

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ФИГУРЫ ПРОСТОГО ПИЛОТАЖА

КРИВОЛИНЕЙНОЕ ДВИЖЕНИЕ

Овладение фигурами простого, сложного и высшего пилотажа (прямого и обратного) для летчика имеет большое значение, так как пилотаж вырабатывает у него способность быстро и правильно определять положение самолета в пространстве, воспитывает смелость, уверенность в своих действиях.

Пилотажем называется маневрирование самолета с целью выполнения определенных фигур в воздушном пространстве.

Пилотажные свойства самолета оцениваются способностью его в кратчайшее время изменить положение в пространстве, величину и направление скорости полета. Изменение величины и направления скорости полета достигается увеличением или уменьшением тяги двигателя, силы лобового сопротивления самолета, а также изменением угла атаки.

При выполнении пилотажа происходит искривление траектории полета в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

По степени сложности пилотаж подразделяется на простой, сложный и высший (прямой и обратный).

К фигурам простого пилотажа относятся: вираж, горизонтальная восьмерка, спираль, пикирование, горка с углами до 45° , боевой разворот.

К фигурам сложного пилотажа относятся: переворот, петля, полупетля, пикирование и горка с углами до 60° , горизонтальная управляемая и штопорная бочка, переворот на горке, управляемые и штопорные вращения на углах до 60° вверх и вниз.

К фигурам высшего прямого и обратного пилотажа относятся все остальные фигуры или их комбинации, включенные в каталог фигур. В каталог фигур включено около 15 тысяч фигур и их комбинаций. Из этих фигур составляются обязательная, произвольная и темная программы соревнований всех рангов по высшему пилотажу на поршневых самолетах.

На самолете Як-52 согласно КУЛП-САО-С-86 предусмотрено выполнение на малых и средних высотах простого, сложного и частично высшего пилотажа, а также элементов обратного пилотажа.

На самолете Як-55 согласно КУЛП-САО-С-86 предусмотрено выполнение на малых и средних высотах простого, сложного и высшего (прямого и обратного) пилотажа.

Вертикальные маневры на самолетах Як-52 и Як-55 выполняются в основном за счет запаса скорости, а также и за счет силовой установки.

При выполнении пилотажа следует помнить, что каждой скорости полета соответствует определенная нагрузка, при которой происходит сваливание (срыв) самолета.

При перетягивании ручки управления срыв происходит без предупредительной тряски с энергичным накрениванием и опусканием капота самолета.

В процессе пилотажа необходимо выдерживать рекомендуемые скорости. Это особенно важно при выполнении учебных полетов курсантами и спортсменами первого и второго годов обучения, у которых опыт выполнения пилотажа еще мал.

Для самолета Як-52 установлена минимальная скорость выполнения пилотажа, которая равна 140 км/ч.

Для ускорения ввода в фигуры пилотажа разгон самолета следует производить не в режиме горизонтального полета, а на снижении, чтобы быстрее набрать скорость для выполнения очередной восходящей фигуры пилотажа и на нисходящей части предыдущей фигуры не допускать снижения оборотов двигателя менее 82%. Увеличение оборотов на пикировании (снижении) необходимо начинать при угле $35...45^\circ$ с таким расчетом, чтобы ввод в очередную фигуру начинался с горизонтального полета по достижении заданной скорости и при максимальных оборотах двигателя.

При выполнении фигур пилотажа особо важное значение имеет осмотрительность, обеспечивающая высокое качество выполнения фигур, а также безопасность полетов.

Маневренные качества самолетов определяются величиной силы тяги двигателя, аэродинамическим качеством, эффективностью рулей и величиной допустимых перегрузок, которые вместе взятые зависят от скорости и высоты полета. Следовательно, маневренные качества самолета изменяются при изменении высоты и скорости полета.

ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ О КРИВОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ

Рассмотренные ранее горизонтальный полет, подъем и снижение относятся к установившимся прямолинейным видам полета, так как действующие аэродинамические силы находятся в равновесии. Эти

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

виды движения являются частными случаями, так как в реальных условиях самолет меняет направление как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскостях.

