

Тема 6. Устойчивость и управляемость ВС

Основные понятия и определения

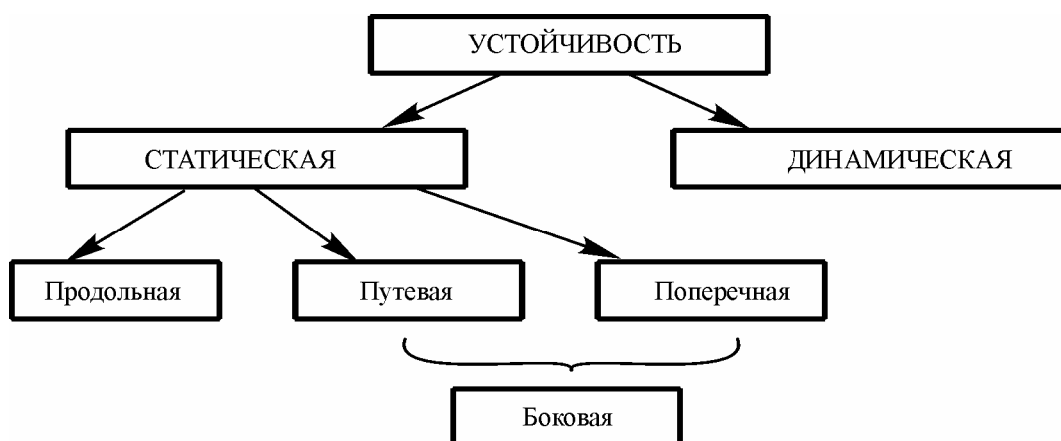
Движение самолета как твердого тела складывается из двух видов движения: перемещение центра масс ЛА в пространстве и вращение ЛА вокруг центра масс. При этом пользуются такими основными понятиями как равновесие, балансировка, устойчивость и управляемость.

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.

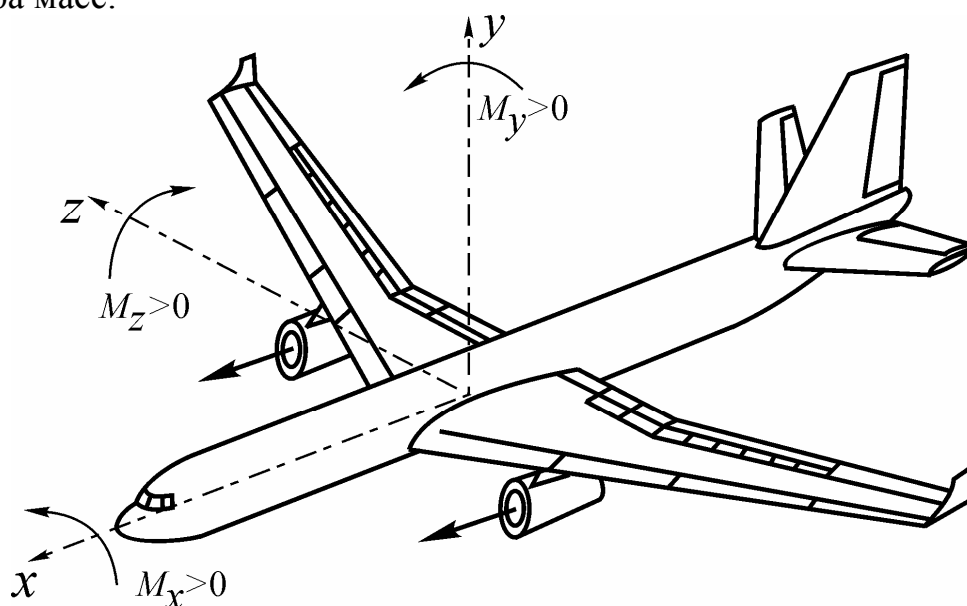


Рис. 9.1. Самолет в связанной системе координат

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. 9.1).

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.

Центровка самолета

Равновесие, устойчивость и управляемость ЛА могут быть обеспечены только при строго определенных положениях ц.м. самолета. Далее все понятия и определения мы будем рассматривать на примере конкретного самолета – Ту-204.

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.

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 достаточно хорошо устойчив и управляем во всех видах полета, если будет обеспечена следующая центровка (рис. 9.3):

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

Продольные равновесие, устойчивость и управляемость самолета

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

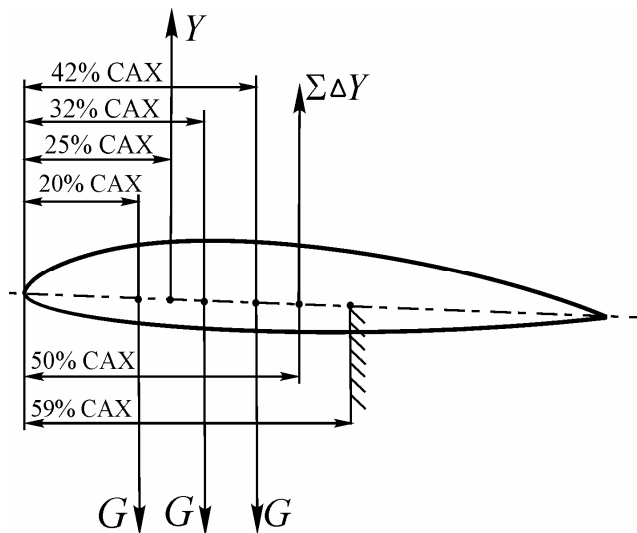


Рис. 9.3. Диапазон центровок самолета Ту-204

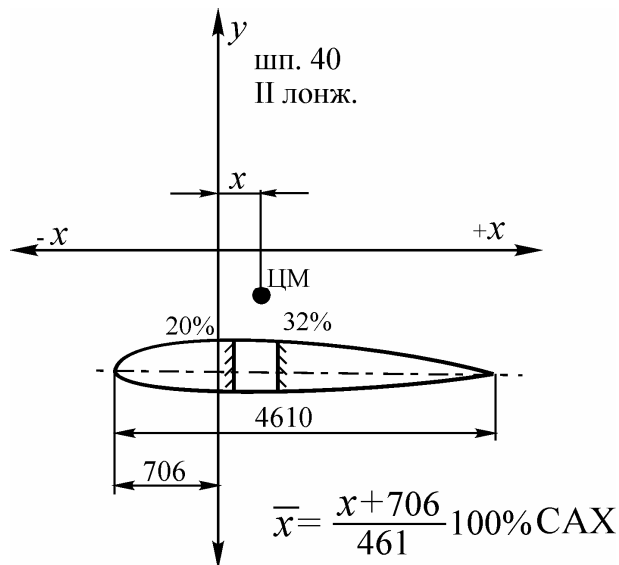


Рис. 9.4. размещение САХ относительно продольной и вертикальной осей

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

$$Y_1 - G - Y_2 = 0; \quad (10.1)$$

- условие полета с постоянной скоростью

$$P - X = 0; \quad (10.2)$$

- сумма моментов сил относительно оси OZ равна нулю

$$Y_2 x_2 - Y_1 x_1 = 0. \quad (10.3)$$

При наличии сравнительно большой задней центровки (рис. 10.1) подъемная сила крыла Y_1 создаст кабрирующий момент $Y_1 x_1$. Для его уравновешивания 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 $Y_2 x_2$.

