

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Любой самолет, поднявшийся в воздух, кроме высоких летно-тактических данных должен быть хорошо уравновешен, быть устойчивым и одновременно хорошо управляемым. Выполнение этих требований - сложная конструктивная задача.

Полет самолета определяется его взаимодействием с другими телами и главным образом с воздухом, обтекающим крыло, фюзеляж, горизонтальное оперение и т. д. При взаимодействии с воздухом возникают внешние аэродинамические силы, которые нагружают самолет и создают моменты сил. Для осуществления различных режимов полета требуется полное или частичное *равновесие* внешних сил и моментов, действующих на самолет.

Условия равновесия записываются следующим образом:

$$\begin{aligned}\Sigma X &= 0 & \Sigma M_x &= 0 \\ \Sigma Y &= 0 & \Sigma M_y &= 0 \\ \Sigma Z &= 0 & \Sigma M_z &= 0.\end{aligned}\quad (9.1)$$

Из уравнений следует, что в установившемся полете проекции внешних сил на *оси X, Y, Z*, а также моменты относительно этих осей должны быть равны нулю.

Устойчивость характеризует способность самолета без вмешательства летчика сохранять заданный режим полета.

Управляемость - это способность самолета должным образом реагировать на отклонение летчиком рулей управления (рулей высоты, поворота и элеронов). Между равновесием, устойчивостью и управляемостью существует определенная взаимосвязь. В общем случае движение самолета оказывается весьма сложным, поэтому для удобства анализа его разлагают на простейшие виды: продольное и боковое.

Соответственно с продольным и боковым движением самолета рассматривают:

- продольное и боковое равновесие;
- продольную и боковую устойчивость;
- продольную и боковую управляемость.

Любое вращение самолета вокруг его центра тяжести можно разложить на вращение вокруг трех взаимно перпендикулярных *осей X, Y, Z*, проходящих через центр тяжести. При изучении устойчивости и управляемости обычно используют связанную систему координат (Рис. 1). В связанной системе координат ось X_1 связана с самолетом, параллельна оси самолета или хорде крыла и находится в плоскости симметрии. Ось Y_1 находится также в плоскости симметрии, перпендикулярна оси X_1 и направлена вверх. Ось Z перпендикулярна осям X и Y и направлена вдоль правой плоскости.

Соответственно трем осям на самолет действуют следующие моменты.

1. *Продольный момент* или момент тангажа M_z стремящийся повернуть самолет вокруг оси Z_1 .

Продольный момент может быть кабрирующим, стремящимся увеличить угол тангажа, или пикирующим, стремящимся уменьшить угол тангажа.

2. *Поперечный момент* или момент крена M_x , стремящийся повернуть самолет вокруг оси X_1

3. *Путевой момент* или момент рысканья M_y , стремящийся повернуть самолет вокруг оси Y_1 т. е. изменить курс самолета.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

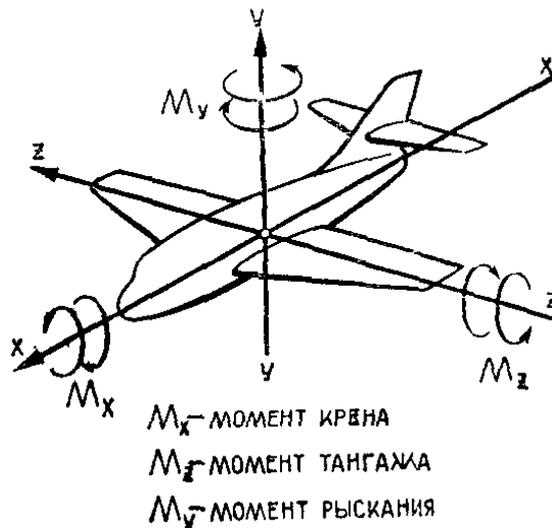


Рис. 1 Оси вращения самолета

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ РУЛЕЙ

Для балансировки самолета относительно его центра тяжести в установившемся полете, а также для управления самолетом применяются различные аэродинамические рули. На самолетах с обычной схемой управления поворот и балансировка его относительно поперечной оси Z осуществляются рулями высоты (или управляемым стабилизатором). Относительно продольной оси X самолет балансируется и поворачивается с помощью элеронов, расположенных в задних частях консолей крыла и отклоняющихся на правом и левом крыле в противоположные стороны. В помощь элеронам на скоростных самолетах применяются интерцепторы, которые как бы увеличивают эффективность элеронов.

Относительно оси Y самолет балансируется и поворачивается с помощью руля поворота (или поворотным килем).

За положительное направление принимается такое отклонение рулей, которое создает отрицательный момент относительно соответствующих осей самолета (руль высоты - вниз, руль поворота - влево, левый элерон - вверх).

Аэродинамический руль представляет собой отклоняющуюся заднюю часть крыла, горизонтального оперения (стабилизатора), вертикального оперения (киля). За счет отклонения руля образуется дополнительная аэродинамическая сила (положительная или отрицательная) на участке несущей поверхности крыла, стабилизатора или килея, которая расположена на соответствующем расстоянии до центра тяжести самолета и создает момент, необходимый для балансировки и управления самолетом относительно его центра тяжести.

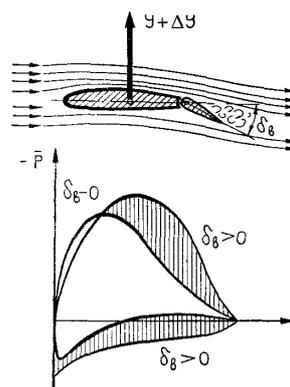


Рис. 2 Действие руля высоты

Действие рулей на дозвуковых скоростях полета объясняется тем, что возмущения, вызванные отклонением рулей, распространяются во всех направлениях: по потоку и навстречу потоку. Вследствие этого происходит перераспределение давления по всей длине хорды профиля, в том числе и на неподвижных несущих поверхностях, снабженных рулем. Если, например, отклонить руль высоты вниз на некоторый угол δ_δ (Рис. 2), то это вызовет дополнительное разрежение сверху стабилизатора и повышение давления внизу, что и приведет к созданию дополнительной подъемной силы на горизонтальном оперении в целом (подвижной и неподвижной его частей). Дополнительная подъемная сила $\Delta Y_{Г.О.}$ на горизонтальном

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

оперении создает дополнительный момент относительно центра тяжести, который претворит в практическое действие замысел летчика.

ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

Вес самолета складывается из веса пустого самолета (планер, двигатели, несъемное оборудование), веса топлива, боеприпасов (на военных самолетах), грузов, экипажа и т. д. Если найти равнодействующую сил веса всех частей самолета, то она пройдет через некоторую точку внутри самолета, называемую **центром тяжести**.

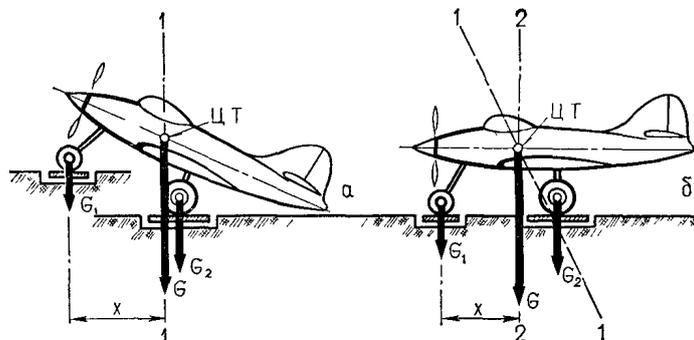


Рис. 3 Определение центра тяжести самолета методом взвешивания

Положение центра тяжести (ц. т.) на самолете обычно определяется методом двойного взвешивания. Самолет устанавливается на весы в двух положениях, как показано на Рис. 3. При каждом взвешивании замеряют показания передних и задних весов. Зная расстояние между весами и показания передних и задних весов в обоих случаях, по правилам механики определяют для каждого из этих положений самолета величину равнодействующей силы и линию ее действия. **Точка пересечения линии действия равнодействующих 1-1 и 2-2 будет центром тяжести самолета.**

В процессе полета по мере выработки топлива сброса грузов (парашютистов) положение центра тяжести может меняться, что нежелательно с точки зрения балансировки самолета в полете. Поэтому конструкторы стремятся так разместить грузы в самолете, чтобы изменение их веса не отражалось на положении ц. т.

ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Расстояние от центра тяжести до начала САХ, выраженное в процентах ее длины, называется центровкой самолета (Рис. 4).

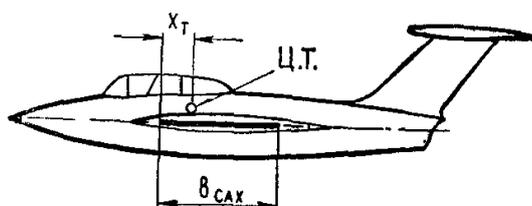


Рис. 4 Положение центра тяжести самолета

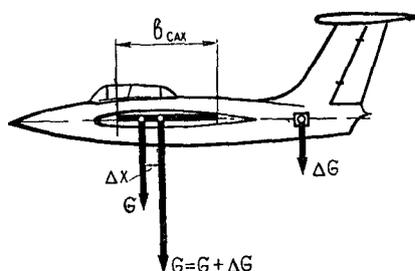


Рис. 5 Расчет центровки при изменении веса самолета

$$x_T \% = \frac{x_T}{b_{САХ}} \cdot 100, \quad (9.2)$$

где x_T - расстояние центра тяжести от носка САХ;

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$b_{САХ}$ - длина САХ.

При изменении вариантов загрузки самолета или при изменении полетного веса самолета в результате выгорания топлива, сброса грузов меняется положение центра тяжести, следовательно, меняется и центровка самолета. Перемещение грузов внутри самолета в полете также сказывается на положении центра тяжести. При размещении грузов в носовой части самолета центровка становится более передней, и наоборот, размещение грузов в хвостовой части смещает центровку назад, т. е. она становится более задней. **Центровка является весьма важной характеристикой самолета, связанной с его балансировкой, устойчивостью и управляемостью.** Поэтому летчик обязан точно знать разрешенный диапазон центровок самолета с тем, чтобы не выйти за его пределы.

В случае изменения размещения грузов, экипажа и т. д. необходимо производить расчет изменения центровки, который можно выполнить следующим образом.

Если на самолете весом G с центровкой X_T добавлен груз весом G_1 и помещен позади центра тяжести на расстоянии l , то точка приложения равнодействующей G_1 и G и есть новое положение центра тяжести (Рис. 5).

Сумма моментов относительно точки O должна быть равна нулю, поэтому

$$G \cdot \Delta x = G_1 (l - \Delta x),$$

отсюда

$$\Delta x = \frac{G_1 \cdot l}{G + G_1}, \quad (9.3)$$

где Δx - смещение центра тяжести.

Линейное смещение центра тяжести Δx можно выразить в процентах САХ:

$$\Delta \bar{x} = \frac{G_1 \cdot l}{(G + G_1) b_{САХ}} \cdot 100. \quad (9.4)$$

Если с самолета снимается груз позади ц. т. или добавляется груз впереди ц. т., то формула примет вид

$$\Delta \bar{x} = \frac{G_1 \cdot l}{(G - G_1) b_{САХ}} \cdot 100. \quad (9.5)$$

Добавив полученную величину изменения центровки Δx ; к прежней центровке, получим новое значение центровки

$$x_{T_{\text{нов}}} = x_T \pm \Delta x. \quad (9.6)$$

Нужно следить, чтобы новая центровка не выходила из диапазона эксплуатационных центровок, предусмотренных инструкцией по эксплуатации.

ПРЕДЕЛЬНО ПЕРЕДНЯЯ И ПРЕДЕЛЬНО ЗАДНЯЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Ранее было выяснено, что продольная статическая устойчивость самолета определяется положением его центра тяжести относительно фокуса. Чем ближе к носку крыла сдвинут центр тяжести, тем более продольно устойчив самолет.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

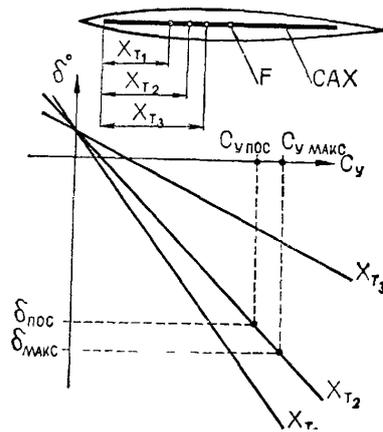


Рис. 6 К определению предельно передней центровки

Отклонение руля высоты на определенный угол соответствует вполне определенному значению коэффициента подъемной силы C_y (или соответствующему ему углу атаки самолета α).

Установим, из каких условий необходимо ограничить наиболее переднее положение центра тяжести.

Из Рис. 6 следует, что если при некотором положении центра тяжести (X_{T3}) самолет отклонением руля выведен на максимальный угол атаки ($C_{y\text{макс}}$), то у руля высоты еще имеется неиспользованный запас отклонения, а при центровке, соответствующей положению центра тяжести X_{T1} (центр тяжести сильно сдвинут вперед), отклонения руля высоты недостаточно для того, чтобы вывести самолет на посадочные углы атаки. Поэтому подбирают такое сочетание отклонения руля высоты и переднего положения центра тяжести самолета, чтобы при взятии ручки управления на себя на 75-80% полного ее хода самолету было создано посадочное положение, т. е. самолет был выведен на посадочные углы атаки. Максимальное отклонение руля высоты вверх примерно соответствует выходу самолета на $C_{y\text{макс}}$ (критический угол атаки).

Предельно передней центровкой называется центровка, при которой самолет еще может выйти на $C_{y\text{пос}}$ с данным отклонением руля высоты.

У современных самолетов предельно передняя центровка обычно лежит в пределах 10-20% САХ.

Средством, позволяющим применять более переднюю центровку (из соображений устойчивости) при данном $C_{y\text{пос}}$, может служить управляемый в полете стабилизатор.

Предельно задняя центровка определяется из соображений устойчивости самолета. Пределом этому служит положение фокуса самолета.

Центр тяжести должен располагаться впереди фокуса. В том случае, если центр тяжести и фокус находятся на одном удалении от начала САХ, то центровка будет называться задней критической.