Для выполнения криволинейного движения необходима центростремительная сила $F_{цс}$, которая является нормальной составляющей к траектории движения и направленной к центру кривизны. От величины этой силы зависит кривизна траектории полета (Рис. 1). Центростремительная сила $F_{цс}$ вызывает нормальное ускорение jH , определяемое по формуле:

$$jH = \frac{V^2}{r} \quad (11.1)$$

где V - скорость полета по траектории; r - радиус кривизны.

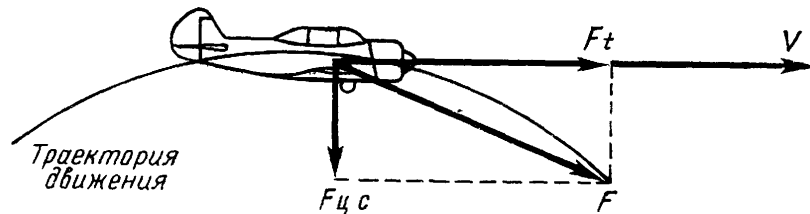


Рис. 1 Искривление траектории центростремительной силой $F_{цс}$

В динамике полета самолета для расчета траектории движения используют траекторную систему координат, в которой начало координат находится в центре тяжести самолета, ось X направлена по вектору скорости, ось Y перпендикулярна к оси X и находится в вертикальной плоскости, проведенной через вектор скорости, ось Z перпендикулярна вертикальной плоскости и всегда занимает горизонтальное положение и образует с осями X и Y прямоугольную систему координат.

Следовательно, для определения основных параметров траектории криволинейного движения самолета в траекторной прямоугольной системе координат необходимо знать значения ускорений j_x , j_y , j_z , где j_x - ускорение, направленное по касательной к траектории движения и называемое продольным ускорением. Оно характеризует изменение скорости (разгон, торможение); j_y - нормальное ускорение, характеризующее изменение траектории полета в горизонтальной плоскости; j_z - боковое ускорение, характеризующее изменение траектории в вертикальной плоскости.

Так, например, в установившемся горизонтальном полете, подъеме и снижении ускорения равны нулю ($j_x=0$, $j_y=0$, $j_z=0$).

ДЕЙСТВИЕ РУЛЕЙ УПРАВЛЕНИЯ В КРИВОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ

Оно в основном не меняется, но управление самолетом имеет некоторые особенности.

Руль высоты в криволинейном полете служит для изменения угла атаки и тем самым - для создания кривизны траектории в плоскости симметрии самолета (Рис. 2). При работе рулем высоты в криволинейном полете (так как самолет, двигаясь по кривой, одновременно поворачивается вокруг поперечной оси, а это приводит к увеличению угла атаки горизонтального оперения) возникает противодействующий момент горизонтального оперения (демпфирующий момент), вследствие чего для увеличения угла атаки самолета необходимо отклонить руль управления на большую величину.

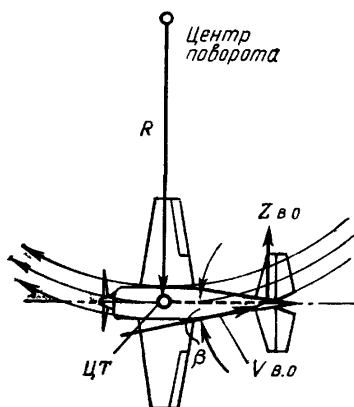


Рис. 2 Противодействие горизонтального оперения криволинейному полету в плоскости симметрии самолета

