

## Аэродинамические схемы. Продольная балансировка, устойчивость и управляемость самолета

**Аэродинамическая схема самолета**, у которого продольная балансировка обеспечивается г.о., расположенным за крылом, называется **нормальной** или **"классической" схемой** (рис. 7.15).

Пикирующий момент крыла ( $-M_{z_{кр}}$ ) парируется кабрирующим моментом ( $+M_{z_{г.о}}$ ), создаваемым подъемной силой горизонтального оперения  $Y_{г.о}$ .

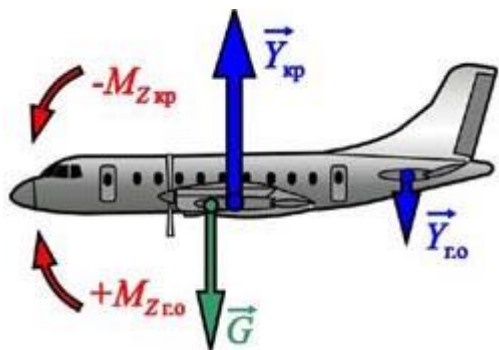


Рис. 7.15. Балансировка самолета нормальной схемы

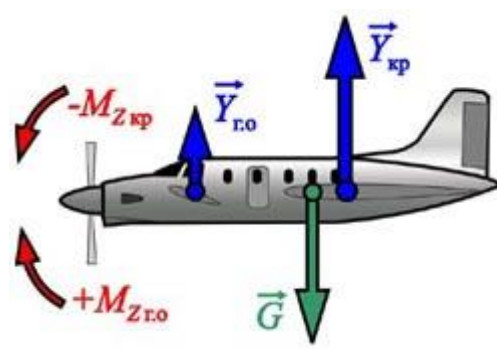


Рис. 7.16. Балансировка самолета схемы "Утка"

**"Утка"** (рис. 7.16) - схема самолета, у которого продольная балансировка обеспечивается г.о., расположенным перед крылом.

Возможна также продольная балансировка самолета по схеме **"бесхвостка"** (рис. 7.17) без горизонтального оперения за счет отклонения **элевонов**, расположенных на крыле.

Схема сил при балансировке "бесхвостки" за счет подъемной силы элевонов  $Y_{эл}$  представлена на рис. 7.18.

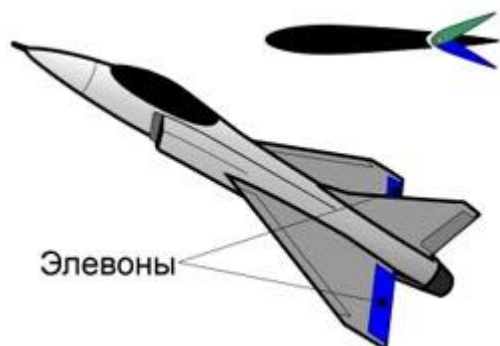


Рис. 7.17. Элевоны на самолете схемы "бесхвостка"

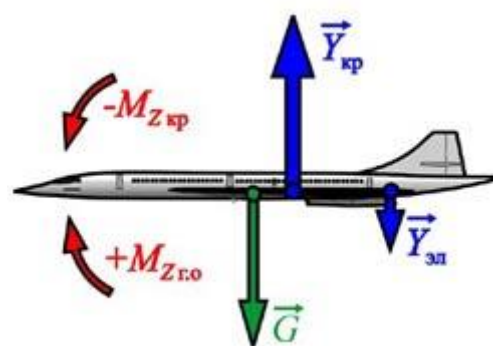


Рис. 7.18. Балансировка самолетов схемы "бесхвостка"

Все первые самолеты, созданные в России и Советском Союзе, начиная с самолета [И.И. Сикорского](#) "Илья Муромец", были построены по "нормальной" схеме; самолет братьев Райт был построен по схеме "утка". Впервые в нашей стране самолет по схеме "бесхвостка" создал [Б.И. Черановский](#) (БИЧ-3). Фюзеляж этого самолета практически вписывался в крыло толстого профиля.

Схема "бесхвостка", не имеющая явно выраженного фюзеляжа, называется **"летающим крылом"**; Классификация самолетов по различным аэродинамическим схемам (по способу обеспечения продольной балансировки) представлена на рис. 7.19.