На практике для любого самолета предусмотрено, чтобы в процессе эксплуатации центр тяжести не мог сместиться далее фокуса. С этой целью предельно заднее положение центра тяжести находится на некотором удалении от фокуса. Фокус самолета должен быть известен экипажу самолета с тем, чтобы случайно не мог быть перейден. У современных самолетов предельно-задняя центровка изменяется в широких пределах: от 0,25 САХ - у самолетов с прямыми и трапециевидными крыльями до 0,5 САХ - у самолетов со стреловидными и треугольными крыльями. Разность между предельно задней и предельно передней центровками называется диапазоном центровок. Разность между задней критической центровкой (положением фокуса самолета) и предельно задней называется запасом центровки.

ФОКУС КРЫЛА САМОЛЕТА

Фокусом крыла называется точка, относительно которой момент аэродинамических сил не зависит от угла атаки (Рис. 7). Аэродинамический фокус принято обозначать буквой F, а его координату относительно носика профиля крыла буквой X_F .

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

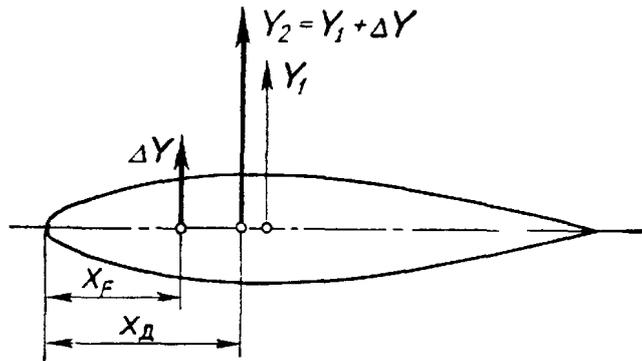


Рис. 7 К определению аэродинамического фокуса крыла

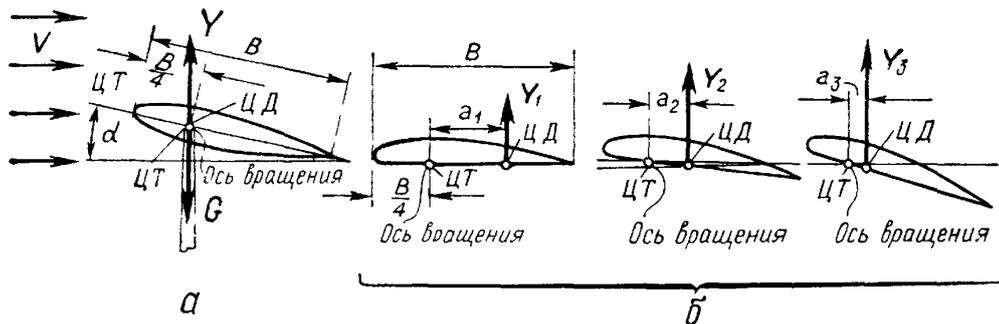


Рис. 8 Безразличное положение крыла: а - симметричный профиль крыла самолета Як-55; б - плосковыпуклый профиль крыла самолета Як-52

Фокус крыла - постоянная точка для самолетов Як-52 и Як-55 и у крыльев этих самолетов находится приблизительно на 1/4 длины хорды от передней кромки (22...25% САХ, там же, где и центр давления).

Для объяснения возьмем крыло самолета Як-55 с симметричным профилем. Как известно, центр давления является почти постоянной точкой и находится от передней кромки приблизительно на 1/4 расстояния хорды крыла, т. е. на 25% САХ (Рис. 8). Поместим крыло на ось вращения, совмещенную с центром давления (25% САХ) (Рис. 8, а).

Сбалансируем крыло так, чтобы ЦТ также находился там же где и ЦД. Тогда момент подъемной силы и момент силы веса будут равны нулю и крыло будет в равновесии.

А так как у симметричного профиля крыла ЦД почти не изменяет своего положения, то под каким бы углом атаки ни ставили крыло, оно все равно будет в равновесии (сбалансировано), т. е. равновесие будет безразличное.

Возьмем крыло плосковыпуклое (профиль крыла самолета Як-52), также поместим ось вращения на 25% САХ от передней кромки (Рис. 8, б). Сбалансируем его, чтобы ЦТ находился на оси вращения. При обтекании крыла воздушным потоком с постоянной скоростью V подъемная сила Y растет с увеличением угла атаки, и при этом центр давления перемещается по хорде вперед, приближаясь к 1/4 хорды крыла.

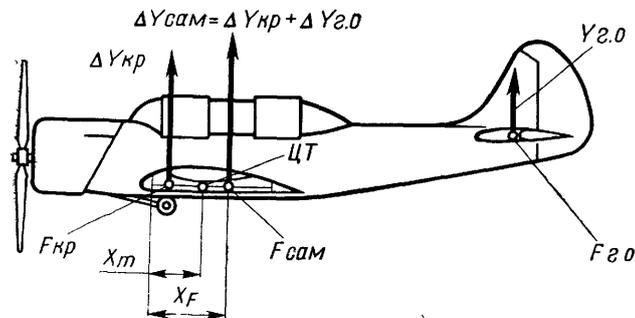


Рис. 9 К определению фокуса самолета

Момент подъемной силы здесь не равен нулю, а стремится повернуть крыло вокруг оси вращения (уменьшить угол атаки). На всех углах атаки (если скорость постоянна) этот момент одинаков

$$Y_1 a_1 = Y_2 a_2 = Y_3 a_3 = \dots, \quad (9.7)$$

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

где a_1 , a_2 и т. д. - расстояния ЦД от ЦТ.

Если уравновесить крыло на одном угле атаки, то крыло будет в равновесии и на других углах атаки, т. е. в безразличном равновесии.

В аэродинамике введено понятие фокуса как точки приложения приращения подъемной силы крыла при изменении угла атаки. С изменением угла атаки подъемная сила изменяется, а ее момент относительно фокуса остается постоянным. Это возможно лишь при условии, что дополнительная подъемная сила, возникающая при изменении угла атаки, приложена в аэродинамическом фокусе.

Положение фокуса крыла относительно САХ может существенно отличаться от положения центра давления. Это объясняется тем, что положение центра давления определяется законом распределения аэродинамической нагрузки вдоль хорды крыла, а положение фокуса - законом распределения приращения аэродинамической нагрузки при изменении угла атаки.

Положение фокуса крыла определяется его формой в плане и не зависит от угла атаки (в пределах летных углов) и скорости полета.

Понятие *фокус самолета* аналогично понятию фокуса крыла. Положение фокуса самолета определяется положением фокусов его частей (крыла, оперения, фюзеляжа) и величиной приращения подъемных сил этих частей (Рис. 9). Обычно фокус самолета расположен позади фокуса крыла на 30...40% САХ (для самолетов с прямым крылом). Фокус самолета Як-55 расположен на 30,3% САХ, самолета Як-52 - на 30% САХ.

БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

Сбалансировать самолет в установившемся прямолинейном полете - это значит уравновесить все продольные статические моменты относительно оси Z, $\Sigma M_z = 0$.

Самолеты Як-52 и Як-55 в продольном отношении балансируются во всем диапазоне допустимых скоростей полета и высот.

Для объяснения балансировки допустим, что самолет Як-52 совершает установившийся горизонтальный полет (Рис. 10). На самолет действуют: сила тяжести G, подъемная сила Y, сила лобового сопротивления X, сила тяги силовой установки P.

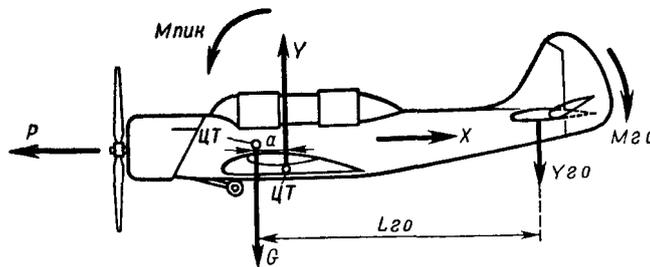


Рис. 10 Условия продольного равновесия самолета в горизонтальном полете

Вес приложен к центру тяжести, следовательно, момент его относительно оси Z, проходящей через ЦТ, всегда равен нулю. Подъемная сила Y имеет относительно оси Z некоторое плечо а, и ее момент Y·а в данном случае стремится повернуть самолет в сторону пикирования, т. е. уменьшить угол атаки. Считаем, что сила тяги P и сила лобового сопротивления X проходит через ЦТ, т. е. их момент относительно него равен нулю. Следовательно, для того чтобы самолет Як-52 продолжал горизонтальный полет, необходимо скомпенсировать появившийся пикирующий момент. Для этого необходимо горизонтальное оперение (триммер) установить так, чтобы горизонтальное оперение создало некоторую подъемную силу Y_{ГО}, направленную вниз. Момент этой силы в данном случае будет кабрирующим и равным по величине моменту подъемной силы крыла. Самолет будет сбалансированным при условии, что

$$Y \cdot a = Y_{ГО} L_{ГО} \quad (9.8)$$

Ранее было определено, что кабрирующий момент считается положительным, а пикирующий - отрицательным. Момент подъемной силы крыла считается *моментом крыла*, а момент подъемной силы горизонтального оперения - *моментом горизонтального оперения*.

Условие равновесия записывается формулой

$$-M_{КР} = M_{ГО}$$

или

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$M_{кр} + M_{го} = 0. \quad (9.9)$$

Момент крыла и момент горизонтального оперения - это наиболее значительные продольные моменты. Кроме них момент может быть от силы тяги воздушного винта, когда направление ее не проходит через ЦТ, когда имеется **децентрация** тяги. Работающий воздушный винт также вызывает момент, возникающий от изменения подъемной силы горизонтального оперения под влиянием отбрасываемой струи воздуха от винта.

Силы лобового сопротивления частей самолета могут создавать моменты, если они взаимно параллельны и направлены против движения, причем направления их могут проходить выше или ниже ЦТ, следовательно, моменты их могут полностью или частично уравновешиваться.

Итак, сбалансированным считается самолет, у которого алгебраическая сумма всех моментов относительно оси Z равна нулю:

$$\Sigma Mz = 0.$$

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПЕНСАЦИЯ. ТРИММЕР

Аэродинамическая сила, возникающая на руле при его отклонении, создает относительно оси вращения руля шарнирный момент, который стремится вернуть руль в нейтральное положение. Для удержания руля высоты в отклоненном положении возникающий шарнирный момент уравновешивается моментом, создаваемым усилием, приложенным к ручке управления и педалям.

Величина шарнирного момента возрастает при увеличении угла отклонения руля высоты, его геометрических размеров и скоростного напора. При больших скоростях полета для преодоления шарнирных моментов могут потребоваться недопустимо большие усилия, особенно у самолетов больших размеров. На самолётах Як-52 и Як-55 уменьшение усилия на ручке управления, педалях и элеронах достигается применением роговой и осевой аэродинамических компенсаций (Рис. 11, а, б)

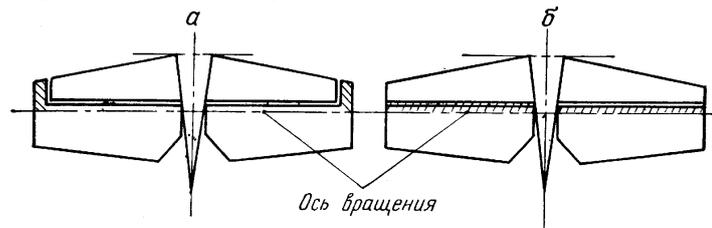


Рис. 11 Виды аэродинамических компенсаций: а - роговая; б - осевая

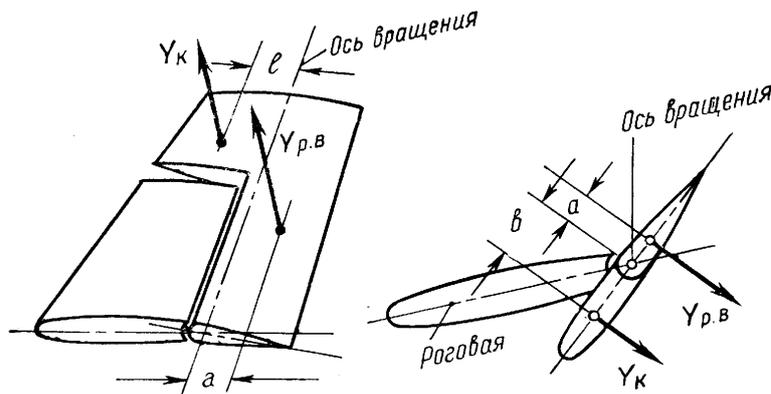


Рис. 12 Принцип действия роговой аэродинамической компенсации

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

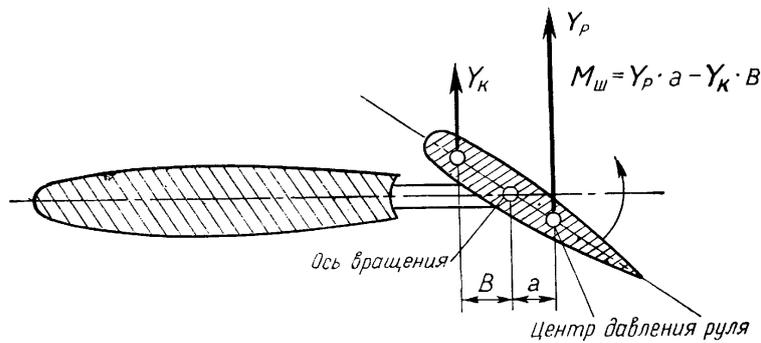


Рис. 13 Принцип действия осевой аэродинамической компенсации

Принцип действия роговой и осевой аэродинамической компенсации сводится к приближению центра давления руля к оси его вращения.

Роговой компенсацией руля называется часть его площади в виде “рога”, расположенного впереди оси вращения. Принцип действия роговой компенсации заключается в том, что аэродинамическая сила Y_K , действующая на “рог”, создает относительно оси вращения момент, направленный в сторону, противоположную шарнирному моменту (Рис. 12):

$$Y_K B \leq Y_{р.в} \cdot a.$$

Момент, создаваемый роговой компенсацией $Y_K B$, уменьшает шарнирный момент, а следовательно, и усилие, действующее на ручку управления (педаль). При больших углах отклонения руля роговая компенсация ухудшает характер обтекания оперения, увеличивает его лобовое сопротивление. Кроме того, выступающий “рог” служит источником вихреобразования, что способствует вибрации хвостового оперения.

Осевой аэродинамической компенсацией руля называется часть его площади, расположенной впереди оси вращения (Рис. 13).

Принцип действия осевой аэродинамической компенсации подобен принципу действия роговой компенсации. Аэродинамическая сила, действующая на площадь компенсации, создает относительно оси вращения момент, направленный в сторону, противоположную шарнирному моменту, уменьшая тем самым усилие на ручке управления.