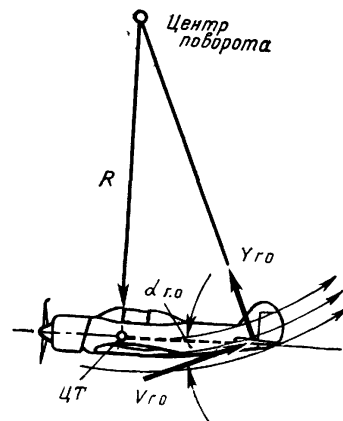


Рис. 3 Противодействие вертикального оперения криволинейному полету в горизонтальной плоскости

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Руль направления в криволинейном полете, как и в прямолинейном, управляет скольжением самолета. Руль направления так же, как и руль высоты, при выполнении криволинейного полета создает демпфирующий момент (Рис. 3), что, в свою очередь, требует большего его отклонения во внутреннюю сторону криволинейного движения.

ВЛИЯНИЕ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО МОМЕНТА ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Допустим, что масса воздушного винта левого вращения самолетов Як-52 и Як-55 сосредоточена в двух грузах 1 и 2 (Рис. 4). В момент, когда воздушный винт находился в вертикальном положении, летчик отклонил ручку управления на себя, что привело к поднятию относительно горизонта капота самолета. Поднятие капота самолета приведет к возникновению скорости грузов и относительно поперечной оси Z, дополнительно к имеющейся уже окружной скорости относительно продольной оси X. Когда грузы займут горизонтальное положение, то по инерции они будут стремиться сохранить приобретенную скорость и при поднятии капота относительно горизонта. В результате действия этих скоростей грузов (направленных в противоположные стороны-груза 1' назад, груза 2' вперед) возникает момент, называемый **гироскопическим моментом воздушного винта** $M_{y,гир}$, под действием его самолет начинает разворачиваться влево (при воздушном винте левого вращения).

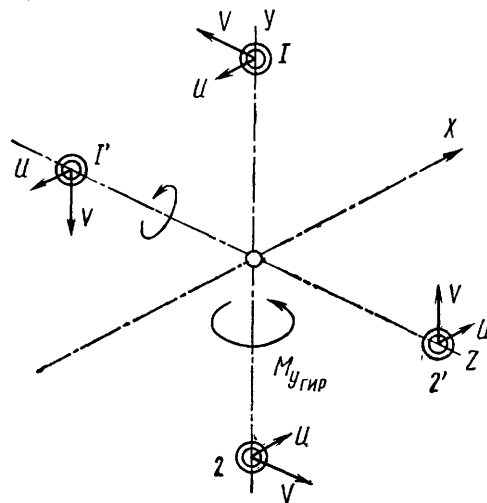


Рис. 4 К объяснению гироскопического действия воздушного винта левого вращения на самолетах Як-52 и Як-55

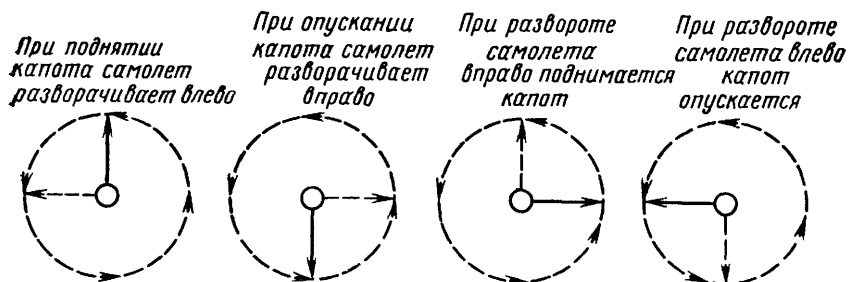


Рис. 5 Гироскопическое действие воздушного винта левого вращения на самолетах Як-52 и Як-55

Реакция самолета, возникающая при отклонении рулей из-за действия гироскопического момента воздушного винта, зависит от направления перемещения капота самолета (Рис. 5).

Таким образом, направление перемещения капота самолета относительно горизонта при действии гироскопического момента воздушного винта находится путем перемещения его на 90° вокруг оси воздушного винта в сторону вращения.