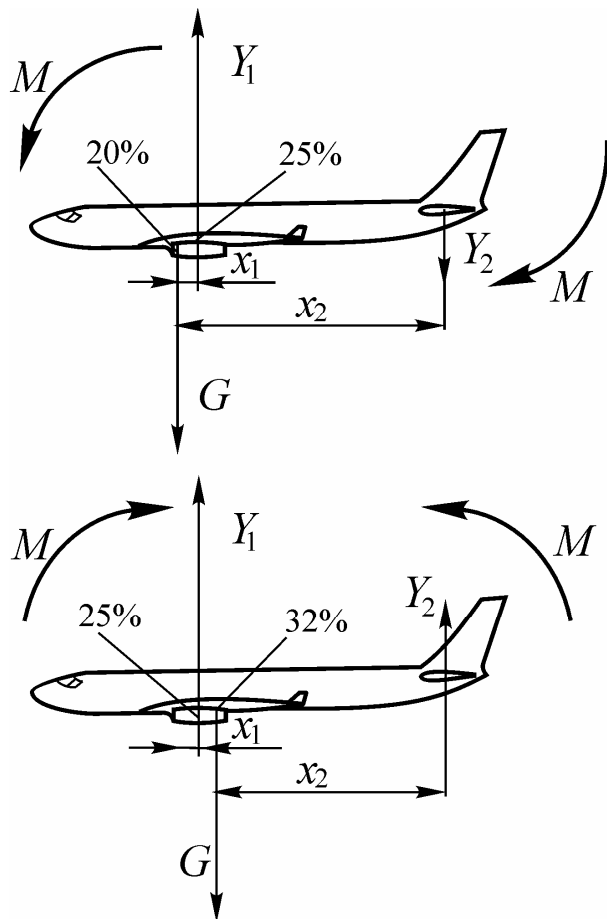


Рис. 10.1. Силы и моменты в крейсерском полете

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

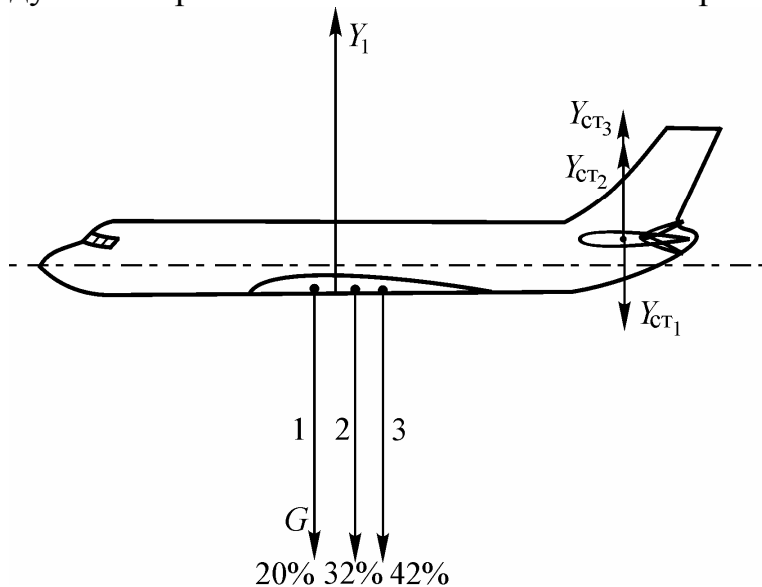


Рис. 10.2. Влияние задней центровки

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.

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.

Однако обеспечение равенства $Y_2x_2 = Y_1x_1$ потребует также уменьшения подъемной силы крыла Y_1 за счет уменьшения угла атаки.

На рис. 10.2 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 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. 10.3), 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.

1.1 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.

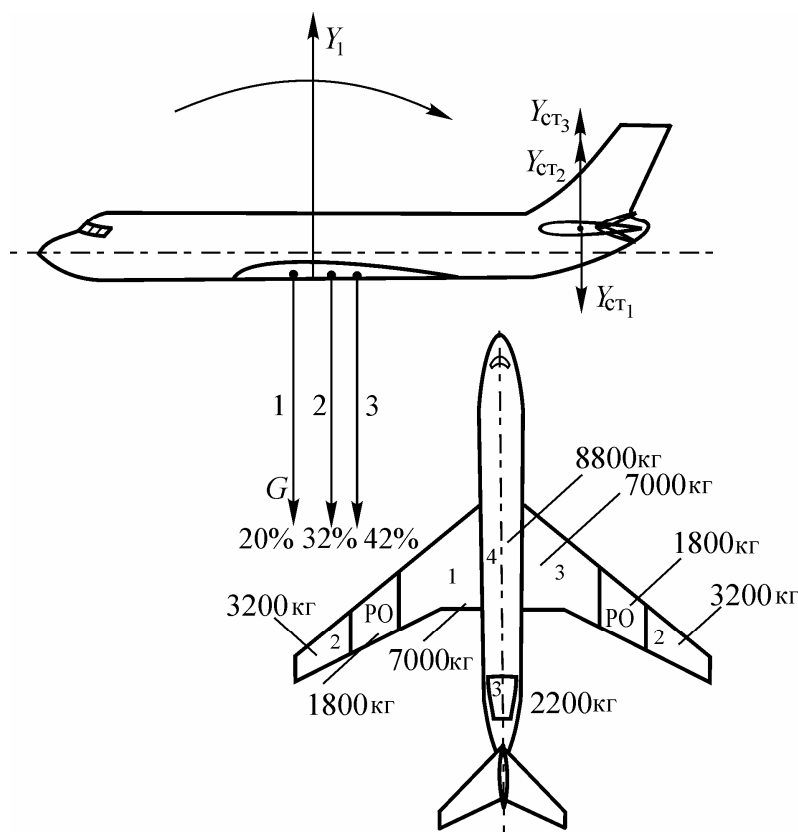


Рис. 10.3. Изменение центровок в полете

Если случайные возмущения изменяют угол атаки самолета, то это приведет к изменению подъемной силы и перегрузки в направлении этой силы $n_y = Y/G$. Поэтому продольную статическую устойчивость разделяют на устойчивость по перегрузке (способность самолета самостоятельно возвращаться на заданный угол атаки или к заданной перегрузке) и устойчивость по

скорости (способность сохранять заданную скорость полета при постоянной перегрузке).

1.1.1 Продольная статическая устойчивость по перегрузке

При изменении угла атаки крыла изменяется характер распределения давления по крылу, что приводит к изменению точки приложения подъемной силы, а, следовательно, и аэродинамического момента самолета. При увеличении угла атаки подъемная сила возрастает, но на крыле существует точка, момент относительно которой от подъемной силы не изменится. Эта точка называется фокусом (рис. 10.4).

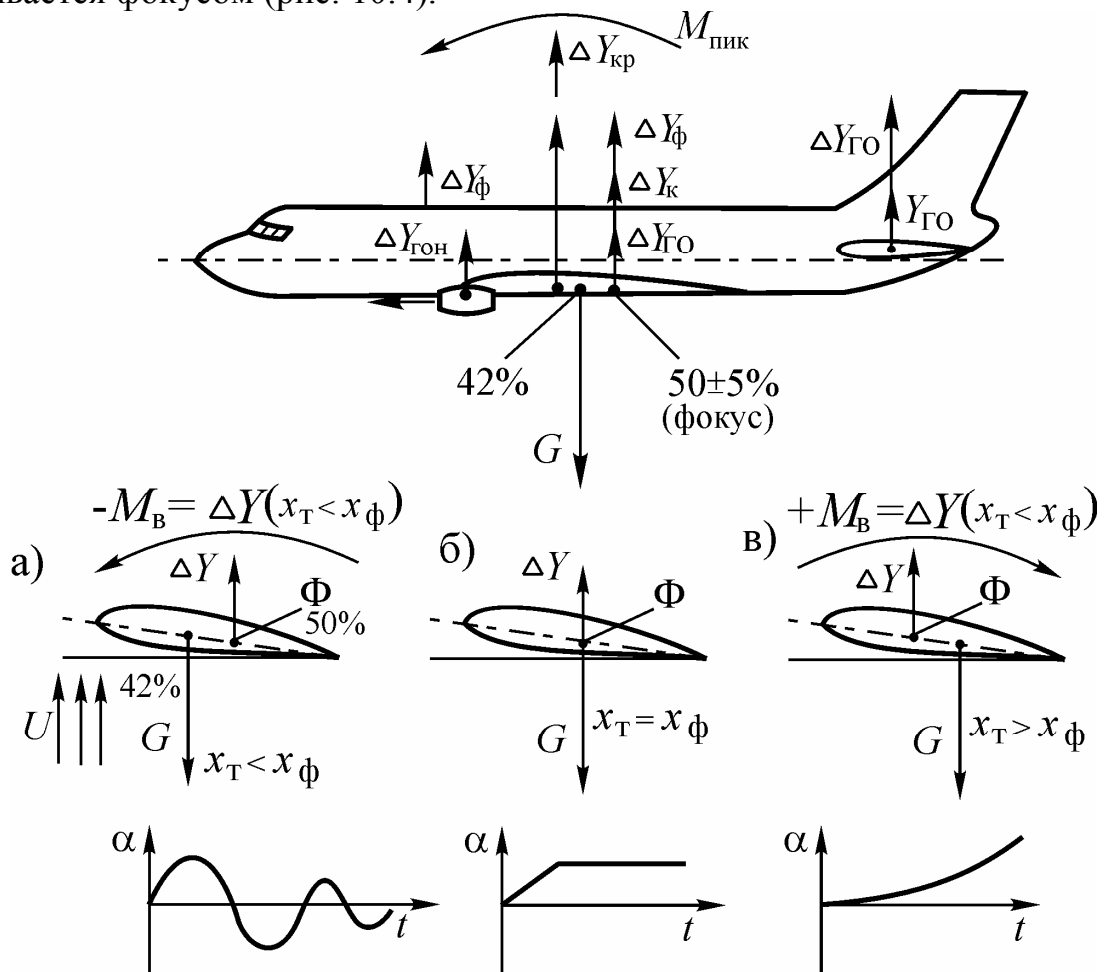


Рис. 10.4. Влияние положения точки фокуса на продольную статическую устойчивость ЛА