Рис. 7.19. Классификация самолетов по аэродинамическим схемам

Здесь и далее на рисунках вопросительный знак означает, что представленные примеры не исчерпывают весь спектр возможных технических решений, которые уже найдены или будут найдены проектировщиками.

Выбор схемы - один из сложнейших вопросов при проектировании. Самолет Ту-144 в крейсерском полете (см. рис. 7.8) - "бесхвостка", на режимах взлета и посадки (см. рис. 20.35) - "утка", самолет "Ш-Тандем" ("Тандем-МАИ") (см. рис. 19.27) имел два крыла, расположенные тандемом.

Таким образом, при проектировании самолета в зависимости от стоящих перед ним задач могут комбинироваться известные и появляться новые схемы, обеспечивающие необходимую устойчивость и управляемость самолета в полете.

**Устойчивость** - способность самолета противостоять внешним силам, стремящимся отклонить его от заданного (установившегося) режима полета.

**Устойчивый самолет** самостоятельно, без участия летчика, сохраняет заданный (установившийся) режим полета и за конечный промежуток времени возвращается к исходному режиму после произвольного отклонения от него под действием кратковременных малых внешних возмущений (например, порыва ветра, восходящего потока воздуха, случайного перебоя в работе двигателя или отклонения рулевой поверхности и т. п.).

При изменении полетных углов атаки (так же, как и при изменении скорости полета) происходит значительное изменение положения центра давления крыла и горизонтального оперения.

Следовательно, изменяются моменты аэродинамических сил, действующих на самолет.

При оценке дополнительных моментов относительно оси  $OZ$ , возникающих на самолете при изменении угла атаки, в методическом плане более удобным, чем понятие "центр давления", является понятие "**аэродинамический фокус** самолета" (или крыла, если рассматривается изолированное крыло).

Можно считать, что при изменении угла атаки  $\Delta\alpha$  положение ц. д. не изменяется, а приращение подъемной силы  $\Delta Y$  приложено в некоторой точке, выбранной таким образом, что получающееся за счет смещения ц. д. изменение момента самолета  $\Delta M_z$  соответствует реально происходящему.

*Точка приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки называется аэродинамическим фокусом.*

Положение аэродинамического фокуса относительно носка средней аэродинамической хорды крыла можно записать в виде относительной величины (в долях САХ)  $x_F = x_F / b_A$ .

Положение центра масс самолета (совпадающее с положением центра  $x_T$  приложения силы тяжести) относительно носка САХ крыла в относительных величинах  $x_{ц.м.} = x_T = x_{ц.м.} / b_A$  называется **центровкой самолета**. Центровку, как и положение фокуса, часто выражают в процентах САХ. Так, выражение "центровка самолета 20%" означает, что расстояние от центра масс самолета до носка САХ составляет 20% длины САХ.

**Продольная устойчивость (устойчивость по тангажу)** обеспечивается определенным положением фокуса самолета относительно центра масс.

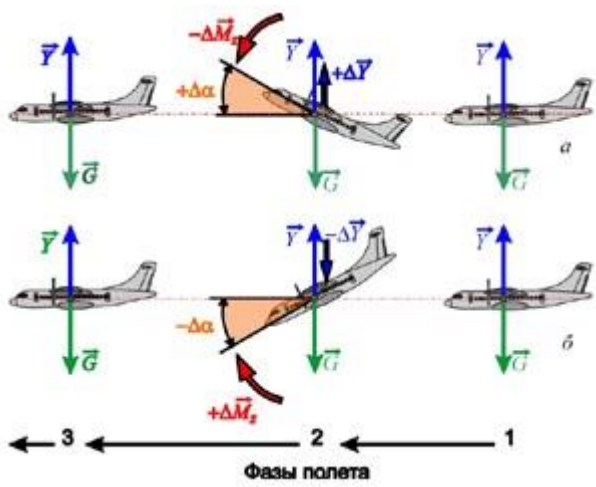


Рис. 7.20. К объяснению продольной устойчивости самолета

Если фокус самолета расположен за центром масс, то, например, при увеличении угла атаки  $+\Delta\alpha$  за счет вертикального порыва ветра возникает приращение подъемной силы  $+\Delta Y$  (рис. 7.20,а), которое создаст относительно ц. м. самолета пикирующий момент  $M_z$ , под действием которого самолет, вращаясь относительно ц. м. с угловой скоростью  $\omega_z$ , возвратится к исходному режиму полета.