Этот вид компенсации имеет наибольшее распространение на самолетах всех видов, ввиду его простоты при достаточной эффективности.

Осевая аэродинамическая компенсация рулевых поверхностей

на самолете Як-52 составляет:

на руле направления 4,4 %;

на руле высоты 18,4 %; на элеронах 13 %;

на самолете Як-55:

на руле высоты 2,5 %; на руле направления 19,5 %; на элеронах 10 %.

Роговая аэродинамическая компенсация на самолете Як-52 на руле направления составляет 4%, на самолете Як-55: на руле направления-9,4 %; на руле высоты 4,7 %; на элеронах 1,3 %.

При правильно подобранной величине аэродинамической компенсации рулей шарнирный момент рулей не становится равным нулю, а только уменьшается. Однако в длительном полете на каком-либо режиме даже сравнительно небольшое усилие, прикладываемое к ручке управления, весьма утомляет летчика. Поэтому дополнительно на самолете Як-52 установлен аэродинамический триммер, который позволяет регулировать желаемое усилие на ручке управления или полностью снять его.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

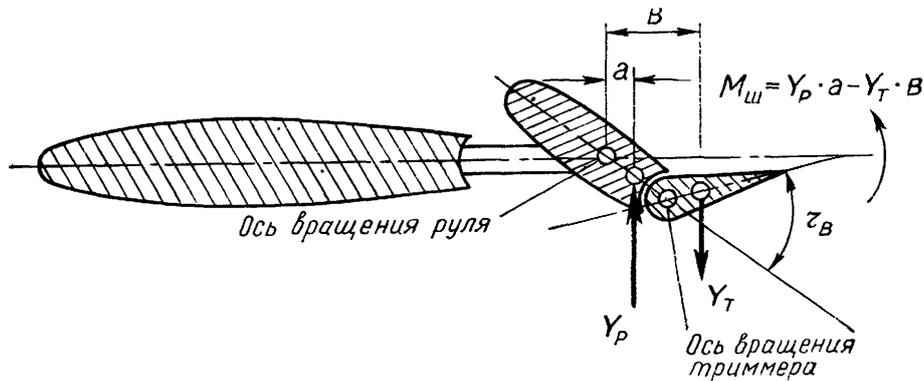


Рис. 14 Принцип действия аэродинамического триммера

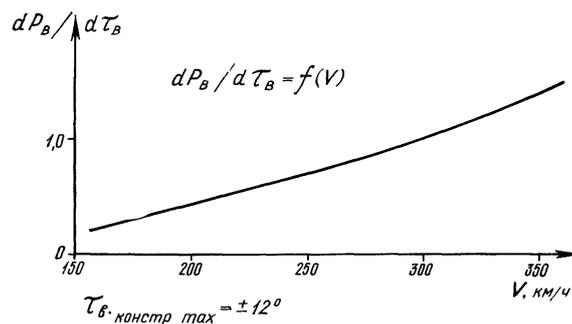


Рис. 15 Зависимость эффективности триммера руля высоты самолета Як-52 от скорости полета

Триммер самолета Як-52 представляет собой небольшую по площади часть руля, шарнирно укрепленную около задней кромки (Рис. 14). Триммер имеет независимое управление. При отклонении его возникает аэродинамический момент, противоположный шарнирному моменту руля.

Летчик по своему желанию может уменьшить или полностью снять усилие на ручке управления.

Большая эффективность триммера на самолете Як-52 при сравнительно небольших размерах объясняется тем, что при отклонении триммера происходит перераспределение давления по всей поверхности руля подобно тому, как отклонение руля изменяет распределение давления на стабилизаторе. На самолете Як-52 триммер установлен только на руле высоты. Его углы отклонения составляют вверх и вниз 12° .

На самолете Як-55 триммер не установлен, ввиду того, что симметричный профиль крыла и стабилизатора, а также применение роговой и осевой аэродинамических компенсаций позволяет значительно уменьшить нагрузку на ручке управления и элеронах при выполнении пилотажа как прямого, так и обратного, а также горизонтального полета в диапазоне рабочих скоростей.

Зависимость эффективности триммера самолета Як-52 (т. е. изменение усилий на ручке управления при отклонении его на 1°) от скорости полета показана на (Рис. 15).

Управление триммером механическое (тросовое). Колесо управления триммером установлено на левом борту передней и задней кабин. В отклоненном положении триммер фиксируется с помощью механизма перестановки триммера в системе управления, который установлен в фюзеляже самолета.

ВЛИЯНИЕ МОМЕНТА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ НА ПРОДОЛЬНУЮ БАЛАНСИРОВКУ

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты, которые представляют собой в целом небольшое крыло, обычно симметричного профиля (Рис. 16).

Рассмотрим горизонтальное оперение самолета Як-52. Под действием встречного потока воздуха оперение развивает подъемную силу $Y_{Г.о.}$, которая, действуя на плечо $L_{Г.о.}$, создает момент относительно поперечной оси, равный

$$M_{z0} = -Y_{z0} \cdot L_{z0},$$

где знак минус показывает, что момент пикирующий.

Величина этого момента зависит главным образом от величины подъемной силы оперения, так как плечо $L_{Г.о.}$ можно считать постоянной величиной. Величина подъемной силы $Y_{Г.о.}$ зависит от угла атаки

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

горизонтального оперения (за который принимают угол атаки стабилизатора) и от профиля, который меняется при повороте руля высоты. Следовательно, момент горизонтального оперения зависит от угла атаки стабилизатора и угла отклонения руля высоты.

Углом атаки стабилизатора называется угол между хордой стабилизатора и направлением набегающего на него потока. Хорда стабилизатора не параллельна хорде крыла и составляет с ней угол установки стабилизатора $\varphi_{ст}$. Угол между хордой стабилизатора и направлением воздушной скорости самолета будет равен сумме угла атаки крыла α и угла установки стабилизатора $\varphi_{ст}$ и равен $\alpha + \varphi_{ст}$. Этот угол называется **углом атаки стабилизатора**.

Но это еще не полный угол. Под действием крыла воздушный поток отклоняется от своего направления вниз на некоторый угол ε , называемый **углом скоса потока**. Следовательно, угол атаки стабилизатора, т. е. горизонтального оперения, получается путем вычитания угла скоса воздушного потока из угла $\alpha + \varphi_{ст}$.

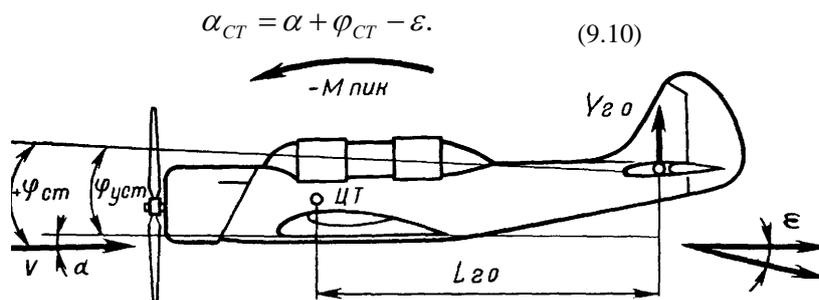


Рис. 16 Момент горизонтального оперения

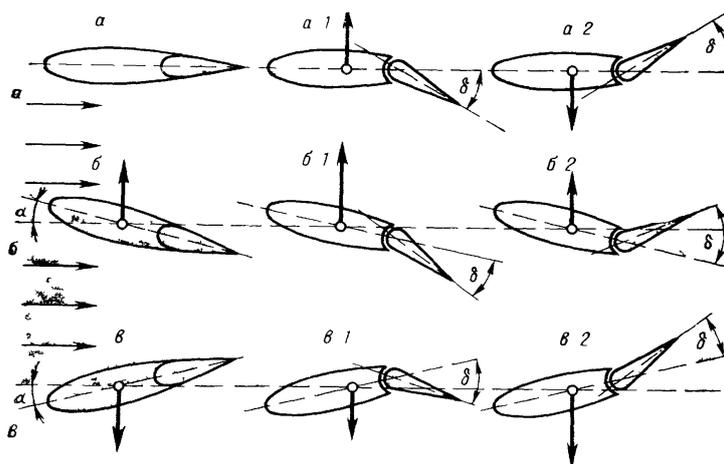


Рис. 17 Изменение момента горизонтального оперения в зависимости от угла атаки и угла отклонения руля высоты

Учитывая значение полученного угла $\alpha_{ст}$, рассмотрим, как изменяется подъемная сила горизонтального оперения и ее момент относительно оси Z в зависимости от угла атаки стабилизатора и угла отклонения руля высоты

Когда угол атаки стабилизатора равен нулю, то при нейтральном положении руля высоты (Рис. 17) подъемная сила оперения будет равна нулю и никакого момента не получится.

Если летчик отклонит руль высоты вниз (Рис. 17, а) на некоторый угол δ (дельта), то это будет равносильно увеличению угла атаки стабилизатора и вызовет появление подъемной силы, направленной вверх, и момент ее будет пикирующим. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (Рис. 17, а-2), то это вызовет появление подъемной силы, направленной вниз, и момент ее будет кабрирующим.

Когда угол атаки стабилизатора положительный, то при нейтральном положении руля высоты (Рис. 17, б) подъемная сила будет направлена вверх и момент ее будет пикирующим. Если летчик отклонит руль высоты вниз (Рис. 17, б-1), то это вызовет увеличение подъемной силы и ее пикирующего момента. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (Рис. 17, б-2), то это вызовет уменьшение подъемной силы и может изменить ее направление и направление ее момента на обратное.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Рассмотрим отрицательный угол атаки стабилизатора. Когда руль высоты находится в нейтральном положении (Рис. 17, в), подъемная сила будет направлена вниз и момент ее будет кабрирующий. Если летчик отклонит руль высоты вниз (Рис. 17, в-2), то это вызовет уменьшение подъемной силы и может изменить направление ее момента на обратное. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (Рис. 17, в-2), то это вызовет увеличение отрицательной подъемной силы и ее кабрирующего момента.

Угол установки стабилизатора самолета Як-52 равен $\varphi_{ст} = 1^{\circ}30'$, самолета Як-55 $\varphi_{ст} = 0^{\circ}$.

ВЛИЯНИЕ МОМЕНТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ПРОДОЛЬНУЮ БАЛАНСИРОВКУ

Работающая силовая установка винтового самолета с поршневым и турбореактивным двигателями создает продольный момент силы тяги и, кроме того, продольный момент от изменения подъемной силы горизонтального оперения в результате действия на него струи воздушного потока. Поэтому, если в полете самолет находится в продольном равновесии, то при включении двигателя оно будет нарушено вследствие исчезновения указанных моментов. Если же самолет был в равновесии на планировании, то при включении двигателя оно будет также нарушено вследствие появления вышеуказанных моментов.

Если тяга силовой установки проходит вне центра тяжести самолета, т. е. когда имеется децентрация тяги, то будет создаваться продольный момент (Рис. 18, а). Это характерно для самолета Як-52. Направление силы тяги у него проходит выше центра тяжести. Такая децентрация называется *верхней*. Следовательно, исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что момент будет пикирующим - отрицательным.

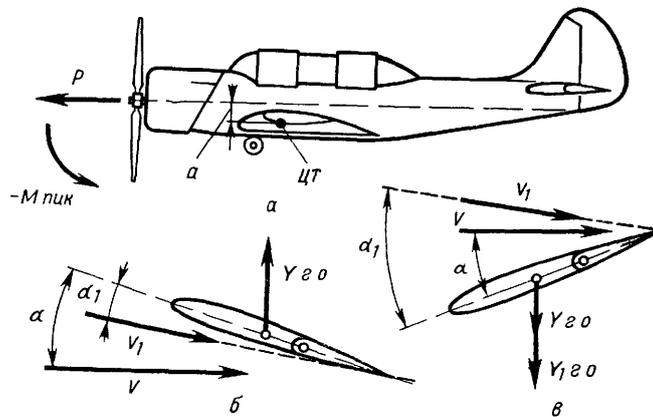


Рис. 18 Влияние силовой установки самолета Як 52 на продольное равновесие

Действие воздушной струи от винта на оперение более сложно. Пусть самолет Як-52 планирует и на его горизонтальное оперение набегаеет воздушный поток (Рис. 18, б) со скоростью V , под углом атаки α . В результате этого оперение развивает подъемную силу $Y_{г.о.}$. При включении двигателя к скорости V добавляется скорость струи воздушного винта V_1 , причем поток набегаеет на оперение под меньшим углом атаки α (так как воздушная струя винта увеличивает скос потока у хвостового оперения). Вследствие увеличения скорости подъемная сила оперения должна возрасти, а вследствие уменьшения угла атаки должна уменьшиться. В итоге величина подъемной силы заметно не изменится, т. е. действие струи воздуха от воздушного винта заметно не нарушит равновесие самолета.

Выше рассматривался случай, когда подъемная сила оперения направлена вверх и, следовательно, создает пикирующий момент. Но современные самолеты, как правило, имеют переднюю центровку, а при передней центровке центр тяжести самолета находится впереди центра давления и фокуса самолета.

Поэтому крыло создает пикирующий момент, следовательно, горизонтальное оперение должно создавать кабрирующий момент, т. е. подъемная сила горизонтального оперения и его угол атаки должны быть отрицательными (Рис. 18, в). Допустим, что в этом случае самолет планирует со скоростью V . При включении двигателя воздушная струя от винта увеличит скорость потока воздуха у горизонтального оперения и скорость станет равной V_1 . Вследствие увеличения скоса потока угол атаки увеличится $\alpha_1 > \alpha$.

В результате увеличения скорости и угла атаки подъемная сила $Y_{г.о.}$ возрастает до значения $Y_{г.о.}$ и кабрирующий момент горизонтального оперения увеличится.

У самолетов Як-52 и Як-55 действие струи от воздушного винта на горизонтальное оперение создает кабрирующий момент.

Далее рассмотрим действие продольных моментов на балансировку самолета.

Так, например, самолет Як-52 имеет верхнюю децентрацию тяги силовой установки, что приводит к созданию пикирующего момента, который по своему значению больше кабрирующего момента,

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

возникающего от действия струи воздушного винта на горизонтальное оперение. Поэтому при включении двигателя самолет будет стремиться уменьшить угол атаки. Для противодействия этому необходимо создать рулем высоты добавочный кабрирующий момент, т. е. взять ручку управления на себя и так держать ее во время всего полета на данном режиме работы двигателя.