Момент относительно этой точки не изменится, потому что, несмотря на рост подъемной силы, уменьшится плечо от точки приложения этой силы до точки Ф, то есть точки момент относительно которой в диапазоне безотрывного обтекания остается величиной постоянной. Точка Ф 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 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. 10.4а). 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 , восстанавливающий 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. 10.4 б).

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. 10.4 в).

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. 10.5).

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:

$$m_z = \frac{2M_z}{\rho V^2 S b_a}. \quad (10.4)$$

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:

$$m_z^\alpha = \frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{c_{y2} - c_{y1}}. \quad (10.5)$$

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. Действи-

тельно, 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

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \frac{x_T - x_\Phi}{b_a}, \quad (10.6)$$

где $(x_T - x_\Phi)$ - запас центровки. Следовательно, при большем запасе центровки продольная статическая устойчивость по перегрузке возрастает.

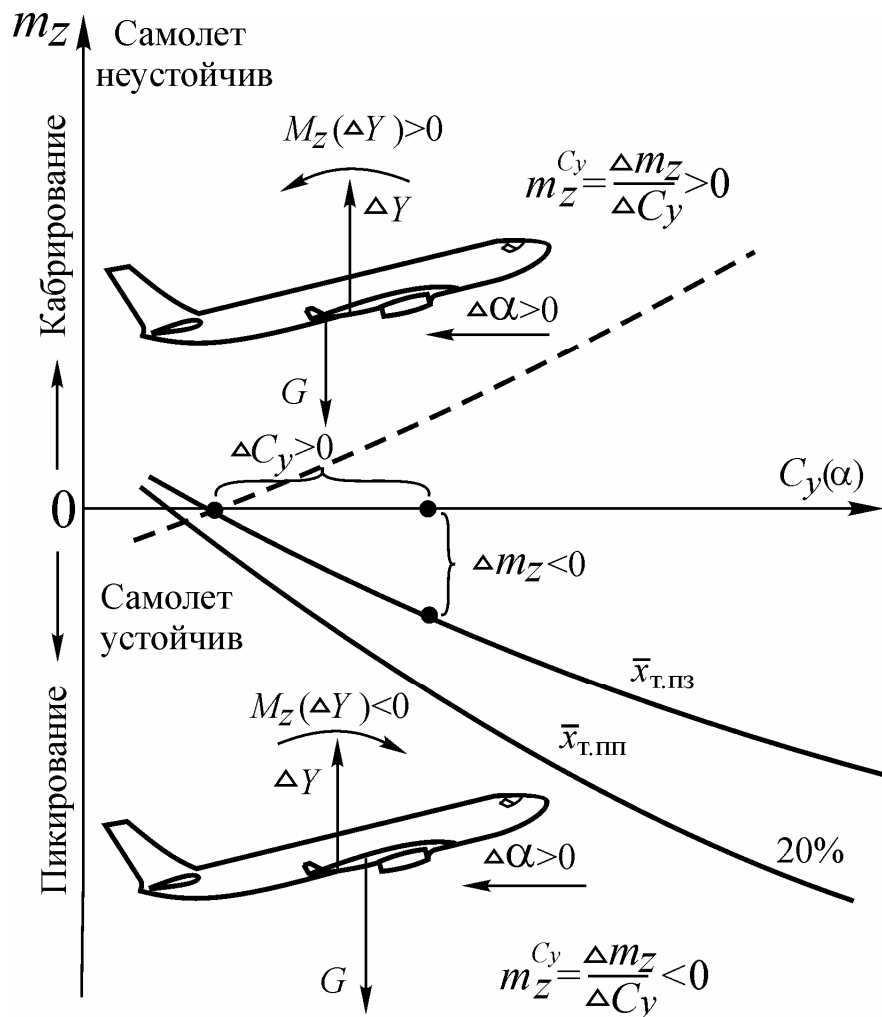


Рис. 10.5. Зависимость $m_z(c_y)$

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. 10.5). 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 момент. 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 введено ограничение предельно задней центровки.

1.2 Продольная управляемость самолета

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

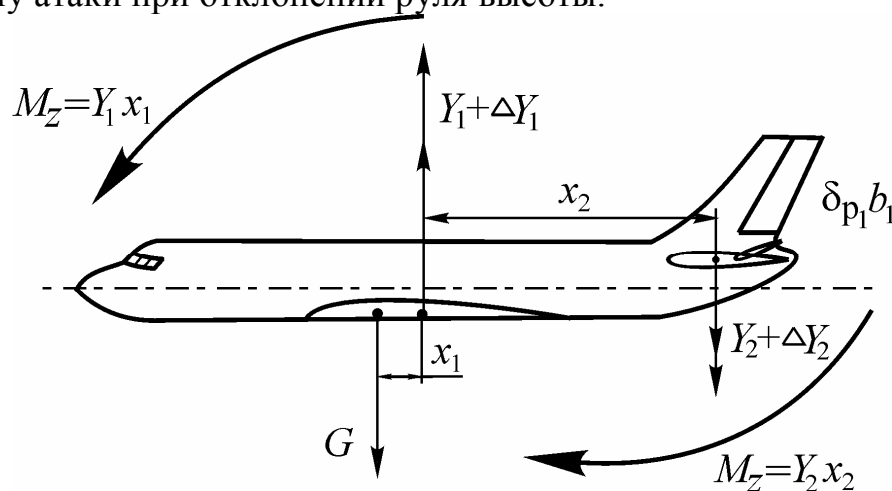


Рис. 10.6. Изменение режима полета при отклонении руля высоты

Пусть самолет совершает равномерный прямолинейный полет при передней центровке ($x_T < 25\%$) (рис. 10.6). 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

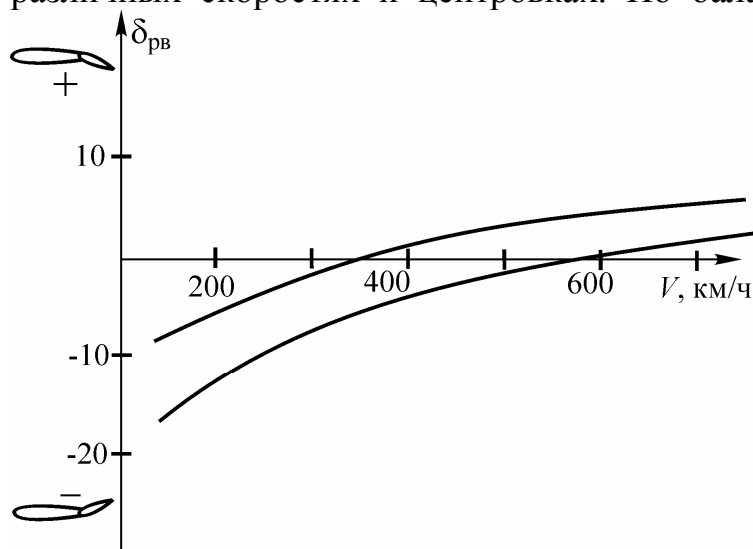


Рис. 10.7. Балансировочные кривые на высоте 5000 м при центровке 32% САХ

определять запас отклонения руля высоты при данной центровке и числе Маха полета (рис. 10.7). С помощью балансировочных кривых также можно определить требуемые усилия для балансировки самолета на любой скорости полета при различных положениях механизации. На рис. 10.7 показаны балансировочные кривые для самолета Ту-204, полученные в результате летных испытаний на высоте 5000 м при центровке 32% САХ.

