенения возрастает, т.к. за единицу времени к единице поверхности самолета подходит большее количество переохлажденных капель воды, находящихся в воздушном потоке. Так, например, при полете в одних и тех же метеорологических условиях на скорости 300 км/ч наблюдалась интенсивность обледенения 1-1,5 мм/мин, а на скорости 500 км/ч она достигла величины 3-3,5 мм/мин.

При малых скоростях полета отложение льда обычно происходит на передних кромках деталей самолета. Особую опасность для полета вызывает обледенение передних кромок крыла, стабилизатора, киля и воздухозаборников двигателей.

При больших скоростях вследствие адиабатического сжатия и трения воздуха в пограничном слое потока значительно повышается температура поверхности самолета. Вследствие этого, интенсивность обледенения и температура воздуха, в которой оно возможно, уменьшаются. Кроме того, изменяется форма ледяных наростов и их расположение на поверхности самолета. Наибольшему нагреву подвергается передняя кромка крыла, стабилизатора и киля, точнее - их критическая линия, на которой происходит полное затормаживание потока.

При полете в облаках (в условиях обледенения) нагрев несколько меньше, т.к. происходит некоторая потеря тепла вследствие испарения капельной влаги. По мере удаления от критической линии к задней кромке профиля температура постепенно понижается, а это значит, что на передней кромке крыла температура может быть положительной, в то время как на задней части она отрицательная. При таком характере изменения температуры по крылу переохлажденные капли воды на передней кромке нагреваются, лед не образуется. Перемещаясь по направлению течения пограничного слоя, вода постепенно охлаждается и в определенном месте на поверхности крыла замерзает. Такой вид обледенения на самолете Ту-204-120 не зарегистрирован. Но на дозвуковых самолетах аналогичной формы (только сравнительно меньших размеров) подобный вид обледенения встречается.

Учитывая нагрев в точках торможения потока и в пограничном слое, можно сделать вывод, что обледенение скоростных самолетов происходит при более низких температурах. Причем, на больших скоростях температура вероятного обледенения ниже.

8.5 Изменение аэродинамических и летно-технических характеристик обледеневшего самолета

При обледенении значительно нарушается плавность обтекания крыла, горизонтального и вертикального оперения. Наиболее значительно ухудшается обтекание профилей в случае обледенения первого вида, при котором

уже на передней кромке у роогообразных ледяных выступов происходит интенсивное вихреобразование. Такой вид ледяных наростов может иметь место у самолета Ту-204-120 при полете на малых скоростях в зоне с очень интенсивным обледенением или при неработающей противообледенительной системе (ПОС).

Нарушение плавности обтекания вызывает значительное перераспределение давления по профилю и изменяет величину сил трения. Вследствие этого коэффициент C_y уменьшается, C_x возрастает, а аэродинамическое качество самолета резко уменьшается. Критический угол атаки крыла и оперения, а также $C_{y \max}$ и $C_{y \text{ доп}} = C_{y \text{ тряс}}$ уменьшаются. Так, например, при обледенении первого вида при средней толщине льда 16-17 мм C_x увеличивается на 60-70% (при $C_y = 0,8 \dots 0,85$). Такое изменение аэродинамических характеристик самолета вызывает ухудшение летных характеристик на всех этапах полета.

Скорость и тяга, требуемые для горизонтального полета, возрастают вследствие уменьшения C_y , увеличения C_x и падения аэродинамического качества самолета. В случае обледенения воздухозаборников двигателей возможно падение тяги силовой установки, а также повреждение двигателей. Увеличение требуемой тяги и некоторое уменьшение располагаемой тяги вызывает уменьшение запаса тяги. Минимальная и минимально допустимая скорости горизонтального полета увеличиваются, а максимальная, максимально допустимая скорости и число M уменьшаются. Диапазон скоростей, практический потолок, скороподъемность и угол подъема самолета уменьшаются. Причем, при более сильном обледенении аэродинамические и летные характеристики самолета ухудшаются более значительно.

Изменение абсолютных величин скорости в зависимости от обледенения показано в табл. 9.

Таблица 9

Изменение скоростей в зависимости от обледенения

$V_{\text{необлед}}, \text{ км/ч}$	400	500	600	700
$V_{\text{облед}} = 0,91 V_{\text{необлед}}, \text{ км/ч}$	364	455	546	637
Уменьшение скорости полета, км/ч	36	45	54	63

В нашем примере рассмотрено изменение скорости полета при одновременном и полном обледенении крыла и оперения.

При включенной ПОС защищаемые участки крыла и оперения будут подвергаться обледенению неодновременно, а это значит, что изменение скорости в этом случае будет значительно меньшим.

Нарушение плавности обтекания крыла и хвостового оперения значительно уменьшает диапазон центровок, при которых возможно обеспечить устойчивое продольное равновесие, а также вызывает ухудшение и боковой устойчивости самолета. Значительно ухудшается эффективность рулей (ухудшается управляемость самолета).

8.6 Рекомендации при полете в условиях обледенения

Для обеспечения безопасности следует перед вылетом тщательно изучить метеообстановку на трассе, особенно в районе аэродромов взлета и посадки, учитывая, что большинство случаев обледенения самолетов наблюдается на меньших высотах (менее 5000 м). Обледенение самолета на больших высотах полета встречается редко, но возможно в любое время года.

При интенсивном обледенении полет производить запрещается в связи с возможным повреждением двигателей, а также значительным ухудшением летных характеристик самолета.

Взлет на обледеневшем самолете производить запрещается, т.к. вследствие ухудшения обтекания значительно увеличивается потребная скорость отрыва и длина разбега, а нарушение устойчивости и управляемости не гарантирует безопасности взлета.