При выключении двигателя пикирующий момент от тяги воздушного винта и кабрирующий момент руля высоты исчезают, но добавочный кабрирующий момент руля высоты остается, и под действием его самолет увеличит угол атаки (если летчик своевременно не отклонит ручку управления от себя). При внезапном исчезновении силы тяги (отказ двигателя), особенно на подъеме, *такая ошибка летчика может привести к резкому уменьшению скорости и сваливанию в штопор.*

УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Продольной устойчивостью самолета называется способность его сохранять заданный режим полета и возвращаться к нему после воздействия на самолет внешних возмущений, нарушающих исходное равновесие сил и моментов в плоскости симметрии самолета.

Аэродинамические силы и моменты в продольном движении самолета определяются углом атаки и скоростью самолета при полете. Поэтому, для суждения об изменении аэродинамических сил и моментов при нарушении балансировки необходимо знать величину изменения угла атаки и скорости полета.

Продольное возмущенное движение самолета можно представить как комбинацию короткопериодического движения (вращения вокруг поперечной оси) и длиннопериодического движения (изменение угла атаки). Скорость при этом можно считать практически постоянной. Только с течением времени она начнет изменяться, при этом в зависимости от колебания скорости угол атаки также может изменять свою величину, но его изменение будет играть уже подчиненную роль.

Свойство самолета быстро изменять угол атаки и сравнительно медленно скорость полета позволило рассматривать два вида продольной устойчивости самолета: устойчивость по перегрузке, устойчивость по скорости.

Устойчивость по перегрузке проявляется в начале возмущенного движения. Как показывает летная практика, быстрое восстановление угла атаки и перегрузки обеспечивает безопасность полета и сравнительную быстроту управления самолетом. Особенно это характерно для самолетов Як-52 и Як-55, имеющих большие рулевые поверхности.

Устойчивость по скорости проявляется медленно и может быть выявлена изменением скорости, если летчик длительное время не вмешивается в управление самолетом.

ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

Продольная статическая устойчивость по перегрузке - это способность самолета создавать статические моменты, направленные на восстановление исходного угла атаки (перегрузки).

Из определения следует, что устойчивый по перегрузке самолет имеет стремление в первый момент после возмущения восстановить угол атаки и прямолинейность полета-движения.

Выясним условия, при которых самолет будет устойчив по перегрузке (Рис. 19). При случайном увеличении угла атаки (например, при воздействии вертикального порыва ветра) возникает неуравновешенная подъемная сила ΔY , приложенная в фокусе самолета. Дальнейшее поведение самолета будет зависеть от взаимного расположения фокуса и центра тяжести.

При расположении фокуса позади центра тяжести самолета увеличение угла атаки приводит к появлению стабилизирующего момента (пикирующего), под действием которого возникший во время возмущения дополнительный угол атаки $\Delta\alpha$ уменьшается и самолет стремится вернуться в исходный режим. В этом случае самолет в продольном отношении статически устойчив по перегрузке. Это характерно для Як-52 и Як-55.

При расположении фокуса впереди центра тяжести самолета увеличение угла атаки приводит к появлению дестабилизирующего (кабрирующего) момента, под действием которого дополнительный угол атаки $\Delta\alpha$ возрастает еще больше. Самолет будет увеличивать угол атаки и перегрузку до выхода на режим сваливания. В этом случае самолет в продольном отношении *неустойчив по перегрузке.*

Таким образом, условием продольной статической устойчивости самолета по перегрузке является условие расположения фокуса самолета позади его центра тяжести.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

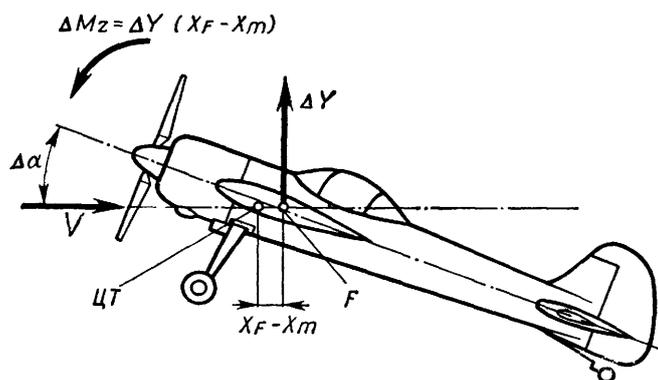


Рис. 19 К объяснению продольной статической устойчивости самолета по перегрузке

Как видно из Рис. 19, величина неуравновешенного стабилизирующего момента пропорциональна расстоянию между фокусом и центром тяжести самолета:

$$\Delta M_z = \Delta Y (\bar{X}_F - \bar{X}_T). \quad (9.11)$$

или в безразмерных коэффициентах:

$$-\Delta m_z = \Delta C_y (\bar{X}_F - \bar{X}_T). \quad (9.12)$$

При уменьшении величины $\bar{X}_F - \bar{X}_T$ устойчивость самолета по перегрузке уменьшается; при $\bar{X}_F - \bar{X}_T = 0$, т. е. когда центр тяжести совпадает с фокусом, самолет становится нейтральным.

Центровка, при которой центр тяжести самолета совпадает с фокусом самолета, называется **нейтральной или критической**.

Разность между нейтральной центровкой (фокусом) и фактической центровкой $\bar{X}_F - \bar{X}_T$ называется **запасом центровки** или запасом продольной статической **устойчивости по перегрузке**.

Если центровка самолета больше нейтральной, то самолет становится неустойчивым по перегрузке, что недопустимо. Поэтому при всех вариантах загрузки центр тяжести самолета должен находиться впереди фокуса, т. е. самолет должен иметь некоторый минимальный запас центровки на устойчивость, исходя из которого назначается предельно задняя и предельно передняя эксплуатационные центровки.

Предельно задняя эксплуатационная центровка выбирается из условия, чтобы запас устойчивости по перегрузке был достаточным (3...4 % САХ для маневренных самолетов, а для учебных и тяжелых самолетов - не менее 10% САХ).

У самолета Як-52 предельно допустимая задняя центровка составляет 25 % САХ, а предельно передняя допустимая центровка-17% САХ. У самолета Як-55 предельно передняя допустимая эксплуатационная центровка составляет 27% САХ, предельно задняя-31,5% САХ (в тренировочном варианте) и соответственно 25% САХ и 31,5% САХ в перегоночном варианте.

Результатами летных испытаний рассматриваемых самолетов установлено, что продольная статическая устойчивость по перегрузке во всем диапазоне скоростей и высот полета, с зажатой и свободной ручкой управления, хорошая.

Запас статической устойчивости по перегрузке при зафиксированном управлении составляет для обоих самолетов в среднем не менее 10 %.

При освобожденном управлении (ручка брошена) запас статической устойчивости самолетов Як-52 и Як-55 по перегрузке меньше (на 3...5 % САХ), чем при зафиксированном управлении (ручка управления зажата).

Это объясняется тем, что при случайном изменении угла атаки крыла свободный руль управления устанавливается по потоку и не участвует в создании приращения подъемной силы горизонтального оперения, величина которого уменьшается. Поэтому уменьшается сдвиг аэродинамического фокуса назад.

При увеличении скорости полета по прибору более 360 км/ч нейтральная центровка (фокус) увеличивается на 2...3 % САХ, что повышает запас продольной статической устойчивости по перегрузке.

Это увеличение объясняется следующим. С ростом скорости полета по прибору при случайном возрастании угла атаки увеличиваются изгибающие деформации фюзеляжа, при этом верхняя его часть укорачивается, а троса управления рулем высоты своей длины не изменяют. Это приводит к отклонению

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

руля высоты вниз. Приращение подъемной силы горизонтального оперения $\Delta Y_{Г.О.}$ возрастает, вызывая тем самым сдвиг аэродинамического фокуса назад.

Продольная динамическая устойчивость самолета или характер продольного короткопериодического движения определяется соотношением между статическими и динамическими моментами.

В зависимости от степени деформирования продольное короткопериодическое движение может иметь аperiodический или чаще периодический (колебательный) характер. При слабом деформировании колебания самолета будут затухать медленно и потребуются много времени для восстановления равновесия.

Но и при чрезмерно большом демпфировании или недостаточной статической устойчивости самолета возвращение в состояние равновесия также затягивается, хотя колебаний не будет.

Продольная динамическая устойчивость самолета характеризует коэффициент затухания продольных колебаний.

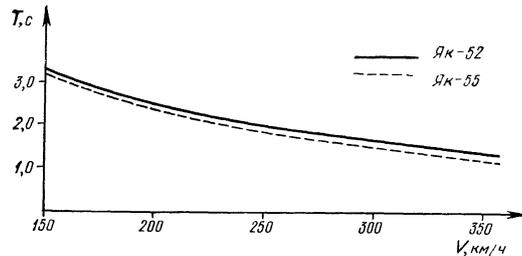


Рис. 20 . Характеристики продольной динамической устойчивости самолетов Як-52 и Як-55 с зажатой ручкой управления

Рассмотрим характеристики короткопериодического движения самолетов Як-52 и Як-55 в горизонтальном полете на высоте $H=500$ м с зажатой ручкой управления при следующих данных самолетов:

Як-52 - $G=1290$ кгс, центровка 25% САХ;

Як-55 - центровка 25% САХ, $G=870$ кгс (Рис. 20).

Из графиков рисунка видно, что в диапазоне скоростей полета от 150 до 360 км/ч затухание колебаний на половину уменьшается. Это определяет достаточно хорошую динамическую устойчивость самолетов Як-52 и Як-55.

Приведенные характеристики короткопериодического движения позволяют сделать вывод о том, что длительный горизонтальный полет на самолетах Як-52 и Як-55 во всем диапазоне скоростей и высот не утомителен.

Но вследствие малого веса самолетов в сильную "болтанку" летчику приходится прикладывать определенные усилия для удержания самолета в заданном режиме полета.

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО СКОРОСТИ

Устойчивостью по скорости называется способность самолета восстанавливать скорость полета и угол наклона траектории исходного режима.

Самолет, обладающий устойчивостью по перегрузке и удовлетворительными демпфирующими свойствами, при нарушении равновесия сравнительно быстро прекращает короткопериодическое колебательное движение. В процессе этого движения самолет восстанавливает угол атаки и перегрузку (прямолинейность движения) исходного режима, но не восстанавливает исходный угол наклона траектории и тангажа. Поэтому дальнейшее протекание возмущенного движения называется большим (длиннопериодическим) движением. Оно связано со значительными отклонениями самолета от траектории исходного - установившегося полета и сопровождается изменением скорости и высоты. Совершенно ясно, что интерес представляет начальная тенденция самолета, т. е. как он реагирует на изменение скорости сразу после устранения возмущений.

Тенденция самолета к восстановлению исходных значений скорости и угла наклона траектории называется **статической устойчивостью по скорости**.

Всякое изменение скорости полета из-за действия какой-либо случайной причины сопровождается изменением аэродинамических сил и моментов. Если при увеличении скорости полета подъемная сила увеличивается, то появляется неуравновешенный избыток ее ΔY , траектория движения искривляется вверх. Это ведет к уменьшению скорости.

Уменьшение скорости у статически устойчивых самолетов Як-52 и Як-55 сопровождается уменьшением подъемной силы и, следовательно, искривлением траектории его полета вниз. При снижении скорости полета увеличивается.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Таким образом, условием статической устойчивости самолета по скорости является увеличение подъемной силы при увеличении скорости, и наоборот, т. е. критерием устойчивости по скорости может

быть знак величины отношения $\frac{dY}{dV}$. При $\frac{dY}{dV} > 0$ самолет устойчив по скорости. При $\frac{dY}{dV} < 0$ самолет неустойчив по скорости.

Статическая устойчивость самолета по скорости является необходимым, но недостаточным условием возвращения самолета к исходной скорости полета, так как она определяет только начальную тенденцию в движении самолета при нарушении его равновесия.

Изменение скорости полета, как правило, сопровождается и изменением угла атаки, поэтому под устойчивостью по скорости фактически подразумевается устойчивость режима полета, т. е. стремление самолета восстановить не только скорость, но и угол атаки исходного режима полета.

На устойчивом по скорости самолете увеличение скорости полета сопровождается приростом подъемной силы. Следовательно, если летчик увеличит скорость полета, то для сохранения прямолинейного горизонтального полета он будет вынужден уменьшить угол атаки отклонением ручки управления от себя, что вызовет увеличение давящего усилия.

Таким образом, об устойчивости самолета по скорости летчик может судить по изменению усилий на ручке управления или по отклонению руля высоты с изменением скорости при сохранении режима прямолинейного полета.

Балансировочная диаграмма $\delta_B^0(V)$ (Рис. 21) позволяет судить о продольной статической устойчивости самолета фиксированном (зажатом) управлении.

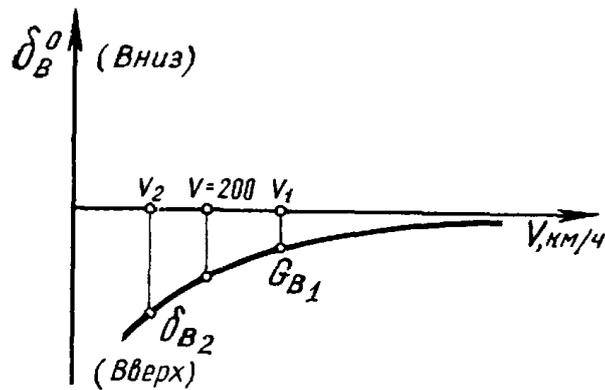


Рис. 21 К объяснению продольной статической устойчивости самолетов по скорости при зафиксированном управлении

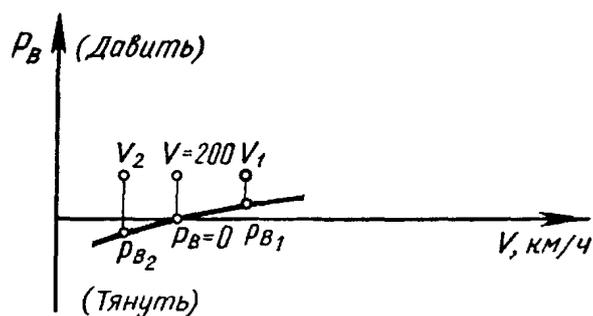


Рис. 22 К объяснению продольной статической устойчивости по скорости при свободном управлении

Допустим, сбалансируем самолет Як-52 на скорости 200 км/ч при работе двигателя на I номинале, при этом $\delta_B^0 = 3^0$, зафиксируем в этом положении ручку управления. Пусть по какой-либо причине скорость полета увеличивается до скорости V_1 . При этом пикирующий момент уменьшается. Для его устранения необходимо отклонить руль высоты вниз на величину $\delta_{B_1}^0$, но так как руль высоты зафиксирован в нейтральном положении, то под действием уменьшения момента самолет перейдет на кабрирование, скорость полета будет уменьшаться, стремясь к исходному значению. При уменьшении скорости до значения V_2 для балансировки самолета необходимо было бы отклонить руль высоты вверх на

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

величину $\delta^0_{B_2}$, но так как он зафиксирован, то самолет переходит на снижение, скорость полета увеличивается. Следовательно, и в том и в другом случае, если наклон балансировочной диаграммы по

углам отклонения руля высоты положительный $\frac{d\delta_B}{dV} > 0$, самолет имеет стремление без вмешательства летчика восстановить заданную скорость, т. е. он статически устойчив по скорости при фиксированном управлении.