Анализируя балансировочные кривые самолета Ту-204, 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 усилия 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.

1.3 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. 10.8). 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 продольной статической устойчивости по перегрузке, то есть необходимо, чтобы степень продольной устойчивости была отрицательна:

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \overline{x_r} - \overline{x_\phi} < 0. \quad (10.7)$$

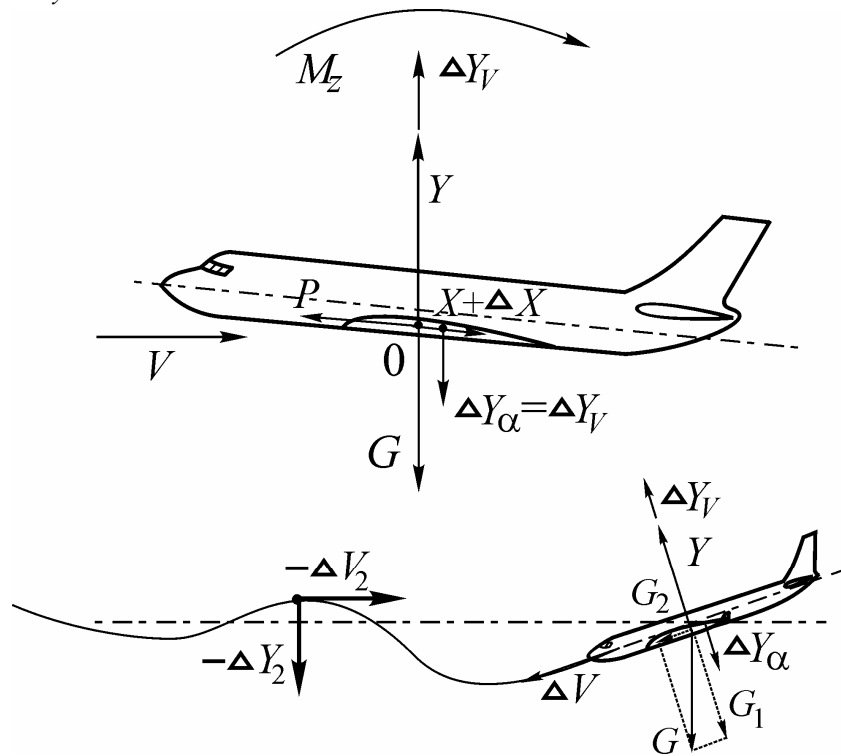


Рис. 10.8. Продольная статическая устойчивость по скорости

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, положи-

тельно ($\Delta Y_V < 0$) 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. 10.8, 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

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \overline{x_T} - \overline{x_\Phi} < 0, \quad (10.8)$$

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 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, 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 $\Delta Y_\alpha < 0$.

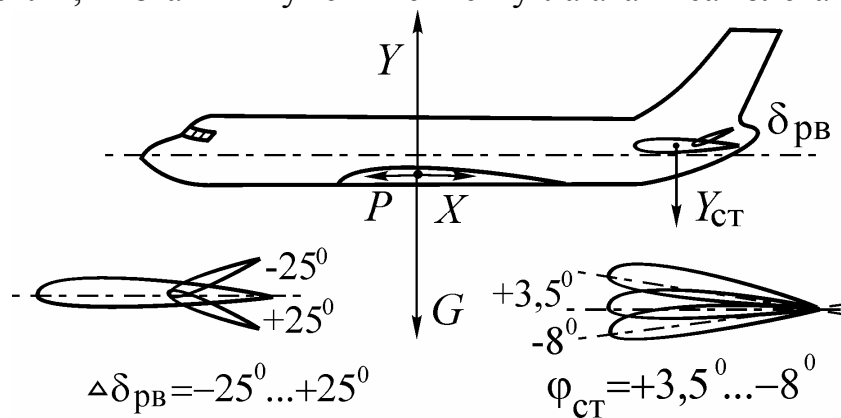


Рис. 10.9. Углы отклонения руля высоты и стабилизатора

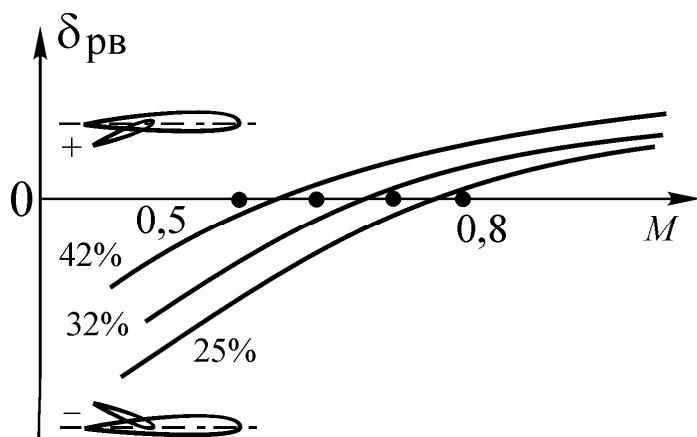


Рис. 10.10. Балансировочные кривые

Рассмотренный случай полета показан на балансировочных графиках, которые выражают зависимость угла отклонения руля высоты от скорости полета и числа M : $\delta_{\text{в}} = f(V_{\text{пр}})$, $\delta_{\text{в}} = f(M)$ (рис. 10.9, 10.10). Из этого примера можно сделать следующий вывод. Если самолет устойчив по скорости, то для увеличения ее пилот должен преодолеть «сопротивление» 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 давящие усилия для отклонения руля высоты вниз ($\Delta \delta_{\text{в}} > 0$). Самолет Ту-204 обладает достаточно хорошей продольной устойчивостью по скорости до числа $M = 0.88$.

1.4 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 $\Delta Y_{\text{кр}}$, горизонтального оперения $\Delta Y_{\text{ст}}$, фюзеляжа $\Delta Y_{\text{ф}}$, вызванный изменением их угла атаки, приложен в фокусе крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа.

Сумма приростов подъемных сил есть прирост подъемной силы всего самолета:

$$\Delta Y_{\text{кр}} + \Delta Y_{\text{ст}} + \Delta Y_{\text{ф}} = \Delta Y_{\text{с}} \quad (10.9)$$

Он приложен в фокусе самолета. Таким образом, фокус самолета - это точка приложения прироста подъемной силы самолета $\Delta Y_{\text{с}}$, вызванного изменением угла атаки.