Схема сил при случайном уменьшении угла атаки приведена на рис. 7.20,б.

При таком взаимном расположении ц. м. и фокуса самолет устойчив по тангажу.

Нетрудно видеть, что если ц. м. находится за фокусом, при действии внешних возмущений самолет не возвращается к исходному положению (**самолет неустойчив**). Пилотирование неустойчивого самолета возможно только с применением средств автоматического управления.

Таким образом, взаимное положение центра масс ( $x_{ц.м.} = x_T$ ) и фокуса ( $x_F$ ) определяет знак и величину момента  $M_z$ , возникающего при действии возмущений и, следовательно, степень устойчивости самолета.

В инженерных расчетах принято выражать аэродинамический момент, действующий на самолет, формулой

$$M = m q S b_A,$$

где  $q$  - скоростной напор ( $q = \rho V^2 / 2$ );

$S$  - площадь крыла;

$b_A$  - длина САХ крыла;

$m$  - безразмерный коэффициент момента, зависящий от компоновки, геометрических параметров и числа  $M$  полета самолета.

Продольная устойчивость самолета оценивается производной  $m_z^{C_Y} = \frac{\partial m_z}{\partial C_Y}$  коэффициента продольного (относительно оси  $OZ$ ) момента  $m_z$  по коэффициенту подъемной силы.

Если для самолета, сбалансированного на угле атаки  $\alpha_0$  ( $M_z = 0$ ;  $m_z = 0$ ), случайное увеличение угла атаки  $\Delta\alpha$  и, соответственно, коэффициента подъемной силы  $\Delta C_Y$  вызовет появление момента на пикирование ( $\Delta m_z < 0$ ), то такой самолет устойчив в продольном отношении. На рис. 7.21 такой самолет характеризует кривая 1 зависимости  $m_z = f(C_Y)$ , для которой  $m_z^{C_Y} < 0$ .



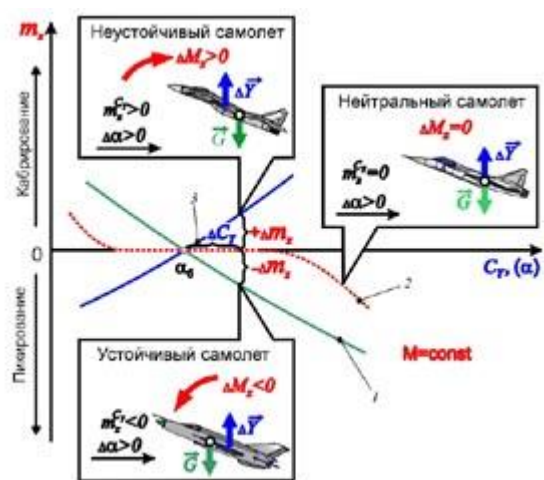


Рис. 7.21. Изменение коэффициента продольного момента  $m_z$  самолета в зависимости от  $C_Y$  (или  $\alpha$ )

Кривая 3 характеризует **неустойчивый в продольном отношении самолет**, для которого положительное приращение  $\Delta C_Y$  (увеличение угла атаки  $\alpha$ ) вызывает появление кабрирующего момента ( $\Delta m_z > 0$  и, соответственно,  $m_z^{C_Y} > 0$ ). Кривая 2

характеризует **нейтральный (безразличный) в области балансировочного угла атаки  $\alpha_0$  самолет** ( $m_z^{C_Y} = 0$ ), для которого случайное малое изменение угла атаки не вызывает нарушения балансировки.

Таким образом, коэффициент  $m_z^{C_Y}$  характеризует степень нарастания восстанавливающего (или дестабилизирующего для неустойчивого самолета) аэродинамического момента

самолета по мере отклонения его от исходного угла атаки в горизонтальном полете с постоянной скоростью при случайном изменении угла атаки (например, при мгновенном воздействии на самолет вертикального порыва).