Балансировочная диаграмма $P_B(V)$ (Рис. 22) позволяет судить о продольной статической устойчивости самолета по скорости при освобожденном управлении (ручка управления брошена).

Сбалансируем самолет Як-52 триммером на скорости горизонтального полета 200 км/ч при работе двигателя на I номинале. При этом $P_B = 0$ при освобожденном управлении. При увеличении скорости полета до V_1 для балансировки самолета необходимо приложить к ручке управления давящее усилие Рак но, так как ручка освобождена, она будет перемещаться в направлении к летчику - руль высоты отклонится вверх, самолет перейдет на кабрирование, скорость будет уменьшаться, стремясь к заданной.

При уменьшении скорости для балансировки самолета необходимо приложить тянущее усилие, но так как ручка управления освобождена, то она будет перемещаться в направлении от летчика, руль высоты отклонится вниз самолет перейдет на снижение, скорость будет увеличиваться. Следовательно, из вышесказанного можно сделать вывод: если самолет сбалансирован и наклон балансировочной диаграммы

по усилиям на ручке управления положительный $\frac{dP_B}{dV} > 0$, то считается, что самолет статически устойчив по скорости при освобожденном управлении.

Таким образом, в эксплуатационном диапазоне скоростей полета самолеты Як-52 и Як-55 статически устойчивы по скорости и по перегрузке.

ПОПЕРЕЧНАЯ БАЛАНСИРОВКА.

ВЛИЯНИЕ РЕАКЦИИ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА ПОПЕРЕЧНУЮ БАЛАНСИРОВКУ

Поперечной балансировкой самолета называется такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают вращения самолета вокруг продольной оси X. Для поперечной балансировки в прямолинейном полете необходимо равновесие кренящих моментов, т. е. чтобы сумма моментов относительно оси X была равна нулю: У винтовых самолетов Як-52 и Як-55 нет аэродинамической симметрии. Происходит это оттого, что в полете под влиянием работы силовой установки возникает правый кренящий момент, который приходится уравнивать. Рассмотрим указанное влияние силовой установки.

$$\Sigma M_X = 0 \quad (9.13)$$

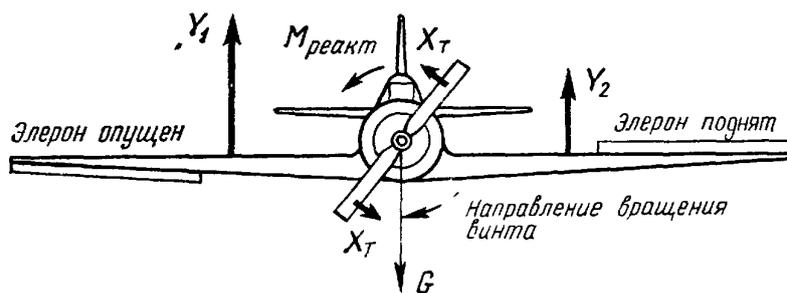


Рис. 23 Реактивный момент воздушного винта и уравнивание его методом отклонения элеронов

Влияние реакции вращения воздушного винта на поперечную балансировку. Сила тяги рассматриваемых самолетов лежит в плоскости симметрии и, следовательно, не нарушает поперечного равновесия.

Но вследствие вращения воздушного винта влево (по направлению полета) самолет находится под действием правого кренящего момента, направленного в сторону, обратную вращению воздушного винта.

Этот момент называется **реактивным**, или **реакцией вращения воздушного винта** - $M_{РВ}$. При вращении воздушного винта его лопасти, оказывая давление на воздушный поток, сами испытывают со стороны последнего такое же воздействие, которое можно представить в виде реактивной пары сил. Так как воздушный винт конструктивно связан с самолетом, то реактивный момент, передаваясь через двигатель на самолет, заставляет его крениться в сторону, обратную вращению. Следовательно, при левом вращении

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

воздушного винта под действием реактивного момента воздушного винта самолет будет иметь стремление крениться на правое крыло.

Реакцию вращения воздушного винта можно уравновесить путем отклонения элеронов (Рис. 23), опустив правый элерон и подняв левый (ручка управления отклоняется влево). Этим самым достигается равновесие.

На самолетах Як-52 и Як-55 этот момент компенсируется отклонением фиксированных триммеров, установленных на элеронах. Эти триммеры представляют собой небольшие дюралевые пластины, которые прикреплены к ободу элеронов. Отгибая триммеры в сторону, обратную вращению, тем самым достигается отклонение элеронов на расчетном режиме и снятие нагрузки на ручке управления. Как правило, расчетный режим соответствует скорости полета 250 км/ч. Данные триммеры называются *компенсирующими*, снимающими шарнирный момент.

Другой способ уравновешивания реактивного момента воздушного винта состоит в том, что угол установки того полукрыла, на которое самолет кренится, делают чуть больше. Вследствие этого на всех режимах полета угол атаки этого полукрыла будет равен $\alpha + \Delta\alpha$. Следовательно, будет больше и его подъемная сила. За счет разницы в величине подъемных сил полукрыльев образуется момент относительно оси X, который и уравновешивает реакцию вращения воздушного винта. На планировании, когда реакции вращения воздушного винта нет, самолет, естественно, валится на то полукрыло, угол установки которого меньше, и летчику приходится уравновешивать самолет отклонением элеронов. Данный способ на самолетах Як-52 и Як-55 не применяется.

ПУТЕВАЯ БАЛАНСИРОВКА. ВЛИЯНИЕ ВОЗДУШНОЙ СТРУИ ОТ ВИНТА НА ПУТЕВУЮ БАЛАНСИРОВКУ

Путевой балансировкой самолета называется такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают вращения самолета вокруг оси Y. Для путевой балансировки необходимо равновесие заворачивающих моментов, т. е. чтобы сумма моментов относительно оси Y была равна нулю:

$$\Sigma M_y = 0 \quad (9.14)$$

У самолета путевое равновесие само собой не создается. Происходит это оттого, что в полете под влиянием работы силовой установки возникает заворачивающий момент, который приходится уравновешивать путем нарушения аэродинамической симметрии самолета. На планировании нарушенная симметрия дает себя знать, и летчику приходится создавать уравновешивающий момент.

Влияние струи от воздушного винта на путевую балансировку. В полете самолет имеет тенденцию заворачивать в сторону, обратную вращению воздушного винта (т. е. с воздушным винтом левого вращения самолеты Як-52 и Як-55 стремятся заворачивать вправо).

Причина возникновения заворачивающего момента заключается в том, что воздушная струя, отбрасываемая воздушным винтом и закручиваемая последним в сторону вращения, встречает на своем пути вертикальное оперение и, оказывая на него давление, создает заворачивающий момент $M_{Z_{в.о}}$ (Рис. 24). Так как вертикальное оперение всегда расположено выше оси фюзеляжа, то при воздушном винте левого вращения воздушная струя вращается влево, давление испытывает правая сторона оперения и самолет стремится завернуть вправо.

При воздушном винте правого вращения давление будет на левую сторону оперения и самолет будет заворачивать влево.

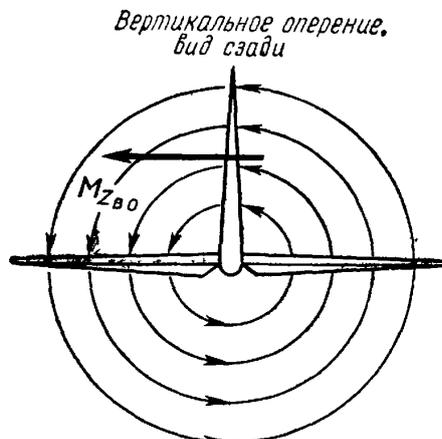


Рис. 24 Возникновение заворачивающего момента вследствие действия вращающейся струи воздушного винта на вертикальное оперение самолетов Як-52 и Як-55.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Уравновесить указанный заворачивающий момент можно при помощи руля направления, отклоняя его в сторону, обратную той, в которую самолет стремится заворачивать (для самолетов Як-52 и Як-55-влево).

Вертикальное оперение работает аналогично горизонтальному оперению, поэтому при отклонении руля направления вертикальное оперение окажется под действием аэродинамической силы $Z_{в.о.}$, момент которой будет стремиться повернуть самолет вокруг оси Y в сторону, обратную той, в которую направлен момент от действия струи воздушного винта. В полете летчик будет испытывать постоянное давление на педаль, что утомляет его. Для снятия усилий на педалях самолета, возникающих от аэродинамической силы $Z_{в.о.}$, на руле направления устанавливаются триммер.

На самолетах Як-52 и Як-55 установлен фиксированный триммер, представляющий собой небольшую дюралевую пластину, которая прикреплена к ободу руля направления. Отгибанием ее в сторону, обратную необходимого отклонения руля направления, снимается нагрузка с педалей управления самолетом. Данным фиксированным триммером уравновешивается шарнирный момент руля направления. Поэтому правильно будет называть ее *компенсирующей пластиной*.

ПОПЕРЕЧНАЯ, ПУТЕВАЯ И БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Среди факторов, определяющих закономерности бокового движения, наибольшую роль играют характеристики поперечной и путевой устойчивости.

Поэтому каждому летчику для понимания всех особенностей поведения самолета необходимо представлять фактическую картину бокового движения и, в частности, сущность конкретного проявления поперечной и путевой устойчивости.

ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Способность самолета без вмешательства летчика восстанавливать в полете первоначальное состояние поперечного равновесия *называется поперечной устойчивостью*.

Рассмотрим поведение самолета при случайном нарушении поперечного равновесия. Например, под воздействием вертикального порыва ветра на одно из полукрыльев самолет начнет вращаться относительно оси X , т. е. крениться.

При вращении самолета вокруг продольной оси происходит изменение углов атаки на полукрыльях: на опускающемся крыле углы атаки увеличиваются, а на поднимающемся - уменьшаются (Рис. 25). В результате подъемные силы полукрыльев также изменят свои первоначальные величины: на поднимающемся подъемная сила $Y_{под}$ будет меньше исходной, а на опускающемся больше, т. е.

$Y_{оп} > Y_{под}$. Результирующая подъемных сил Y' сместится в сторону опускающегося полукрыла и, действуя на плечо a , создаст тормозящий (демпфирующий) момент $M_{Х-демпф}$, препятствующий дальнейшему увеличению угла крена. Однако демпфирующий момент действует только при вращении самолета относительно оси X и как только вращение (кренение) прекращается, прекращается и действие этого момента. Поэтому восстановить исходное поперечное равновесие демпфирующий момент не может.

Демпфирующий момент равновесия не восстановит, однако вращение самолета прекратится, и он останется накрененным на некоторый угол γ (Рис. 26).

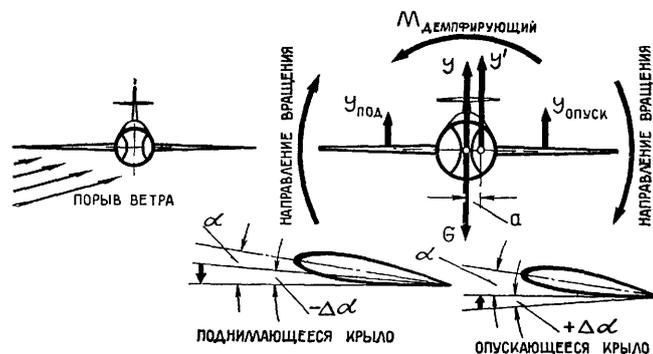


Рис. 25. Схема сил, действующих на самолет при его вращении относительно оси X

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

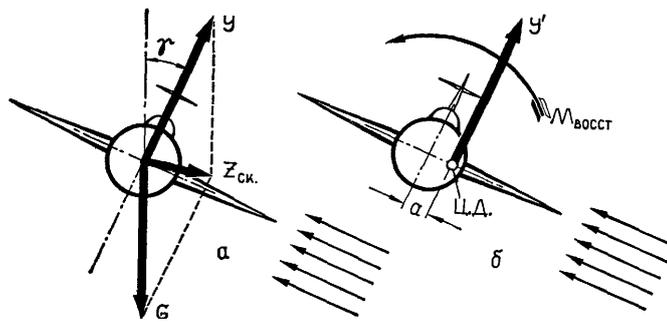


Рис. 26 Восстановление поперечного равновесия при скольжении самолета

Накренившийся самолет начинает скользить на опущенное крыло под воздействием силы $Z_{СК}$, составляющей силы веса и подъемной силы (см. Рис. 26). При полете самолета со скольжением характер обтекания полукрыльев и распределения давления на них изменяется. На опущенном полукрыле условия обтекания лучше, а на поднятом из-за аэродинамического затенения хуже, вследствие чего на опущенном пол у крыле подъемная сила создается большей величины, чем на поднятом ($Y_{оп} > Y_{под}$).

Результирующая подъемная сила Y' , как это показано на Рис. 26, сместится в сторону опущенного полукрыла и, действуя на плече a относительно центра тяжести, создаст восстанавливающий момент ($M_{ВОССТ}$), который после прекращения действия внешних сил прекратит свое действие. Таким образом, поперечная устойчивость обеспечивается самим крылом, но не за счет только крена, а и за счет возникающего при этом скольжения.

Величина восстанавливающего момента, степень статической поперечной устойчивости зависят от площади крыла, угла поперечного V , стреловидности, удлинения крыла, от площади вертикального оперения и т. д.