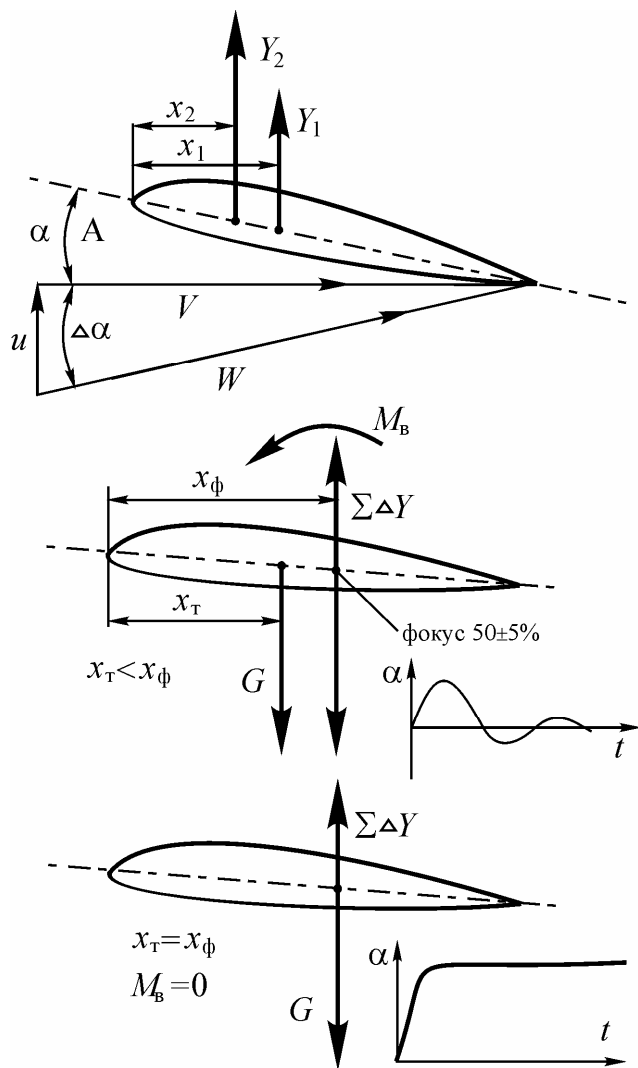


Рис. 10.11. Продольная устойчивость по перегрузке

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 расположен $50 \pm 5\%$ САХ в зависимости от скорости и высоты полета (рис. 10.11). 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 ($x_H = x_{\phi}$). Самолет при такой центровке находится в состоянии безразличного равновесия, т.е. на границе устойчивости и неустойчивости. Нейтральная центровка самолета Ту-204 равна $50 \pm 5\%$ САХ (рис. 10.11).

При центровке меньше нейтральной, самолет статически устойчив по перегрузке. Таким образом, необходимым условием, обеспечивающим продольную устойчивость самолета по перегрузке (углу атаки) является расположение 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. 10.12).

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

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

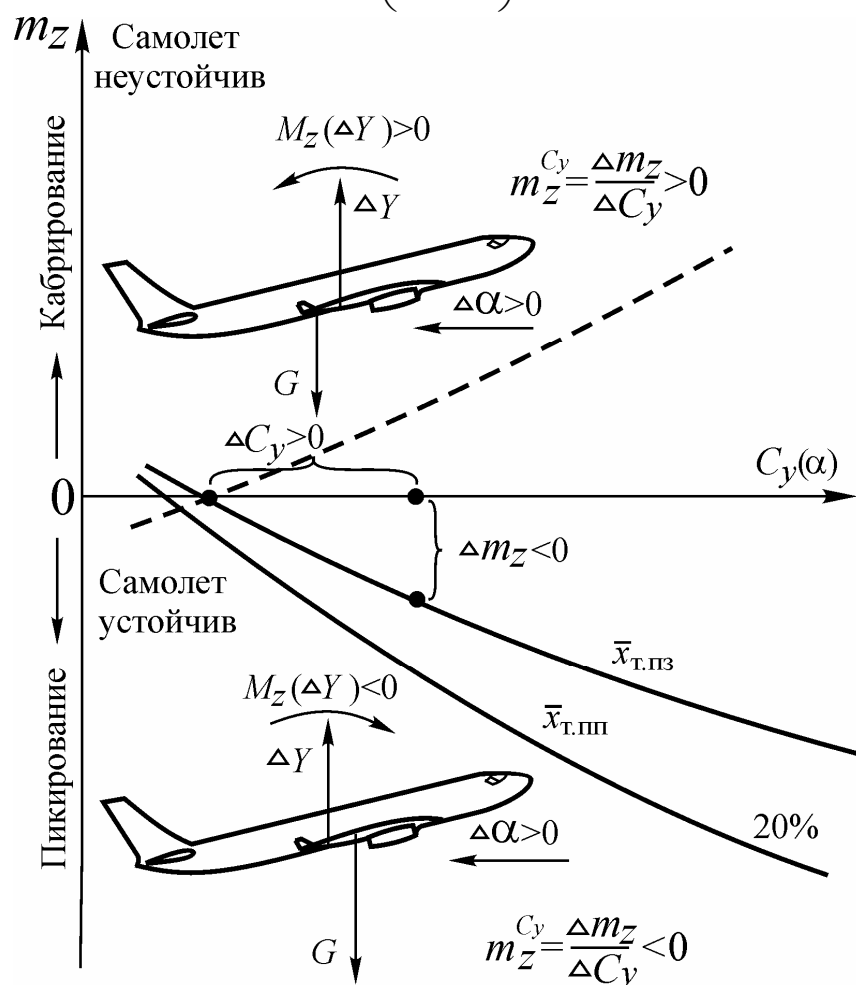


Рис. 10.12. Зависимость m_z (c_y)

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

$$\Delta\alpha = \alpha_2 - \alpha_1; m_z^\alpha = \frac{\Delta m_z}{\Delta\alpha} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{\Delta\alpha} \quad (10.10)$$

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. 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 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 - 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. 10.12).

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 введено ограничение предельно задней центровки.

1.5 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.

10.13). 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:

$$m_z^{Cy} = \Delta m_z / \Delta c_y = (x_T - x_\Phi) / b_a < 0. \quad (10.11)$$

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. 10.13).

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 $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$; $m_z^{Cy} = \Delta m_z / \Delta c_y = (x_T - x_\Phi) / b_a < 0$, 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).

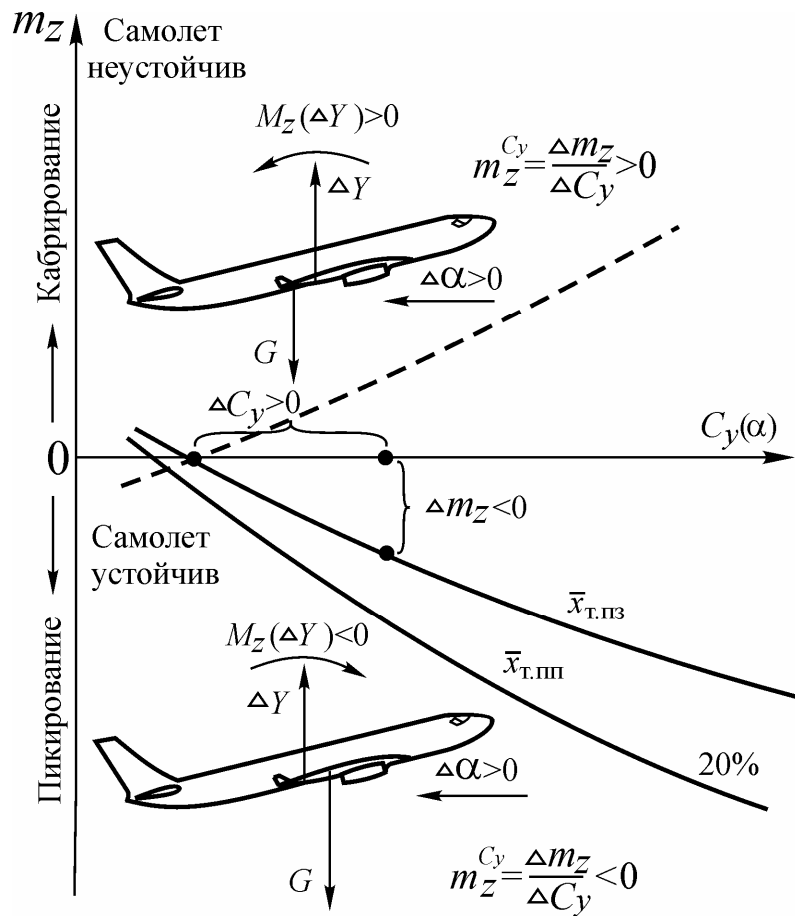


Рис. 10.13. Продольная статическая устойчивость по скорости

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 $\Delta Y_\alpha < 0$.