Влияние гироскопического момента воздушного винта в полете компенсируется отклонением элеронов и руля направления (чаще руля направления) в соответствующую сторону, создавая момент, противоположный гироскопическому.

Например, на самолетах Як-52 и Як-55 при взятии ручки управления на себя возникающий момент парируется отклонением руля направления вправо (нажатием на правую педаль).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПЕРЕГРУЗКИ

Перегрузкой называется отношение равнодействующей всех сил (кроме веса), действующих на самолет, к весу самолета.

В связанной системе координат определены перегрузки:

n_x - продольная перегрузка; **n_y** - нормальная перегрузка; **n_z** - боковая перегрузка.

Полная перегрузка определяется по формуле

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}. \quad (11.2)$$

Продольная перегрузка n_x возникает при изменении тяги двигателя и лобового сопротивления.

Если тяга двигателя больше лобового сопротивления, то перегрузка положительная. Если же величина лобового сопротивления больше силы тяги двигателя, то перегрузка отрицательная.

Продольная перегрузка определяется по формуле

$$n_x = \frac{P - X}{G}. \quad (11.3)$$

Боковая перегрузка n_z возникает при полете самолета со скольжением. Но по величине боковая аэродинамическая сила Z очень мала. Поэтому в расчетах боковую перегрузку принимают равной нулю. Боковая перегрузка определяется по формуле

$$n_z = \frac{Z}{G}. \quad (11.4)$$

Выполнение фигур пилотажа в основном сопровождается возникновением больших нормальных перегрузок.

Нормальной перегрузкой n_y называется отношение подъемной силы к весу самолета и определяется по формуле

$$n_y = \frac{Y}{G}. \quad (11.5)$$

Нормальная перегрузка, как видно из формулы (11.5), создается подъемной силой. В горизонтальном полете при спокойной атмосфере подъемная сила равна весу самолета, следовательно, перегрузка будет равна единице:

$$Y_{\Gamma\Pi} = G = C_{y_{\Gamma\Pi}} \frac{\rho V_{\Gamma\Pi}^2}{2},$$

откуда

$$n_{y_{\Gamma\Pi}} = \frac{Y_{\Gamma\Pi}}{G} = 1.$$



Рис. 6 Действие центробежной силы инерции на летчика а - при резком увеличении угла атаки, б - при резком уменьшении угла атаки

В криволинейном полете, когда подъемная сила становится больше веса самолета, перегрузка будет больше единицы.

При движении самолета по криволинейной траектории центростремительной силой является, как уже говорилось, подъемная сила, т. е. давление воздуха на крылья. При этом величине центростремительной

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

силы всегда сопутствует равная, но противоположная по направлению центробежная сила инерции, которая выражается силой давления крыльев на воздух. Причем центробежная сила действует подобно весу (массе), а так как она всегда равна центростремительной силе, то при увеличении последней возрастает во столько же раз. Таким образом, аэродинамическая перегрузка подобна увеличению веса самолета (летчика).

При появлении перегрузки летчику кажется, что его тело стало тяжелее.

Нормальная перегрузка делится на положительную и отрицательную. Когда перегрузка прижимает летчика к сиденью, то эта перегрузка **положительная**, если же отделяет его от сиденья и удерживает на привязных ремнях - **отрицательная** (Рис. 6).

В первом случае кровь будет отливает от головы к ногам, во втором случае - приливать к голове.

Как уже говорилось, увеличение подъемной силы в криволинейном движении равносильно увеличению веса самолета на ту же величину, тогда

$$Y_P = n_{yP} G = C_{yP} \frac{\rho V_{\Gamma\Pi}^2}{2} S, \quad (11.6)$$

откуда

$$n_{yP} = \frac{Y_P}{G} = \frac{Y_P}{Y_{\Gamma\Pi}} = \frac{C_{yP}}{C_{y_{\Gamma\Pi}}}, \quad (11.7)$$

где n_{yP} - располагаемая перегрузка.