Можно показать, что коэффициент  $m_z^{C_Y}$ , называемый **степенью (или запасом) продольной устойчивости**, численно равен разности относительных координат ц. м. и фокуса самолета:

$$m_z^{C_Y} = X_{ц.м.} - X_F.$$

Выражение "степень продольной устойчивости минус 8%" означает, что ц. м. находится впереди фокуса по полету; расстояние от ц. м. до фокуса составляет 8% длины САХ;  $m_z^{C_Y} = X_{ц.м.} - X_F = -0,08$ ; самолет устойчив. Выражение "запас продольной устойчивости равен нулю" означает, что положение фокуса совпадает с положением ц. м. и самолет нейтрален в продольном отношении. Положение фокуса определяется аэродинамической компоновкой самолета (взаимным расположением и геометрическими параметрами несущих и ненесущих частей) и при заданной, например, крейсерской скорости полета остается практически неизменным. Положение ц. м. (центровка), таким образом, является основным фактором, определяющим устойчивость самолета. Если ц. м. смещается назад, то расстояние между ним и фокусом уменьшается, уменьшается и степень продольной устойчивости самолета.

**"Предельно задняя центровка"** определяет минимально допустимый запас устойчивости  $m_z^{C_Y}$ , при котором возможные возмущающие воздействия на самолет не приводят к недопустимо большим изменениям угла атаки и перегрузки, при которых возможна "раскачка" самолета. Обычно  $m_z^{C_Y}_{\min} = -0,05 \div -0,10$ , т. е. ц. м. находится перед фокусом на расстоянии 5-10% САХ.

**"Предельно передняя центровка"** характеризует максимальную устойчивость самолета и определяется возможностью сбалансировать самолет на необходимых значениях  $C_Y$  при предельно возможных отклонениях руля высоты.

**"Разбег центровок"** (эксплуатационный диапазон центровок) - разность между предельно задней и предельно передней центровками.

Устойчивость самолета проявляется в динамике движения, т. е. в характере протекания возмущенного движения самолета, обусловленного как воздействием на него внешних факторов (например, турбулентной атмосферы), так и действиями летчика, управляющего самолетом.

На это движение оказывают влияние не только аэродинамические моменты устойчивости, т. е. моменты, обусловленные взаимным положением ц. м. и фокуса, но и моменты, обусловленные вращением самолета относительно ц. м. в процессе возмущенного движения. Это, прежде всего, **инерционные моменты**, т. е. моменты, обусловленные силами инерции, действующими на каждый агрегат самолета при его вращении относительно ц. м., зависящие от распределения масс агрегатов и грузов по длине самолета.

Это также **демпфирующие** (от нем. *dampfen* - заглушать) **моменты**, обусловленные аэродинамическими силами, возникающими при вращении самолета относительно ц. м. в плотной воздушной среде и препятствующими этому вращению.

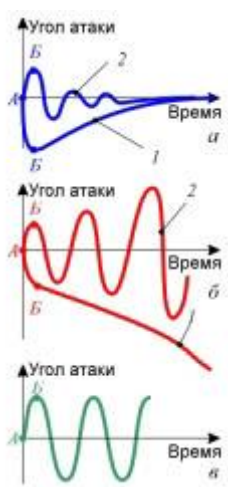


Рис. 7.22. Возмущенное движение самолета

Характер протекания по времени  $t$  возмущенного движения самолета (например, изменения угла атаки  $\alpha$ ), выведенного случайным воздействием из исходного равновесного положения **А** (состояния балансировки) в положение **Б** в зависимости от степени устойчивости проиллюстрирован рис. 7.22.

Устойчивый самолет (рис. 7.22,а) в процессе затухающего апериодического 1 или затухающего колебательного 2 движения со временем возвращается к исходному состоянию балансировки. Неустойчивому самолету свойственно (рис. 7.22,б) апериодическое 1 нарастающее отклонение от исходного равновесного положения или незатухающие колебания 2 с возрастающей амплитудой, не обеспечивающие возврат самолета к исходному состоянию балансировки.

Нейтральный самолет (рис. 7.22,в) в возмущенном движении будет совершать незатухающие колебательные движения постоянной амплитуды относительно исходного равновесного положения.

Естественно, что характеристики устойчивости самолета определяют его управляемость.