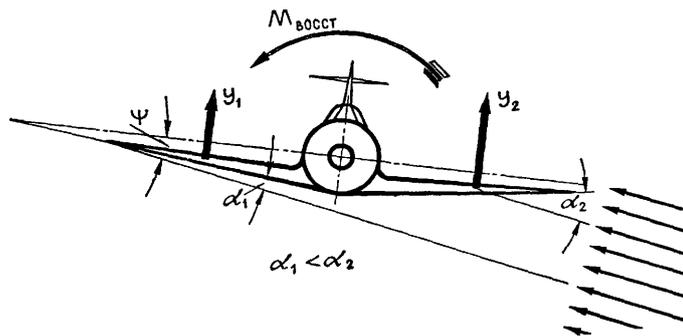


Рис. 27. Влияние угла поперечного V на поперечную устойчивость самолета

Рассмотрим влияние упомянутых факторов на поперечную устойчивость самолета.

Площадь крыла сильно влияет на величину демпфирующего момента. При постоянной скорости и высоте полета в диапазоне летных углов атаки величина прироста подъемной силы ΔY зависит только от $\Delta \alpha$ и площади крыла S .

Демпфирующий момент $M_{Хдемф}$ возникает при наличии вращения самолета вокруг оси X , в результате чего появляется разность в углах атаки полукрыльев. От величины этой разности зависит изменение в подъемных силах правого и левого полукрыльев.

$$\Delta Y = \Delta C_y \frac{\rho v^2}{2} S. \quad (9.15)$$

Из формулы следует, что при прочих равных условиях величина изменения подъемной силы на крыле, а, следовательно, и $M_{Хдемф}$ будет зависеть от площади крыла S . Чем больше площадь крыла, тем труднее самолет выходит из состояния равновесия, и наоборот, если самолет имеет глубокое нарушение равновесия, то демпфирующий момент будет сдерживать быстрое возвращение к исходному положению.

Угол поперечного V крыла имеет большое значение для поперечной устойчивости самолета. Как видно на Рис. 27, при скольжении крыла, имеющего угол поперечного V , полукрылья обтекаются боковым потоком воздуха под различными углами атаки. У опущенного полукрыла угол атаки больше, чем у поднятого, соответственно произойдет увеличение подъемной силы на опущенном и уменьшение на поднятом полукрыльях.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

С увеличением угла поперечного V разница в углах атаки и подъемных силах опущенного и приподнятого крыльев также увеличится. Вследствие этого будет иметь место увеличение восстанавливающего момента.

Таким образом, чем больше угол поперечного V крыла, тем лучше поперечная устойчивость самолета. У современных самолетов с прямыми и трапецевидными крыльями угол поперечного V находится в пределах от 0 до $+7^\circ$.

Стреловидность крыла увеличивает поперечную устойчивость самолета. Чем больше угол стреловидности, тем лучше поперечная устойчивость. Это объясняется неодинаковым характером обтекания стреловидных полукрыльев при нарушении поперечного равновесия. Если нарушено поперечное равновесие, то самолет совершает полет со скольжением. При наличии прямой стреловидности величина подъемной силы зависит не от скорости потока V_∞ , а от ее составляющих V_1 , направленных перпендикулярно передним кромкам. Так как эффективная скорость V_1 у крыла, выдвинутого вперед, больше, а отстающего меньше, то и подъемные силы полукрыльев также будут неодинаковы.

Вследствие этого появляется дополнительный восстанавливающий момент за счет стреловидности. Таким образом, прямая стреловидность крыла способствует повышению поперечной устойчивости самолета. Однако у самолетов с крылом прямой стреловидности поперечная устойчивость может возрасти настолько, что станет излишней. А это ухудшит управляемость и может вызвать так называемую колебательную неустойчивость. По этой причине у самолетов со стреловидным крылом угол поперечного V делают, как правило, отрицательным (до -5°). Этим ухудшают поперечную устойчивость, с тем, чтобы добиться приемлемых значений управляемости и исключить нежелательные побочные явления в виде колебательной неустойчивости.

Удлинение крыла. Чем больше удлинение крыла, тем на большем плече будет действовать подъемная сила $U_{кр}$, сместившаяся в направлении опускающегося крыла, и тем больше будет восстанавливающий момент, а, следовательно, лучше поперечная устойчивость самолета.

На поперечную устойчивость оказывают влияние боковые поверхности фюзеляжа, вертикального оперения, мотогондол. Если центр давления этих поверхностей окажется выше центра тяжести самолета, то моменты аэродинамических сил, действующих на боковые поверхности фюзеляжа, вертикального оперения, и мотогондол, будут стремиться восстановить нарушенное равновесие. Это положительно отразится на поперечной устойчивости, особенно у самолетов с нижним и средним расположением крыла, и в меньшей степени у самолетов с верхним расположением.

ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

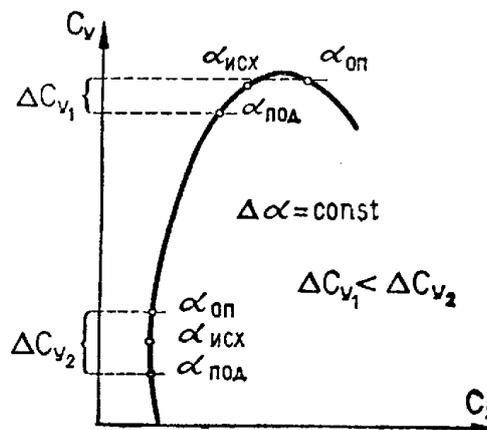


Рис. 28 Изменение коэффициента C_y при нарушении поперечного равновесия на различных углах атаки

С увеличением угла атаки поперечная устойчивость ухудшается и на углах атаки, близких к критическому, может настолько ухудшиться, что самолет теряет способность самостоятельно восстанавливать нарушенное равновесие. Как видно на Рис. 28, при одинаковом изменении углов атаки у поднимающегося и опускающегося полукрыльев величина изменения подъемной силы ΔY для различных исходных режимов полета неодинакова. Если самолет летел на сравнительно небольших углах атаки (на большой скорости), то изменение подъемной силы у обоих крыльев примерно одинаково. При полете же на околокритических углах атаки подъемная сила опускающегося крыла может быть даже меньше исходной.

Это произойдет, если суммарный угол атаки будет больше критического, т.е. $(\Delta \alpha_{исх} + \Delta \alpha) > \alpha_{крит}$. В результате демпфирующий момент будет очень мал и самолет будет интенсивно накреняться.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Помимо уменьшения демпфирующего момента при полете на околокритических углах атаки при накренинии появляется срыв потока на опускающемся крыле, что может привести к сваливанию самолета на крыло. У большинства крыльевых профилей зона начала срыва располагается у задней кромки крыла и с увеличением угла атаки быстро перемещается вперед по хорде и вдоль по размаху.

У стреловидных крыльев срыв потока начинается раньше, чем у нестреловидного и сосредоточивается на концах крыла. Поэтому стреловидность крыла ухудшает поперечную устойчивость на больших углах атаки.

Для улучшения поперечной устойчивости на больших углах атаки применяются аэродинамическая и геометрическая крутки крыла, концевые предкрылки, аэродинамические гребни.

Аэродинамическая крутка. У аэродинамически закрученных крыльев на концах применяют более несущие профили с большим значением $C_{у_{\max}}$. Благодаря этому концевой срыв на больших углах атаки наступает позже.

Геометрическая крутка крыла выполняется таким образом, что установочные углы уменьшаются по мере приближения к концам крыла. Этим достигается то, что при тех же углах атаки, при которых у незакрученного крыла возникает концевой срыв потока, у закрученного крыла он не возникает.

Концевые предкрылки увеличивают критический угол атаки крыла, улучшают картину обтекания концевой части крыла, тем самым улучшают поперечную устойчивость на больших углах атаки. Применяют их, как правило, на нескоростных самолетах.

Аэродинамические гребни препятствуют перетеканию воздушного потока от фюзеляжа к концевым сечениям крыла, затягивая тем самым начало развития концевой срыва. Следовательно, аэродинамические гребни способствуют улучшению поперечной устойчивости самолета на больших углах атаки.

ПОПЕРЕЧНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Способность самолета поворачиваться вокруг своей продольной оси при отклонении элеронов называется *поперечной управляемостью*.

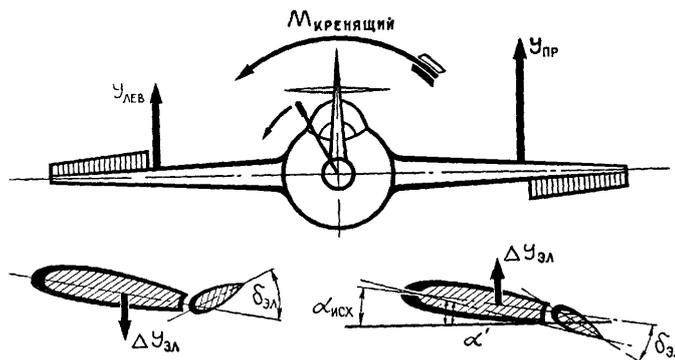


Рис. 29 Накрениние самолета при отклонении элеронов

Принцип действия элеронов аналогичен принципу действия рулей. Особенность работы элеронов состоит в том, что при отклонении ручки управления в сторону самолет может непрерывно вращаться вокруг продольной оси, так как возникающий при этом демпфирующий момент оказывает влияние на угловую скорость вращения, но не в состоянии уравновесить самолет на определенном угле крена.

Для того чтобы накрениить самолет влево, летчик отклоняет ручку влево. При этом левый элерон поднимется вверх, а правый опустится вниз. При отклонении элеронов изменяется кривизна профиля крыла на участке расположения элерона, вследствие чего изменится и действительный угол атаки этой части крыла (Рис. 29).

У полукрыла с опущенным элероном угол атаки увеличится, следовательно, увеличится и коэффициент подъемной силы C_y . На крыле с поднятым элероном, наоборот, уменьшится и угол атаки, и коэффициент подъемной силы. В результате будем иметь разные подъемные силы полукрыльев, которые создадут крениющий момент $M_{\text{крени}}$ относительно продольной оси, под действием которого самолет будет вращаться в сторону отклоненной ручки.

При полете на малых углах атаки (с большими скоростями) отклонение элеронов, изменяя подъемную силу полукрыльев, коэффициент лобового сопротивления C_X увеличивает очень мало. Поэтому отклонение элеронов практически не вызывает разворота самолета (Рис. 30).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

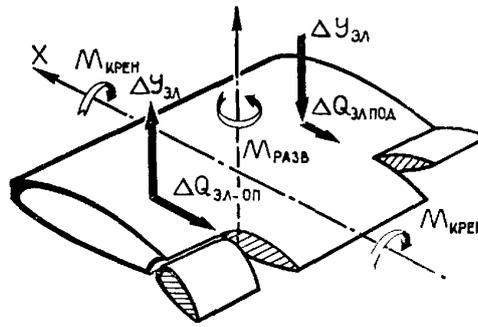


Рис. 30. Возникновение крена и разворот самолета при отклонении элеронов на малых скоростях полета

По мере увеличения угла атаки поперечная управляемость самолета ухудшается и при определенных условиях может наступить полная ее потеря. Ухудшение управляемости на больших углах атаки (малые скорости полета) объясняется сравнительно малым изменением подъемной силы на полукрыльях, вследствие чего кренящий момент ($M_{\text{крен}}$) невелик и самолет будет медленно крениться в сторону отклоненной ручки. Кроме того, на больших углах атаки сопротивление у крыла с опущенным элероном ($\Delta Q_{\text{эл.под}}$) за счет индуктивного сопротивления значительно больше, чем у крыла с поднятым элероном ($\Delta Q_{\text{эл.оп}}$). Вследствие этого возникает разворачивающий момент ($M_{\text{разв}}$) в сторону полукрыла с опущенным элероном.

В дальнейшем за счет разворота самолет начинает скользить на полукрыло с поднятым элероном. Вследствие этого возникают дополнительные силы, которые создают момент, направленный в сторону, противоположную основному кренящему моменту, ухудшая тем самым поперечную управляемость. В случае равенства моментов, созданных отклонением элеронов и скольжением самолета, наступает потеря управляемости. Если момент, вызванный скольжением, окажется больше основного кренящего момента, то это приведет к обратной управляемости: при отклонении ручки управления в одну сторону самолет кренится и разворачивается в противоположную сторону. По мере приближения к критическому углу атаки поперечная управляемость еще больше ухудшается. Это объясняется тем, что полукрыло с опущенным элероном попадает в область закритических углов атаки и вместо ожидаемого увеличения подъемной силы на этом полукрыле происходит ее уменьшение.

Для улучшения поперечной управляемости на больших углах атаки применяется ряд средств, предназначенных, с одной стороны, для увеличения эффективности элеронов, с другой - для уменьшения разворота.

Дифференциальное отклонение элеронов состоит в том, что при отклонении ручки опускающийся элерон отклоняется на меньший угол, чем поднимающийся. Благодаря такому отклонению коэффициент подъемной силы крыла с опущенным элероном возрастает на меньшую величину, чем у простых элеронов. Поэтому индуктивное сопротивление полукрыла с опущенным элероном возрастет меньше, следовательно, меньше будет и разворачивающий момент.

На крыле с поднятым элероном увеличивается профильное сопротивление, так как часть элерона выходит за пределы пограничного слоя, нарушает безотрывное обтекание.

Таким образом, элероны с дифференциальным отклонением увеличивают кренящий момент в сторону крыла с поднятым элероном и уменьшают разворачивающий момент в сторону крыла с опущенным элероном.

У современных самолетов элероны с дифференциальным отклонением могут отклоняться вверх до 30° , вниз на $-14-16^\circ$.

Аэродинамические гребни на самолетах со стреловидными крыльями препятствуют перетеканию пограничного слоя к концам крыла, тем самым предотвращают раннее развитие срыва потока на концевых частях крыла и увеличивают эффективность действия элеронов.

ОСОБЕННОСТИ ПОПЕРЕЧНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ НА БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

При достижении современными самолетами больших скоростей полета появились ранее неизвестные явления, усложняющие пилотирование самолета: «валежка», реверс элеронов, обратная реакция на дачу ног, снижение эффективности элеронов и рулей.

«**Валежка**» обуславливается нарушением аэродинамической симметрии, потому что невозможно построить самолет с идеально одинаковыми (симметричными) по жесткости, геометрической форме правым и левым полу крыльями. Предположим, что в результате геометрической несимметрии угол атаки одного полукрыла оказался чуть больше, чем другого. Из-за отсутствия симметрии в углах атаки появится

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

кренящий момент, для устранения которого летчик должен отклонить элероны в противоположную сторону. На больших скоростях полета, даже при незначительной разности углов атаки, кренящий момент достигает большой величины и для его парирования нужно или отклонять элероны на большой угол, или уменьшать скорость полета. Если самолет имеет неодинаковую жесткость полукрыльев, то при полете на большой приборной скорости менее жесткое крыло будет иметь большую деформацию. Если это стреловидное крыло, то деформация в виде изгиба вызывает уменьшение углов атаки, особенно ближе к концу крыла (Рис. 31).