Из формулы (11.7) видно, что величина располагаемой перегрузки определяется запасом коэффициентов подъемной силы (запасов углов атаки) от потребного для горизонтального полета до его безопасного значения ($C_{y_{\Gamma P}}$ или $C_{y_{\Gamma K P}}$).

Максимально возможная нормальная перегрузка может быть получена тогда, когда в полете на данной скорости и высоте полета будут полностью использованы возможности самолета по созданию подъемной силы. Эту перегрузку можно получить в том случае, когда самолет резко (без заметного уменьшения скорости полета) выводится на $C_{y_{\Gamma P}} = C_{y_{\Gamma P \text{ макс}}}$:

$$n_y = \frac{Y_{\text{МАКС}}}{G} = \frac{C_{y_{\text{МАКС}}} \frac{\rho V^2}{2} \cdot S}{G}. \quad (11.8)$$

Однако до такой перегрузки нежелательно доводить самолет, так как произойдет потеря устойчивости и срыв в штопор или штопорное вращение. По этой причине не рекомендуется на больших скоростях полета, особенно при выходе из пикирования, отклонять резко ручку управления на себя. Поэтому максимально возможную или располагаемую перегрузку принимают меньшей по величине, чтобы предупредить выход самолета на режим тряски. Формула определения этой перегрузки имеет вид

$$n_{yP} = (0,8 + 0,85)n_{y_{\text{макс}}} \cdot \quad (11.9)$$

Для самолетов Як-52 и Як-55 графические зависимости располагаемых перегрузок от скорости полета показаны на Рис. 7, Рис. 8. При выполнении полетов на самолетах Як-52 и Як-55 располагаемая нормальная перегрузка в основном ограничена по прочностным характеристикам самолета.

Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка для самолета Як-52:

с колесным шасси:

положительная +7;

отрицательная -5;

с лыжным шасси:

положительная +5;

отрицательная -3.

Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка для самолета Як-55:

в тренировочном варианте:

положительная +9;

отрицательная -6;

в перегоночном варианте:

положительная +5;

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

отрицательная -3.

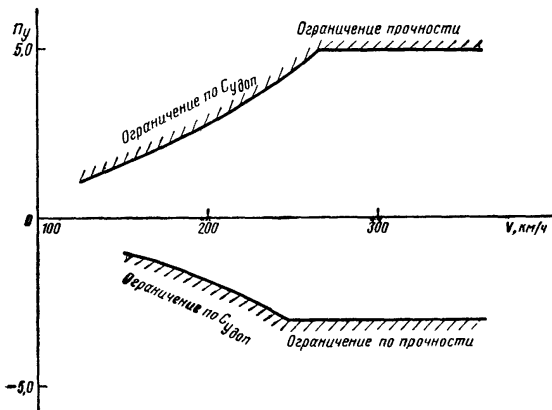


Рис. 7 Располагаемые перегрузки самолета Як-52 при H=1000 м

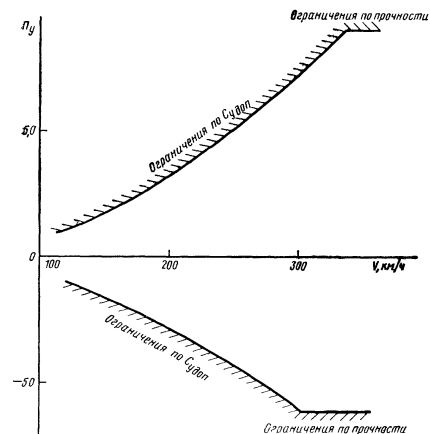


Рис. 8 Располагаемые перегрузки самолета Як-55 при H=1000 м

Превышение в полете этих перегрузок запрещается, так как могут появиться остаточные деформации в конструкции самолета.

При выполнении установившихся криволинейных маневров перегрузка зависит от запаса тяги силовой установки. Запас тяги определяется из условия сохранения заданной скорости в течение всего маневра.