**Управляемость** - способность самолета в ответ на действия летчика выполнять любой маневр, предусмотренный условиями летной эксплуатации. Разумеется, надо стремиться к тому, чтобы это происходило наиболее просто, с наименьшими затратами энергии и времени летчика. Управление движением самолета в вертикальной плоскости летчик осуществляет, отклоняя руль высоты (ц.п.г.о.) или элевоны (у "бесхвостки") на определенный угол  $\Delta\delta$ . При отклонении руля на угол  $\Delta\delta$  на г.о. возникает дополнительная сила  $Y_{г.о.}$ , создающая момент  $\Delta M_z$  относительно ц. м.; самолет, вращаясь относительно ц. м. с угловой скоростью  $\Delta\omega_z$ , изменит угол атаки на величину  $\Delta\alpha$ , что приведет к изменению  $\Delta Y_{сам} = \Delta Y_{кр} + \Delta Y_{г.о.}$ , возникнет приращение перегрузки  $\Delta \bar{n}_y$  и самолет начнет двигаться по криволинейной траектории в вертикальной плоскости. Таким образом, процесс управления может быть записан алгоритмом:

$$\Delta\delta \quad \Delta Y_{г.о.} \quad \Delta M_z \quad \Delta\omega_z \quad \Delta\alpha \quad \Delta Y_{сам} \quad \Delta \bar{n}_y.$$

Следовательно, **рули высоты** и **элевоны** (в самолете-"бесхвостке") являются не только органами балансировки, но и **органами управления самолетом** при движении его в вертикальной плоскости.

Естественно, что чем более устойчив самолет, тем труднее вывести его из состояния балансировки, тем, следовательно, хуже его управляемость. И при проектировании самолета необходимо отыскать рациональный компромисс между его устойчивостью и управляемостью.



Для самолетов, спроектированных для полета на малых дозвуковых скоростях, запас устойчивости  $m_z^{C_T}$ , выбранный в процессе проектирования, изменяется весьма незначительно, только в пределах, обусловленных эксплуатационным разбегом центровок, поскольку положение фокуса самолета остается практически неизменным в достаточно широком спектре дозвуковых скоростей полета. В связи с этим незначительно изменяются углы отклонения рулей высоты (ц.п.г.о. или элевонов), необходимые для балансировки самолета на всех режимах полета, и, как следствие, незначительны **потери аэродинамического качества самолета на балансировку**, которые определяются как уменьшение (по сравнению с максимально возможным) качества самолета за счет увеличения лобового сопротивления, вызванного необходимостью балансировки на неоптимальных углах атаки.

Для самолетов, спроектированных для полета на больших дозвуковых скоростях ( $M = 0,80 \div 0,85$ ) обеспечить хорошие характеристики устойчивости и управляемости на всех эксплуатационных режимах полета одними аэродинамическими средствами практически невозможно.

При переходе к сверхзвуковым скоростям полета за счет перераспределения давлений по несущим поверхностям фокус самолета (рис. 7.23) значительно смещается назад, что, с одной стороны, резко увеличивает потери на балансировку, а с другой стороны, приводит к существенному возрастанию степени продольной устойчивости и, как следствие, к заметному ухудшению продольной управляемости при сверхзвуковых скоростях.

Тщательная отработка традиционных схем самолетов, поиск новых, нетрадиционных конфигураций, широкое применение автоматики в системах управления позволяют создавать высокоэффективные самолеты для решения различных сложных задач.

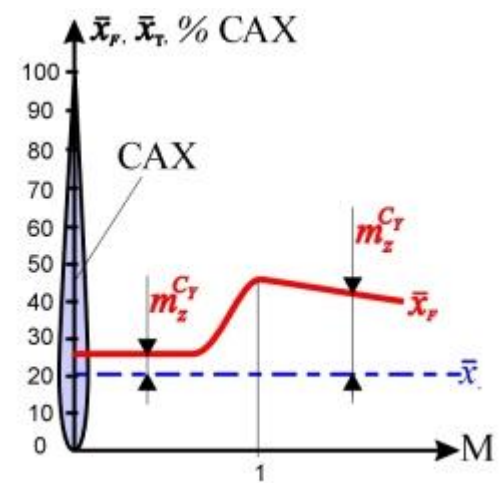


Рис. 7.23. Изменение запаса продольной устойчивости самолета по скорости полета