Набор высоты и горизонтальный полет в условиях обледенения при нормально действующих противообледенительных устройствах не имеет существенных отличий от нормального полета. Набор высоты при прохождении зон обледенения необходимо производить на номинальном режиме с максимальной вертикальной скоростью, которая может выдерживаться при наивыгоднейшей скорости набора высоты.

Эффективным средством защиты самолета от обледенения при температуре воздуха не ниже $-8...-10^{\circ}\text{C}$ является увеличение приборной скорости. Переход на повышенные скорости следует осуществлять в самом начале обледенения.

При температурах ниже $-8...-10^{\circ}\text{C}$ увеличивать скорость не следует, т.к. это может вызвать интенсивное обледенение самолета. Интенсивность обледенения в этом случае объясняется тем, что воздух, подвергаясь кинетическому нагреву, приобретает температуры, при которых наблюдается более интенсивное обледенение передней кромки или верхней поверхности крыла.

В случае отказа одного из двигателей при полете в условиях обледенения необходимо немедленно увеличить режим работающих двигателей и принять меры к выходу из зоны обледенения.

Учитывая ухудшение устойчивости и управляемости обледеневшего самолета в полете, особенно при снижении и посадке следует создавать центровку, близкую к рекомендуемой (23...24% САХ). При этой центровке самолет уравнивается (балансируется) почти при нейтральном положении руля высоты, а это значит, что запас по рулю высоты для обеспечения равновесия и управляемости наибольший.

Прохождение зоны обледенений на снижении следует производить с большей вертикальной скоростью, не допуская превышения числа M и приборной скорости.

Если посадка происходит на обледеневшем самолете, то посадочная скорость и длина пробега самолета будут большими. Для уменьшения длины пробега необходимо использовать систему нормального торможения, а в случае необходимости и систему аварийного торможения.

При стечении ряда обстоятельств возможен "клевок" - потеря самолетом продольной устойчивости и управляемости.

При "клевке" следует подать команду на уменьшение угла отклонения закрылков до 18° , взять штурвал на себя и увеличить режим работы двигателей до взлетного, вписаться в глиссаду или уйти на второй круг.

На всех этапах полета за 3-6 мин до входа в зону возможного обледенения включается ПОС двигателей в ручной режим управления.

При температуре наружного воздуха $+5^\circ\text{C}$ и ниже и наличии тумана, дождя, снегопада, мороси взлет выполняется с включенной ПОС воздухозаборников двигателей в режиме "РУЧН". Перевести переключатели "ОБОГРЕВ СТЕКЛА" в режим "СИЛЬНО".

При обледенении самолета уменьшается избыток тяги, а значит и угол набора и вертикальная скорость. Набор высоты и горизонтальный полет в условиях обледенения при нормально работающих ПОС не имеет существенных отличий от нормального полета. Набор высоты при прохождении зон обледенения необходимо производить на номинальном режиме с максимальной вертикальной скоростью, которая будет при наивыгоднейшей скорости набора.

В горизонтальном полете при срабатывании сигнализации обледенения:

- проверить включение ПОС воздухозаборников двигателей, индикацию на ИСО-1;
- перевести переключатели "ОБОГРЕВ СТЕКЛА" в положение "СИЛЬНО";
- перевести переключатели "ОБОГРЕВ СТЕКЛА" в положение "МАКС";
- вызвать на КИНО режим индикации с температурой наружного воздуха;
- контролировать температуру наружного воздуха и по ИСО-1 толщину льда;
- принять меры по выходу из зоны обледенения при достижении толщины льда по ИСО-1 более 30 мм.

При попадании в условия обледенения рекомендуется уменьшить высоту полета на 1000 м.

Прохождение зоны обледенения на снижении следует производить с большей вертикальной скоростью, не допуская превышения числа M и приборной скорости.

При срабатывании сигнализации обледенения "ОБЛЕДЕНЕНИЕ":

- проверить включение ПОС воздухозаборников;
- проверить включение индикации на ИСО-1;
- перевести переключатели "ОБОГРЕВ СТЕКЛА" в положение "СИЛЬНО";
- перевести переключатели "ОБОГРЕВ СТЕКЛА" в положение "МАКС";
- принять меры по выводу самолета из зоны обледенения при достижении толщины льда по ИСО-1 более 30 мм.

Если посадка происходит на обледеневшем самолете, то длина пробега будет больше. Для уменьшения длины пробега нужно использовать реверс тяги, интерцепторы, тормоза. При температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже и наличии облачности, тумана, дождя, мороси, снегопада:

- включить ПОС двигателей;
- проверить индикацию ИСО-1;
- обогреть стекла в положение "СИЛЬНО";
- на удалении 5 км до ТВГ в горизонтальном полете на скорости 410 км/ч установить ручку управления закрылками в положение 8° и затормозиться до скорости 350 км/ч, перевести двигатели на режим "МАЛЫЙ ГАЗ" или установить на ПУ-56 скорость 350 км/ч (при включенном режиме "СКОРОСТЬ");
- на скорости 350 км/ч установить ручку управления закрылками в положение 18° и затормозиться до скорости превышающей на 15 км/ч рекомендованное значение для нормального захода. Вход в глиссаду и выпуск шасси производить на этой же скорости. После выпуска шасси выпустить закрылки на 37° . Скорость на глиссаде - больше на 10 км/ч.

Литература

1. Бехтир В.П., Ефимова М.Г., Стариков Ю.Н., Ципенко В.Г. Динамика полета самолета Ту204-120.: Учебное пособие. – М.: МГТУГА, 2006.
2. Динамика полета транспортных летательных аппаратов. Под ред. Жукова А.Я. М.: Транспорт, 1996.