Предельной перегрузкой по располагаемой тяге $n_{у\text{ПРЕД}}$ называется наибольшая перегрузка, при которой тяга силовой установки еще уравновешивает лобовое сопротивление. Она определяется по формуле

$$n_{у\text{ПРЕД}} = \frac{P_p C_y}{G \cdot C_x} = \frac{P_p}{G} K. \quad (11.10)$$

Предельная по располагаемой тяге перегрузка зависит от скорости и высоты полета, так как вышеуказанные факторы влияют на располагаемую тягу P_p и от скорости аэродинамическое качество K .

Для расчета зависимости $n_{у\text{ПРЕД}}$ V необходимо иметь кривые $P_p(V)$ для различных высот и сетку поляр.

Для каждого значения скорости с кривой $P_p(V)$ снимают значения располагаемой тяги, определяют $C_x = \frac{P_p}{gS}$, с поляры для соответствующей скорости V снимают величину коэффициента C_y и рассчитывают по формуле (11.10).

При маневрировании в горизонтальной плоскости с перегрузкой меньше располагаемой, но более предельной по тяге самолет будет терять скорость или высоту полета.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ВЕЛИЧИНУ РАСПОЛАГАЕМОЙ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ.

С изменением высоты полета изменяется плотность воздуха, следовательно, изменяется и потребный коэффициент подъемной силы C_y , поэтому, как следствие, изменяется и располагаемая нормальная перегрузка.

Располагаемая перегрузка у земли при полете со скоростью $V_{ГП}$ равна

$$n_{у\text{РН=0}} = \frac{C_{y\text{ТР}} \frac{\rho_0 V_{ГП}^2}{2} S}{G}. \quad (11.11)$$

При полете на другой высоте при той же скорости горизонтального полета располагаемая перегрузка $n_{ур}$ будет равна

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$n_{y_H} = \frac{C_{y_{TP}} \frac{\rho_0 V_{\Gamma\Pi}^2}{2} S}{G}. \quad (11.12)$$

Величина располагаемого коэффициента подъемной силы от высоты полета не зависит, следовательно, при том же полетном весе из формул (11.11) и (11.12) можно найти располагаемую перегрузку на высоте полета Н:

$$n_{y_{PH}} = n_{y_{PH=0}} \frac{\rho_H}{\rho_0}. \quad (11.13)$$

Из формулы (11.13) видно, что с поднятием на высоту располагаемая перегрузка уменьшается и на практическом потолке возможен только горизонтальный полет, при котором $n_y=1$.

Для измерения перегрузки на самолете устанавливают прибор, получивший название **акселерометр**. Летчик, руководствуясь показаниями этого прибора, может своевременно уменьшить перегрузку, когда она становится опасной для прочности самолета. На самолетах Як-52 и Як-55 установлен акселерометр АМ-9С.

Ограничение перегрузки n_y по прочности самолета. Предельно допустимые для конструкции самолета перегрузки зависят от его назначения. Наибольшую эксплуатационную перегрузку имеют маневренные самолеты, такие как пилотажные, спортивные и самолеты-истребители.

Существуют официальные государственные нормы прочности, устанавливающие предельно допустимые (эксплуатационные) перегрузки для каждого класса самолетов.

Физиологические ограничения перегрузок связаны с воздействием перегрузок на человеческий организм. Под воздействием перегрузок в человеческом организме происходит утяжеление всех его органов, деформация скелета, отлив крови от одних органов и прилив ее к другим. Величина перегрузки, которую может перенести человек, зависит от направления перегрузки, от времени ее воздействия и темпа нарастания, а также от общей и физической подготовки.

На переносимость перегрузки влияют следующие факторы: удобство расположения сиденья; температура; давление воздуха в кабине; степень утомляемости; субъективные особенности летчика. Легче переносятся перегрузки в направлении «спина - грудь» и «грудь - спина» и труднее - «таз - голова» (особенно при отрицательных перегрузках). При отрицательных перегрузках прилив крови к голове резко сказывается на работоспособности летчика. Поэтому для успешного овладения акробатическим пилотажем на самолете Як-55 необходимо заниматься физической подготовкой.