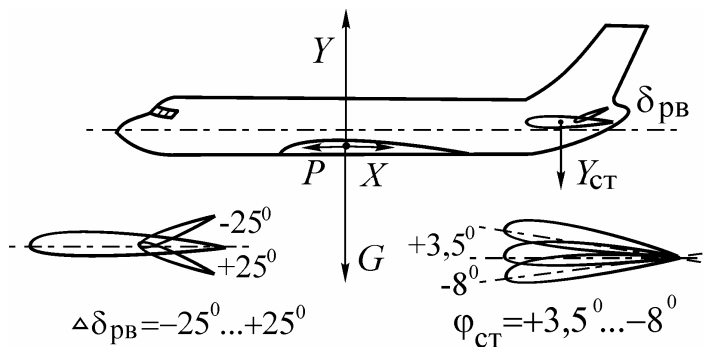


Рис. 10.14. Углы отклонения руля высоты и стабилизатора

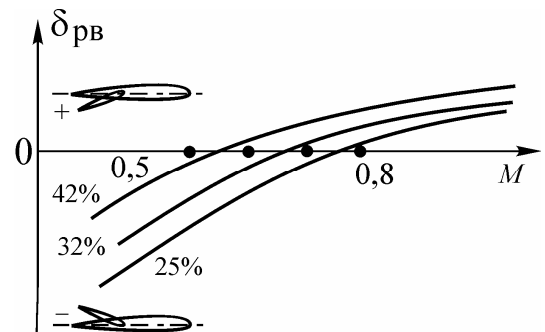


Рис. 10.15. Балансировочные кривые

Рассмотренный случай полета самолета показан на балансировочных графиках, которые выражают зависимость угла отклонения руля высоты от

числа M $\delta_{рв} = f(M)$ (рис. 10.14, 10.15). 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 обладает достаточно хорошей продольной устойчивостью по скорости до числа $M = 0,88$.

1.6 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. 10.16).

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

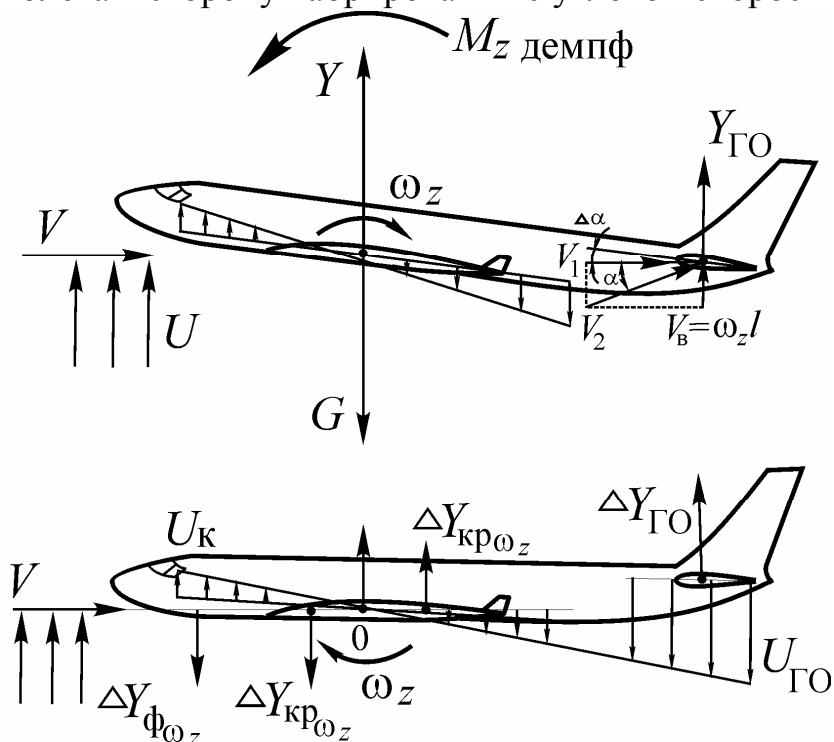


Рис. 10.16. Возникновение продольных демпфирующих моментов

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

$$U_{WZ} = \omega_z X_{ГО}, \quad (10.12)$$

где $X_{ГО}$ - 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 $\Delta Y_{ГО}$. Эта сила, направленная вверх, на плече $X_{ГО}$ создает пикирующий демпфирующий момент $\Delta Y_{ГО} X_{ГО}$, препятствующий кабрированию самолета. При большей угловой скорости прирост подъемной силы и ее демпфирующего момента будет большим. Величина демпфирующего момента также зависит от величины плеча $X_{ГО}$. 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 $\Delta Y_{ГО}$, $\Delta Y_{кр}\omega_z$, $\Delta Y_{ф}\omega_z$ и их моментов изображены на рис. 10.16. 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 (автоматическая система шагового управления).

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.

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.

2 Боковые равновесие, устойчивость и управляемость самолета

2.1 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. 11.1.

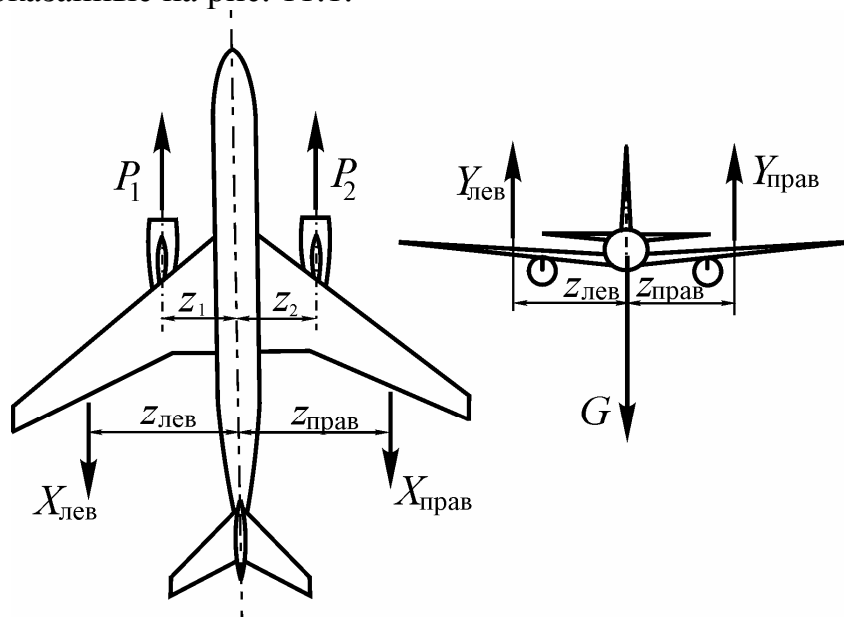


Рис. 11.1. Силы, действующие на ЛА в крейсерском полете

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

$$\begin{aligned} \Sigma Y &= Y_{\text{лев}} + Y_{\text{прав}} - G = 0 \\ \Sigma M_x &= Y_{\text{лев}} Z_{\text{лев}} - Y_{\text{прав}} Z_{\text{прав}} = 0. \end{aligned} \quad (10.13)$$

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. 11.1).

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

$$\Sigma X = P_1 + P_2 - X_{\text{лев}} - X_{\text{прав}} = 0 \quad (10.14)$$

$$\Sigma M_y = P_1 Z_1 - P_2 Z_2 - X_{\text{лев}} Z_{\text{лев}} - X_{\text{прав}} Z_{\text{прав}} = 0.$$

Эти условия будут выполняться, если $P_1 + P_2 = X_{\text{лев}} + X_{\text{прав}}$, а $P_1 Z_1 = P_2 Z_2$ и $X_{\text{лев}} Z_{\text{лев}} = X_{\text{прав}} Z_{\text{прав}}$ (рис. 11.1). 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. 11.2).



Рис. 11.2. Зависимости $m_x = f(\beta)$ и $m_y = f(\beta)$

2.2 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. 11.3).

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 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. 11.3). 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 двигатели. Поэтому пришлось сделать поперечное "V" положительным. А необходимую устойчивость обеспечивает автоматика.