При различной жесткости на изгиб и кручение углы атаки правого и левого полукрыльев будут изменяться на разные величины. Это в свою очередь приводит к тому, что подъемные силы крыльев будут неодинаковы. При больших приборных скоростях разница в подъемных силах становится настолько большой, что вызывает кренение самолета в сторону менее жесткого крыла.

Попытка бороться с возникшей «валежкой» - отклонением элеронов - обычно не только не дает положительных результатов, а, наоборот, усугубляет ее. Такая реакция самолета связана с так называемым реверсом элеронов.

Реверс элеронов. Под действием аэродинамических сил крыло в полете изгибается и закручивается. Кручение крыла объясняется тем, что внешняя нагрузка, действующая по линии центров давления крыла, не совпадает с так называемой осью жесткости (Рис. 32). Линия центров давления, как правило, расположена позади линии жесткости крыла, поэтому крыло закручивается на уменьшение углов атаки. У прямых крыльев это явление выражено слабее, чем у стреловидного крыла, у которого аэродинамические силы вызывают кручение и изгиб, причем последний также закручивает крыло.

Отклонение элеронов смещает центр давления назад, чем еще больше закручивается стреловидное крыло. Кручение крыла за счет отклонения элеронов может достигнуть такого изменения фактических углов атаки полукрыла, что подъемная сила, создаваемая элеронами $\Delta y_{эл}$, будет меньше изменения подъемной силы, вызванного кручением крыла. В результате самолет будет крениться не в ту сторону, куда отклонена ручка управления, а в противоположную. Наступает так называемый реверс элеронов. Реверсом элеронов называется обратное их действие, наступающее на больших скоростях полета вследствие закручивания крыла.

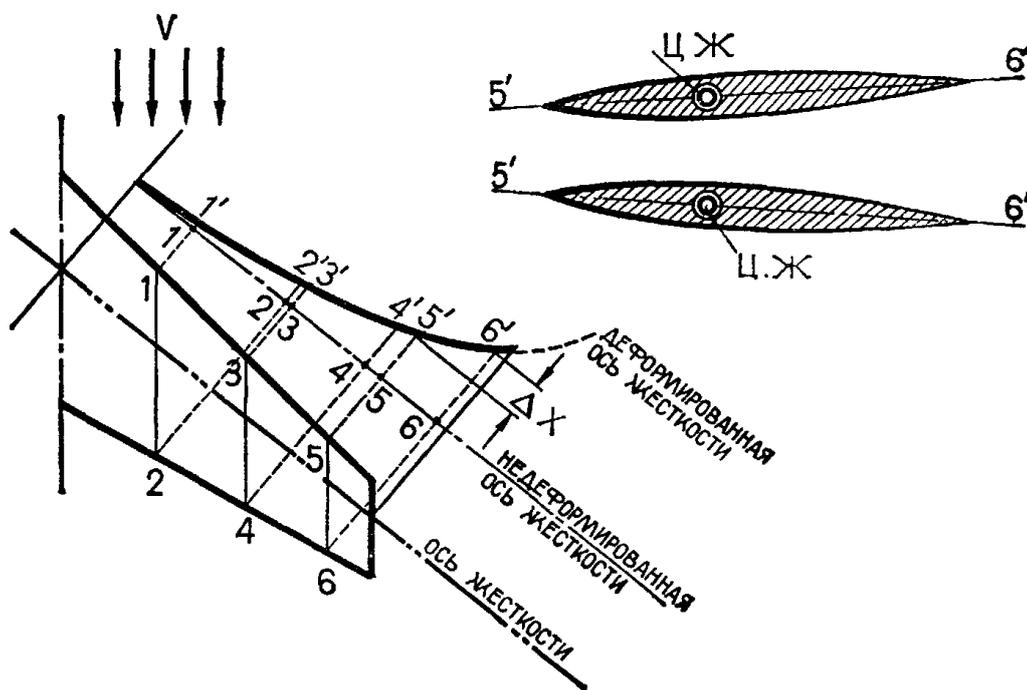


Рис. 31 Влияние изгиба стреловидного крыла на фактические углы атаки профилей

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

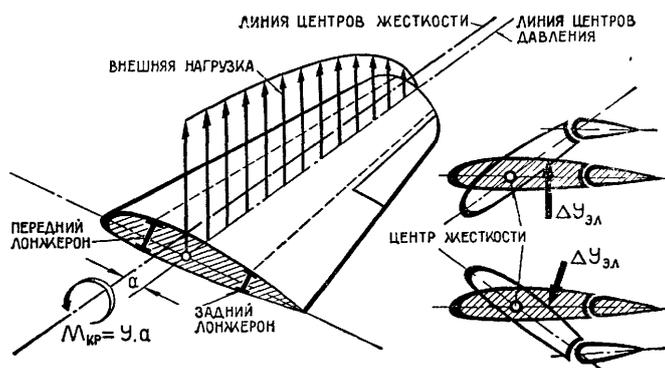


Рис. 32 Кручение крыла от внешних нагрузок и при отклонении элеронов

Скорость полета, при которой самолет теряет поперечную управляемость, называется **скоростью реверса**. Для предотвращения реверса элеронов необходимо, чтобы максимальная скорость полета была меньше скорости реверса. Понятно, что для увеличения скорости реверса необходимо увеличить жесткость крыла на кручение.

Обратная реакция на дачу ноги возникает у самолетов со стреловидными крыльями при полете со скоростью, превышающей критическую скорость по числу M . Суть этого явления состоит в том, что при отклонении руля направления в одну сторону, например вправо, самолет начинает крениться влево. Это объясняется тем, что при отклонении руля вправо фактическая стреловидность полукрыльев изменяется (см. Рис. 33).

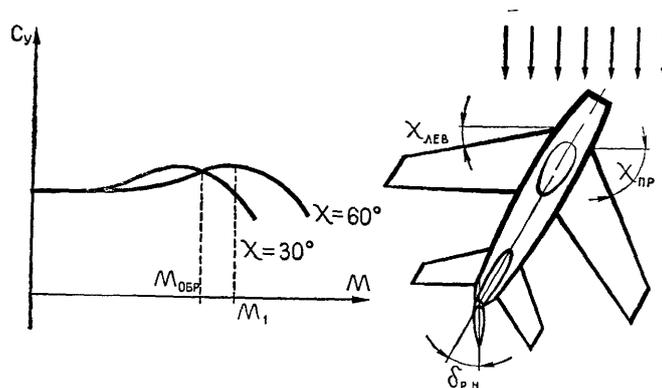


Рис. 33 Изменение C_y в зависимости от числа M полета и стреловидности крыла

При превышении некоторой скорости, соответствующей $M_{обр}$, изменение стреловидности таким образом изменяет подъемную силу, что у полукрыла с меньшей фактической стреловидностью подъемная сила уменьшается, а у полукрыла, действительная стреловидность которого увеличивается, произойдет рост подъемной силы. В результате то полукрыло, в сторону которого была отклонена педаль, начнет подниматься, т. е. самолет начнет вращаться в сторону, противоположную отклонению педали.

Снижение эффективности рулей появляется при полете на закритических скоростях полета.

При полете на докритических скоростях отклонение руля (элерона) вызывает перераспределение давлений по всему профилю оперения или крыла, в результате чего возникает дополнительная аэродинамическая сила $\Delta U_{г.о.}$

Если полет совершается на закритических скоростях, при которых на оперении возникают скачки уплотнения, то эффективность рулей резко снижается в результате того, что перераспределение давлений вдоль хорды профиля при отклонении руля распространяется вперед только до скачка уплотнения.

Объясняется это тем, что возмущения, вызванные отклонением руля и распространяющиеся со скоростью звука, не могут распространиться на ту часть оперения, где скорость потока больше скорости звука. Поэтому при отклонении руля (элеронов) при закритических числах M полета изменяется характер обтекания только той части оперения, которая расположена позади скачка уплотнения (Рис. 34).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

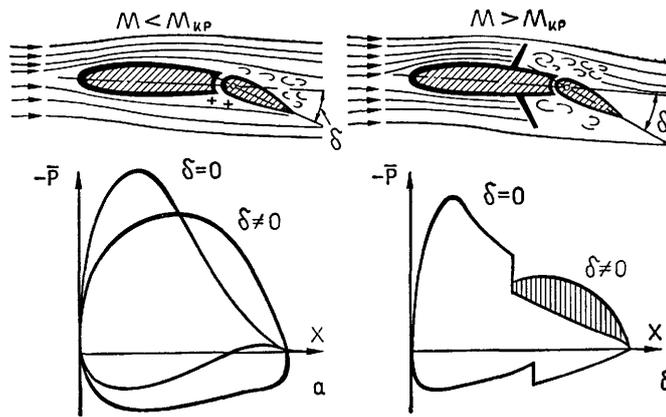


Рис. 34 Распределение давления вдоль хорды профиля при отклонении рулей при

$$M < M_{крит} \text{ и } M > M_{крит}$$

Таким образом, в создании дополнительной аэродинамической силы, вызванной отклонением руля, принимает участие только часть площади оперения, в результате чего величина подъемной силы $\Delta Y_{г.о.}$ также будет уменьшена. Для повышения эффективности рулей на закритических скоростях полета стабилизатор и киль набираются из профилей с меньшей, чем у крыла, относительной толщиной s , увеличивается стреловидность $\chi_{оп}$ хвостового оперения.

При полете на сверхзвуковых скоростях эффективность рулей почти полностью восстанавливается. Это объясняется тем, что при отклонении руля, например, вниз, над ним увеличивается разрежение из-за увеличения скорости потока, а под ним скорость потока уменьшается из-за его торможения. Вследствие этого разность давлений под рулем и над рулем увеличивается, что приводит к увеличению эффективности рулей.

На современных самолетах, осуществляющих полеты со сверхзвуковыми скоростями, для улучшения управляемости применяют управляемые стабилизаторы, у которых рули высоты отсутствуют. Стабилизатор при этом через систему гидроусилителей связан непосредственно с ручкой управления в кабине, и летчик, управляя самолетом, так же как и через руль высоты, оттеняет ручку управления в нужном направлении. При взятии ручки на себя стабилизатор уменьшает угол атаки, при даче ручки от себя - увеличивает.

Для улучшения поперечной управляемости на больших углах атаки применяют так называемые интерцепторы, которые представляют собой пластины, кинематически связанные с элеронами и расположенные вдоль размаха крыла. В зависимости от конструкции самолета интерцепторы могут быть расположены как на верхней поверхности крыла, так и на нижней (Рис. 35). При верхнем расположении интерцептора он выдвигается при отклонении элерона вверх. Выдвижение интерцептора вызывает интенсивный срыв потока, вследствие чего происходит резкое снижение подъемной силы крыла. При нижнем расположении интерцептор выдвигается в поток на том крыле, на котором элерон отклоняется вниз. В этом случае пластина интерцептора тормозит поток, давление под крылом повышается и крыло получает дополнительный прирост подъемной силы

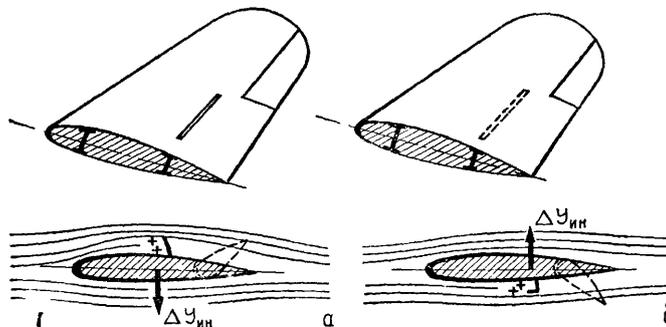


Рис. 35 Интерцепторы на крыле самолета. а - верхнее расположение; б - нижнее расположение

Как самостоятельный орган поперечного управления интерцепторы не получили применения вследствие значительного запаздывания в своем действии, поэтому применяются как дополнение к элеронам. При нейтральном положении элеронов интерцепторы убраны заподлицо с обшивкой и

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

выдвигаются лишь при отклонении элеронов на некоторый угол. Дальнейшее увеличение угла отклонения элеронов происходит при выдвинутом интерцепторе. В результате синхронизации отклонения интерцептора и элерона их действия как органов управления суммируются.

ПУТЕВОЕ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА

Путевым равновесием называется такое состояние самолета в полете, при котором он не изменяет своего положения относительно вертикальной оси (оси Y).

Условием путевого равновесия является равенство моментов рыскания.

$$M_{Y_{ПР}} = M_{Y_{ЛЕВ}} \quad (9.16)$$

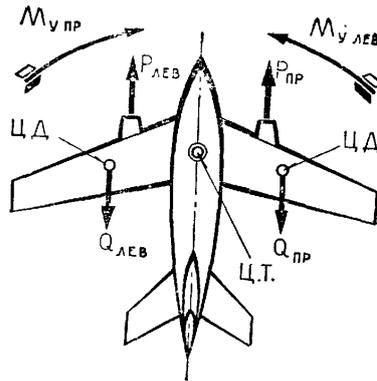


Рис. 36 Схема сил и моментов, действующих на самолет относительно оси Y

Из Рис. 36 видно, что моменты, вращающие самолет вокруг оси Y , создаются в основном силами лобового сопротивления полукрыльев и силами тяги двигателей. Для сохранения путевого равновесия необходимо, чтобы сумма всех моментов относительно оси Y равнялась нулю.

$$\Sigma M_y = 0. \quad (9.17)$$

Наличие геометрической, аэродинамической и весовой симметрии является необходимым условием путевого равновесия. При нарушении аэродинамической или геометрической симметрии самолета силы лобового сопротивления правого и левого полукрыльев станут отличаться по величине и равновесие нарушится. Для самолетов с несколькими двигателями, расположенными вдоль оси Z (на крыле или в фюзеляже), нарушение путевого равновесия может происходить из-за неравномерного режима работы двигателей. Отказ в работе одного из двигателей резко нарушит путевое равновесие. Путевое равновесие может быть нарушено также неравномерной выработкой топлива из крыльевых (или подвесных) топливных баков, что приведет к изменению величины сил лобового сопротивления полукрыльев. Восстановление путевого равновесия осуществляется путем отклонения руля на правления в соответствующую сторону.

ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Способность самолета без вмешательства летчика восстанавливать первоначальное состояние путевого равновесия называется путевой устойчивостью.

При нарушении путевого равновесия самолет начнет разворачиваться вокруг оси Y , нарушив тем самым симметрию обтекания. В результате воздействия воздушного потока, набегающего под углом ρ на боковую поверхность фюзеляжа и на вертикальное оперение, появятся боковые силы, которые создадут момент, направленный на возвращение самолета в исходное положение.

При вращении самолета на боковой поверхности фюзеляжа и вертикального оперения возникнут аэродинамические силы, препятствующие вращению самолета вокруг вертикальной оси, т. е. возникнет демпфирующий момент. Как только вращение прекратится (угловая скорость станет равна нулю), так прекратится и действие демпфирующего момента. Останется лишь восстанавливающий момент. Величина восстанавливающего момента зависит от ряда факторов: площади вертикального оперения, соотношения длин носовой и хвостовой части фюзеляжа, центровки самолета и его стреловидности. Основная доля восстанавливающего момента приходится на вертикальное оперение. Следовательно, путевая устойчивость зависит в основном от площади вертикального оперения. Благодаря вертикальному оперению самолет, подобно флюгеру, стремится стать по потоку и таким образом сам восстанавливает нарушенное равновесие. Поэтому путевую устойчивость часто называют флюгерной устойчивостью.

В результате нарушения путевого равновесия самолет будет лететь со скольжением. Возникнет боковая обдувка самолета и аэродинамические силы на носовой и хвостовой части фюзеляжа. Момент от

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

аэродинамической силы на носовой части фюзеляжа будет уменьшать восстанавливающий момент, а на хвостовой - увеличивать.

Таким образом, величина восстанавливающего момента может быть записана следующим образом:

$$M_{y_{восст}} = P_{в.о.} \cdot l_{в.о.} + P_{хв.ф.} \cdot \delta - P_{нос.ф.} \cdot a. \quad (9.18)$$

Большая длина носовой части фюзеляжа современных самолетов ухудшает их путевую устойчивость, поэтому вертикальное оперение таких самолетов имеет увеличенные размеры.

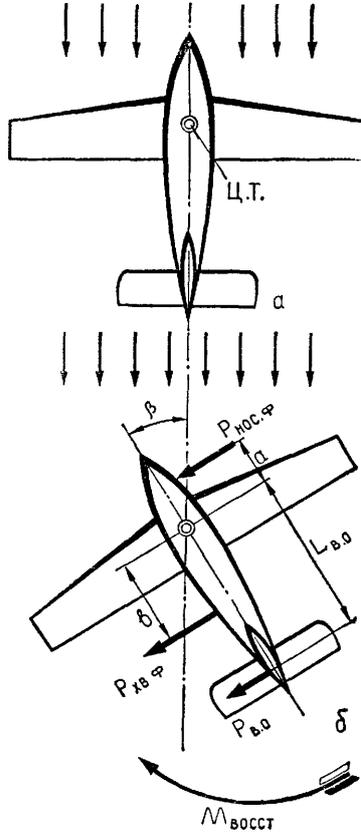


Рис. 37 Восстановление путевого равновесия

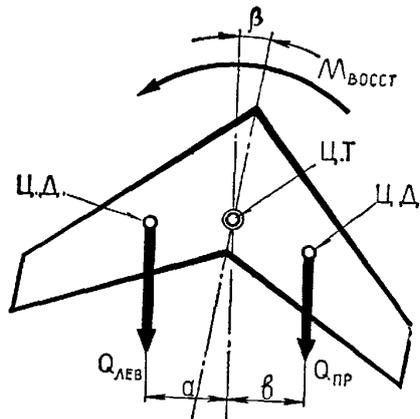


Рис. 38 Влияние стреловидности на путевую устойчивость

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

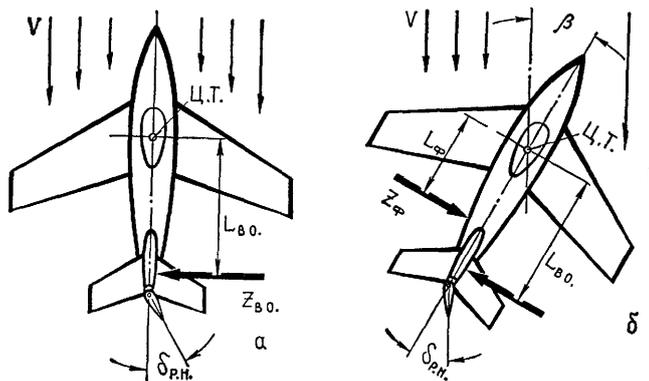


Рис. 39 Принцип путевой управляемости самолета

Увеличение длины хвостовой части фюзеляжа улучшает путевую устойчивость, так как при этом увеличивается восстанавливающий момент за счет увеличения боковой силы $P_{Хв.ф}$ и плеча вертикального оперения. $l_{в.о}$. Увеличение стреловидности вертикального оперения смещает центр его давления назад, увеличивая тем самым плечо $l_{в.о}$

Центр тяжести самолета является центром вращения самолета. Смещение его вперед или назад увеличивает или уменьшает плечо, влияя таким образом на путевую устойчивость. Смещение центровки вперед равносильно увеличению длины хвостовой части фюзеляжа.

Стреловидность крыла оказывает положительное влияние на путевую устойчивость самолета - чем она больше, тем лучше путевая устойчивость.

На Рис. 38 видно, что при скольжении стреловидного крыла характер обтекания его полукрыльев будет различным. На вынесенном вперед (левом) полукрыле лобовое сопротивление станет больше, чем на другом, так как у левого крыла фактический угол стреловидности уменьшается, а у правого увеличивается; вследствие этого лобовое сопротивление левого полукрыла увеличивается, а правого уменьшается ($Q_{л} > Q_{пр}$) - Центр давления правого полукрыла приближается к траектории движения центра тяжести, а левого удаляется от нее, что изменяет моменты от сил лобового сопротивления полукрыльев относительно центра тяжести.

В результате возникает восстанавливающий момент крыла

$$M_{у\text{восст}} = Q_{\text{ЛЕВ}} \cdot a - Q_{\text{ПР}} \cdot b. \quad (9.19)$$

С увеличением стреловидности восстанавливающий момент крыла возрастет, поэтому путевая устойчивость самолета улучшится.

ПУТЕВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Способность самолета изменять свое положение в полете относительно вертикальной оси при отклонении летчиком руля направления называется путевой управляемостью.

При отклонении летчиком руля направления на угол δ возникает аэродинамическая сила ΔZ_{BO} , момент которой относительно центра тяжести будет поворачивать самолет относительно вертикальной оси Y. В первый период под действием силы инерции самолет будет продолжать движение в прежнем направлении, в результате чего его продольная ось составит с направлением движения угол β - угол скольжения (Рис. 39, а).

$$M_{у_{B.O}} = \Delta Z_{B.O} \cdot l_{B.O}. \quad (9.20)$$

С момента образования угла скольжения происходит косая обдувка самолета, вследствие чего на боковую поверхность его будет действовать аэродинамическая сила (Рис. 39, б). Точка приложения равнодействующей этих сил $Z_{ф}$ (центре давления) находится, как правило, позади центра тяжести самолета, поэтому момент, создаваемый этой силой, препятствует повороту самолета вокруг оси Y. По мере увеличения угла скольжения β эта сила будет возрастать до тех пор, пока не уравновесит разворачивающий момент, возникший в результате отклонения руля направления. Угол скольжения при этом достигнет некоторой величины, соответствующей данному отклонению руля направления. Из этого следует, что руль направления самолета служит для изменения угла скольжения, причем каждому углу отклонения руля направления δ будет соответствовать вполне определенный угол скольжения β .

Разность между боковой аэродинамической силой ($Z_{ф}$), образовавшейся при скольжении, и аэродинамической силой вертикального оперения ($Z_{B.O}$), образовавшейся в результате отклонения руля

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

направления, создает неуравновешенную силу ($Z_{\phi} - Z_{B,0}$), приложенную в центре тяжести самолета. Эта сила является неуравновешенной центростремительной силой, под действием которой самолет будет разворачиваться в сторону отклонения руля, искривляя тем самым траекторию движения. В результате скольжения самолет будет иметь тенденцию к накренению в ту же сторону, куда отклонен руль направления.

Углы отклонения руля направления у современных самолетов в среднем составляют 20 - 25°.

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Ранее было установлено, что при нарушении поперечного равновесия за счет возникновения центростремительной силы происходит нарушение путевого равновесия, а при нарушении путевого равновесия за счет несимметричного обтекания полукрыльев происходит нарушение поперечного равновесия. Такое взаимное влияние поперечного и путевого равновесия на состояние самолета называется **боковым равновесием**.

Поперечная и путевая устойчивость изолированно не могут существовать, так как проявление одного вида устойчивости сказывается на другом. Поэтому совокупность поперечной и путевой устойчивости называется **боковой устойчивостью**.

Допустим, что под действием внешнего возмущения самолет начал вращаться вокруг оси Y вправо. По мере отклонения от первоначального положения возрастает угол скольжения P . Благодаря скольжению на левом крыле возникает дополнительная аэродинамическая сила, создающая момент, кренящий самолет в сторону, обратную скольжению.

При крене самолета нарушается равновесие силы веса G и подъемной силы Y . Возникает центростремительная сила Z , под действием которой самолет начинает скользить на опущенное полу крыло и искривлять траекторию в сторону крена. При скольжении на опущенное полукрыло возникает восстанавливающий момент, который устраняет крен, а момент от сил Z_{ϕ} и $Z_{B,0}$ устраняет скольжение (Рис. 40).

При хорошей поперечной устойчивости крен, возникший при скольжении, быстро самопроизвольно устраняется.

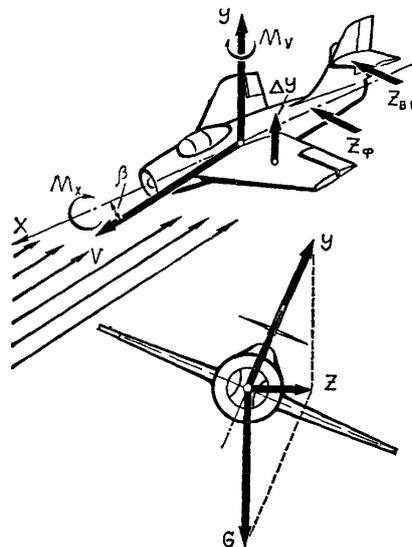


Рис. 40 Кренение самолета при скольжении

Для обеспечения нормальной боковой устойчивости недостаточно еще того, чтобы самолет обладал поперечной и путевой устойчивостью, а нужно, чтобы параметры той и другой находились в определенном соотношении. Преобладание одного вида устойчивости над другим ухудшает общую боковую устойчивость и может быть причиной спиральной или колебательной неустойчивости.

Спиральная неустойчивость возникает в том случае, когда самолет имеет чрезмерную путевую устойчивость и слабую поперечную (Рис. 41).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

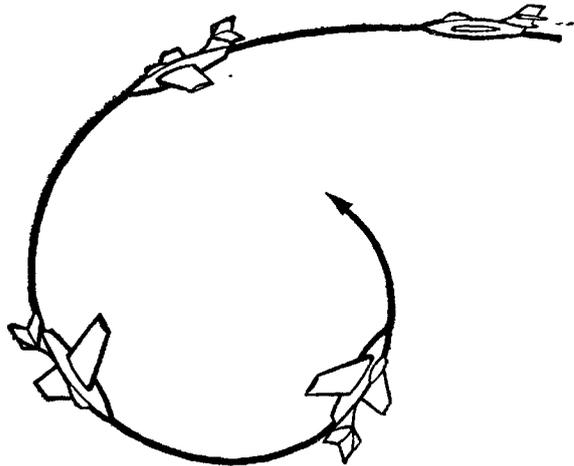


Рис. 41. Спиральная неустойчивость самолета

Возникший крен и скольжение в сторону крена самолет устраняет по-разному: скольжение устраняется быстро, а крен частично остается. В результате самолет будет продолжать движение по кривой, вначале очень пологой, так как крен еще мал. У крыльев возникает разность скоростей на полукрыльях и разные подъемные силы на них.



В итоге крен постепенно растет, потому что у внешнего крыла подъемная сила больше, а у внутреннего меньше. С увеличением крена (при условии, если летчик не вмешивается в управление) самолет будет идти со снижением, крен еще больше увеличится и в результате самолет может перейти в кругую спираль.

Колебательная неустойчивость возникает при очень хорошей поперечной устойчивости (большое поперечное V крыла, большая стреловидность) и слабой путевой устойчивости. В этом случае при произвольном скольжении в одну сторону (левую, например) самолет под действием восстанавливающего момента энергично накреняется вправо, что вызовет затем правое скольжение. Устраняя возникший левый крен, самолет из-за повышенной поперечной устойчивости перейдет равновесное положение и войдет в противоположный (правый) крен. В итоге получим ряд повторных колебаний с крыла на крыло.

Для уменьшения поперечной устойчивости самолетам со стреловидным крылом увеличивают площадь вертикального оперения и придают отрицательный угол поперечного V .

Между поперечной и путевой управляемостью существует такая же связь, как и между поперечным и путевым равновесием: крен вызывает скольжение и разворот самолета, а скольжение - крен. Разворот самолета только с помощью руля направления или только элеронов происходит со скольжением. Скольжение ускоряет срыв потока с крыла, чем снижает безопасность полета и создает дополнительное сопротивление, которое требует увеличения потребной тяги. Необходимо запомнить, что самолет скользит в сторону отклоненной ручки управления и в противоположную сторону относительно отклоненной педали (левая педаль - правое скольжение). Для того чтобы разворот выполнялся без скольжения, необходимо руль направления и элероны отклонить в сторону разворота таким образом, чтобы скольжение от крена устранялось скольжением от руля направления. Разворот без скольжения называется координированным.

Статистикой установлено, что для нормального поведения самолета в полете нужно определенное соотношение между кренящими и разворачивающими моментами.

Летными испытаниями установлено, что соотношение отклонения элеронов и отклонения руля направления для нормального поведения самолета в боковом отношении должно быть

$$\frac{\delta_{\text{эл}}^0}{\delta_{\text{р.п.}}^0} = 0,3 - 0,5$$

Таким образом, отклонение элеронов должно быть в 2 - 3 раза меньше отклонения руля направления.