ВИРАЖ САМОЛЕТА

Виращ самолета - это криволинейный полет самолета в горизонтальной плоскости с разворотом на 360° .

Часть виража, имеющая цель изменение направления движения на угол, меньший 360° , называется **разворотом**. Виращ с постоянной скоростью и углом крена называется **установившимся**. Установившийся виращ без скольжения называется **правильным** (Рис. 9, а).

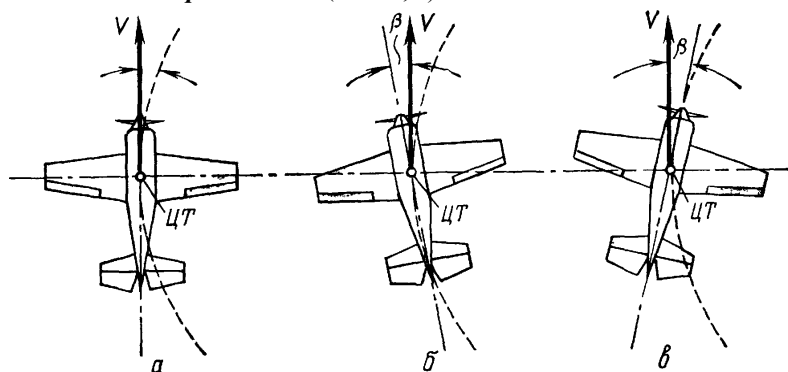


Рис. 9 Схемы виражей: а - правильный виращ; б - виращ с внутренним скольжением; в - виращ с внешним скольжением

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

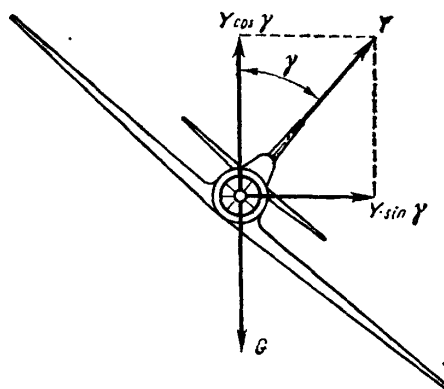


Рис. 10 Схема сил, действующих на самолет на вираже (вид спереди)

Вираж может быть *неустановившимся*, при котором будет меняться скорость и радиус, вираж со скольжением, вираж с набором или потерей высоты.

Если самолет имеет скольжение во внутреннюю сторону виража или во внешнюю, то направление скорости не совпадает с плоскостью симметрии и составляет с ней некоторый угол β (Рис. 9, б, в). В первом случае скольжение называется *внутренним*, во втором - *внешним*.

ПРАВИЛЬНЫЙ ВИРАЖ. СХЕМА СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

На вираже на самолет действует подъемная сила Y и лобовое сопротивление X , вес самолета G и тяга силовой установки P .

Для осуществления виража необходима неуравновешенная сила, направленная горизонтально к центру виража - центростремительная сила. Для получения этой силы необходимо наклонить самолет элеронами в сторону виража на угол γ , который называется углом крена (Схема сил, действующих на самолет на вираже (Рис. 10)). В результате этого на тот же угол наклонится и вектор подъемной силы крыла Y . Разложив эту силу по вертикали и горизонтали, получим две силы - $Y \cos \gamma$ и $Y \sin \gamma$. Из них сила $Y \cos \gamma$ должна уравновешивать силу веса самолета G , а сила $Y \sin \gamma$ служит центростремительной силой.

Значит, для осуществления правильного виража подъемная сила должна увеличиться с таким расчетом, чтобы ее вертикальная составляющая $Y \cos \gamma$ могла уравновесить вес самолета G . Это достигается двумя способами: увеличением угла атаки или увеличением скорости полета. Если не выполнить эти условия, то вертикальная составляющая $Y \cos \gamma$ будет меньше веса самолета и под действием разности сил $(G - Y \cos \gamma)$ самолет будет снижаться на вираже, т. е. *получится неправильный вираж - со скольжением*.