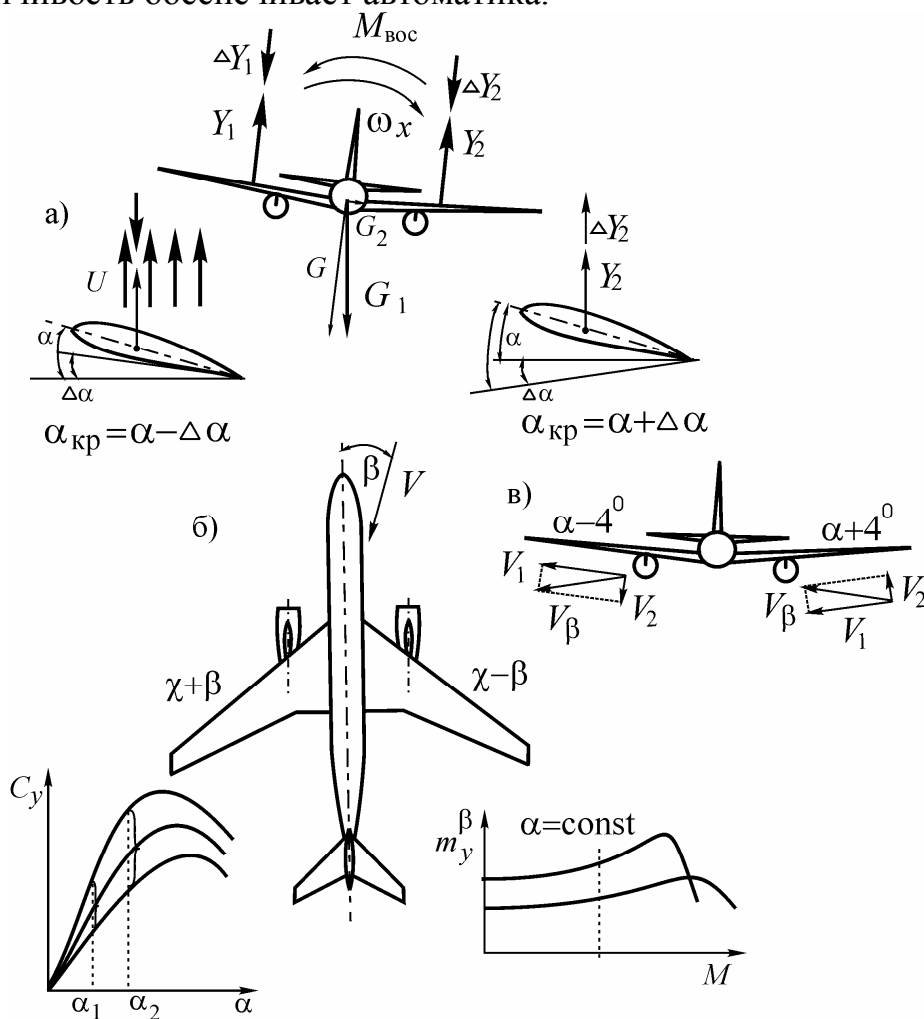
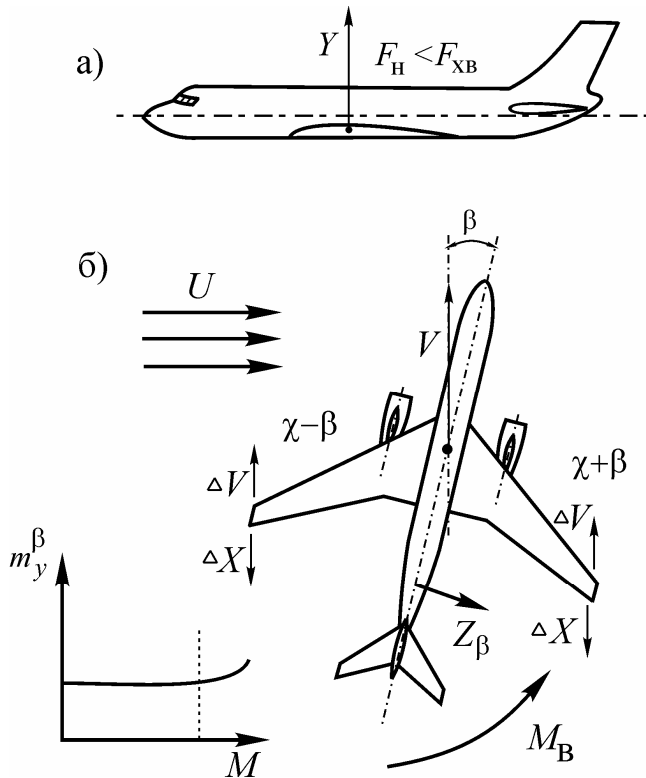


Рис. 11.3. Возникновение восстанавливающего момента крена

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. 11.2). 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. 11.4). При скольжении эффективная стреловидность левого полукрыла уменьшается, а правого полукрыла увеличивается. Возникает разница лобовых сопротивлений полукрыльев, дающая разность лобовых сопротивлений и восстанавливающий момент.



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 используются графики, которые выражают зависимость коэффициента момента рыскания самолета m_y от угла скольжения β , т.е. $m_y = f(\beta)$ (рис. 11.4).

Рис. 11.4. Возникновение восстанавливающих моментов рыскания

Коэффициент момента рыскания самолета вычисляется по формуле

$$m_y = \frac{M_y}{S \frac{\rho V^2}{2} L}, \quad (10.15)$$

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. 11.5). 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.

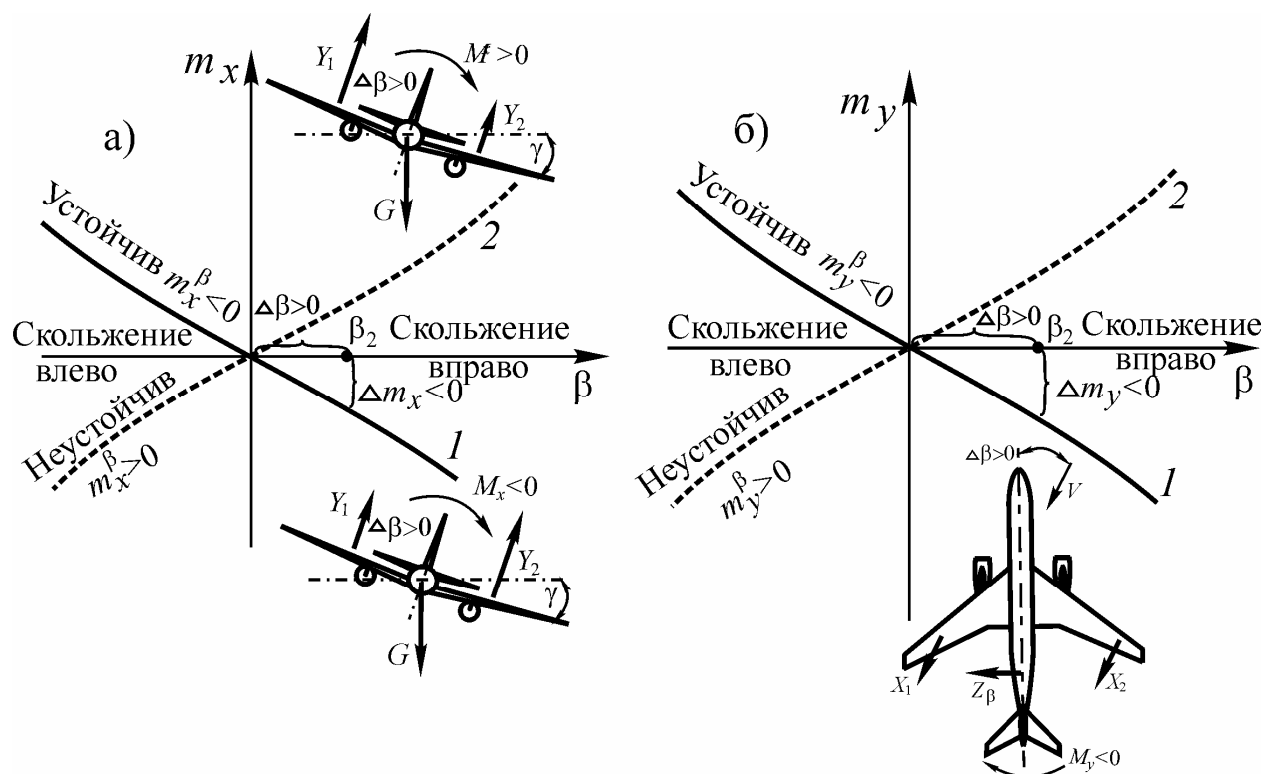


Рис. 11.5. Зависимости моментов крена и рыскания от угла скольжения

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 $V_{\text{оsx}}$, 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. 11.1).

Путевые демпфирующие моменты возникают в основном от вертикального оперения при вращении самолета вокруг оси OY и препятствуют вращению самолета относительно этой оси (рис. 11.5).

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 $V_{\omega y}$ 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 . Такое направление демпфирующих моментов вызывает уменьшение колебаний в процессе возмущенного движения самолета, а значит ускоряет процесс восстановления бокового равновесия.

2.3 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 $Y_{\varepsilon 2}$, правый элерон опускается, подъемная сила правого полукрыла Y_1 увеличивается на величину $Y_{\varepsilon 2}$.

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

Величина кренящих моментов $M_{x\varepsilon}$ на каждом самолете определяется углом отклонения элеронов δ_{ε} , 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 пом-

нить, 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 $M_{\gamma H} = Z_H \cdot X_{BO}$. Под его воздействием самолет вращается в сторону отклонения руля, создавая угол скольжения на противоположное полукрыло. Величина момента 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.

2.4 Обратная реакция по крену

При больших значениях числа M у самолетов со стреловидным крылом наблюдается обратная реакция по крену на отклонение руля направления (рис. 11.6). 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 докритических 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.

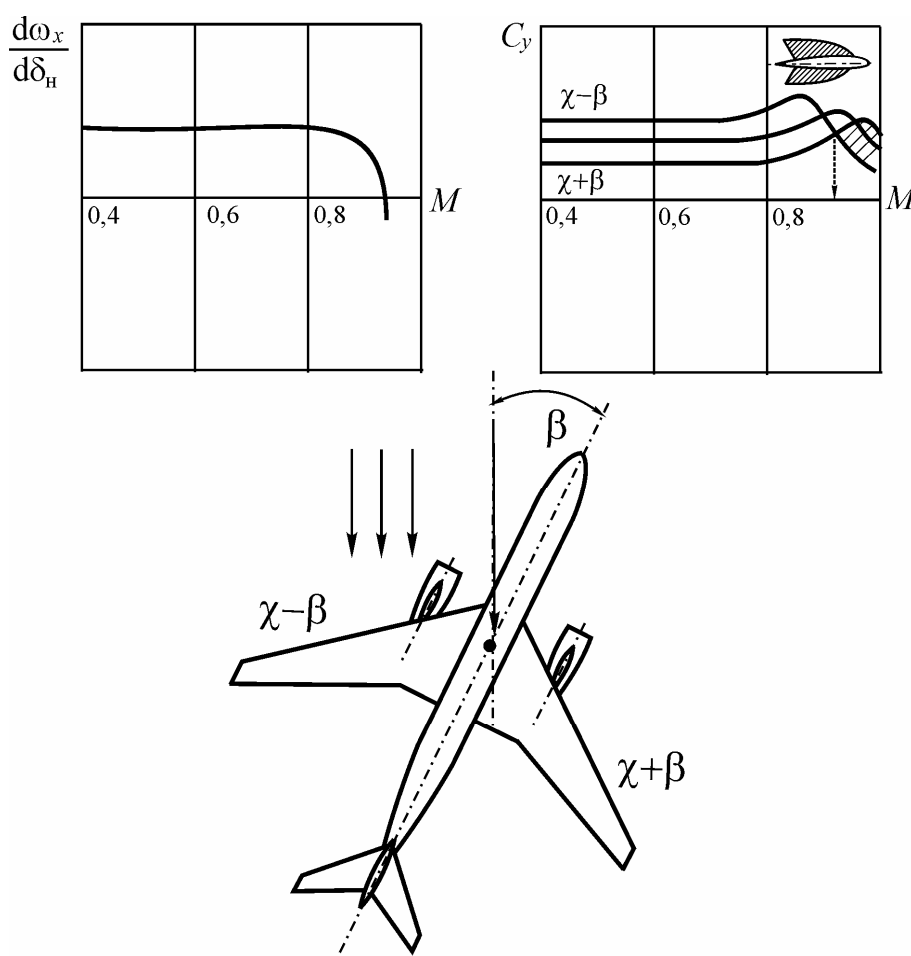


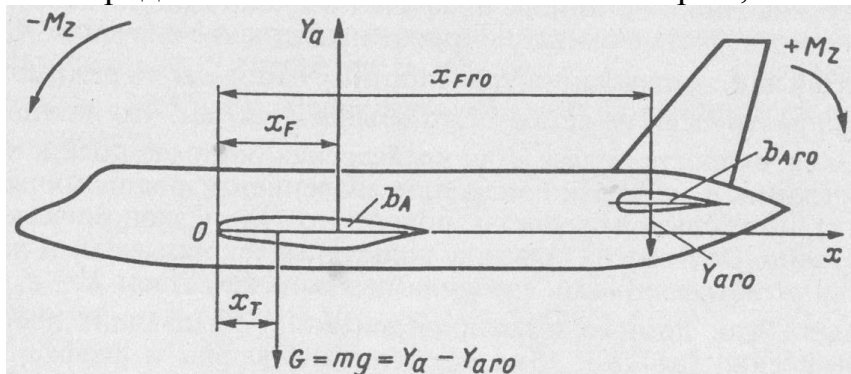
Рис. 11.6. Реакция по крену на отклонение руля направления

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.

Влияние балансировки на АХ

Одним из свойств самолета, обеспечивающих полет, является его способность балансировки. Балансировка – это обеспечение с помощью органов управления равенства 0 аэродинамических моментов относительно осей связанной системы координат (т.е. отсутствие вращения ЛА в полете относительно какой-либо оси).

Однако за возможность балансировки ЛА приходится расплачиваться потерями аэродинамического качества. Рассмотрим, как это происходит.



Подъемная сила ЛА приложена в точке центра давления ЛА, расположенной на средней аэродинамической хорде. Для самолетов нормальной аэродинамической схемы ц.д. находится позади ц.м. Поэтому относительно ц.м. подъемная сила создает момент, направленный вниз (пикирующий) – ($-M_z$). Для того, чтобы сбалансировать ЛА относительно оси OZ (не допустить его вращения) на ГО самолета должен быть создан уравновешивающий момент противоположного знака (кабрирующий) относительно ц.м. Этот момент создается подъемной силой на ГО в результате изменения угла его установки или отклонения руля высоты.

Тогда сумма моментов относительно оси OZ:

$$Y_a(x_D - x_T) + Y_{aГО}(x_{FGO} - x_D) = 0.$$

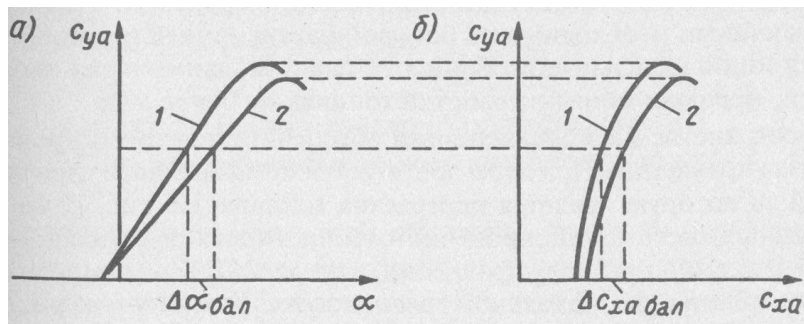
А подъемная сила сбалансированного самолета уменьшает подъемную силу ЛА:

$$Y_{абба} = Y_a - Y_{aГО} = Y_a - \Delta Y_{бал}.$$

Для уравновешивания силы тяжести ЛА ($Y_a = mg$) необходимо увеличить подъемную силу крыла путем увеличения угла атаки на величину $\alpha_{бал}$. Однако это приведет к увеличению индуктивного сопротивления.

Кроме того, создание подъемной силы на оперении приведет к появлению индуктивного сопротивления на оперении. Если же балансировка осуществляется отклонением руля, то появляется еще одно дополнительное сопротивление – профильное сопротивление руля.

В результате при балансировке суммарное сопротивление ЛА увеличивается на величину так называемого балансировочного сопротивления. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ в этом случае уменьшает наклон, уменьшается максимальный коэффициент подъемной силы, а поляра ЛА сдвигается вправо – в сторону увеличения сопротивления, что в конечном итоге приводит к потере аэродинамического качества.



Для уменьшения балансировочного сопротивления необходимо уменьшить потребный управляющий момент на оперении. Этого можно добиться уменьшением плеча силы Y_a , на котором создается пикирующий момент: $Y_a(x_D - x_T)$. То есть либо сместить ц.м. назад, либо ц.д. вперед.