Уравнения движения на правильном вираже будут иметь вид:

условие постоянства скорости

$$P - X = 0; \quad (11.14)$$

условие постоянства высоты

$$Y \cos \gamma - G = 0; \quad (11.15)$$

условие искривления траектории

$$Y \sin \gamma = \frac{mV^2}{r_B}; \quad (11.16)$$

где r_B - радиус виража.

ПОТРЕБНАЯ ПЕРЕГРУЗКА НА ВИРАЖЕ

Для выполнения виража подъемная сила должна быть увеличена, и тем больше, чем больше крен. Следовательно, на вираже создается перегрузка, причем она будет расти с увеличением крена.

На правильном вираже вес уравновешивается вертикальной составляющей подъемной силы. Выполняется условие $G = Y \cos \gamma$, откуда нормальная перегрузка на вираже равна

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \gamma}. \quad (11.17)$$

Таким образом, на правильном вираже величина потребной перегрузки определяется только углом крена.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Зависимость потребной перегрузки n_y от углов крена на вираже показаны на графике Рис. 11.

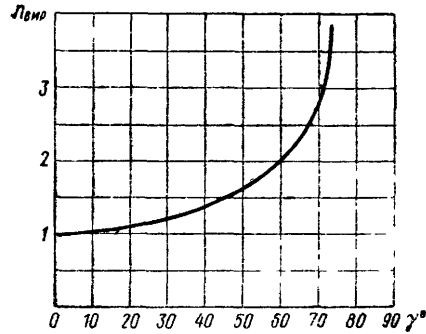


Рис. 11 Зависимость перегрузки на вираже от крена

Следовательно, чем больше перегрузка, тем больше угол крена. При крене более 85° потребная перегрузка превышает эксплуатационную самолета Як-55 (+9), а при крене более 75° – эксплуатационную самолета Як-52 (+7)..

Величина предельного угла крена на вираже ограничивается теми же факторами, что и величина располагаемой и предельной по тяге перегрузки. С подъемом на высоту величина предельного угла крена в соответствии с уменьшением предельной перегрузки будет понижаться, вызывая при этом увеличение радиуса и времени виража.

Следовательно, следует помнить, что при выполнении виража на предельном угле крена по тряске даже незначительное увеличение угла крена может привести к срыву, так как запас по перегрузке от тряски до срыва невелик.

СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПРАВИЛЬНОГО ВИРАЖА

Для выполнения виража необходимо увеличить подъемную силу по сравнению с горизонтальным полетом. Этого увеличения можно достичь увеличением скорости полета при сохранении угла атаки либо увеличением угла атаки при сохранении скорости горизонтального полета.

Если $\alpha = const, C_{y_B} = C_{y_{ГП}} = C_y$,

$$G = Y \cos \gamma = C_y \frac{\rho V_B^2}{2} S \cos \gamma$$

то из уравнения получим

$$V_B = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S} \cdot \frac{1}{\cos \gamma}} = V_{ГП} \sqrt{n_y}. \quad (11.18)$$

Скорость, потребная на вираже, в $\sqrt{n_y}$ раз больше, чем в горизонтальном полете. Так как перегрузка на вираже всегда больше единицы, то и потребная скорость всегда больше скорости горизонтального полета при том же угле атаки.

Но это не значит, что для выполнения виража необходимо увеличить скорость. Если до выполнения виража полет выполнялся на малом угле атаки, т. е. на большой скорости, то для увеличения подъемной силы на вираже можно увеличить угол атаки. Если же до выполнения виража полет выполнялся на больших углах атаки, т. е. на малой скорости, то увеличить угол атаки нецелесообразно, так как возможен срыв в штопор или штопорное вращение, поэтому необходимо в этом случае увеличить скорость.

В последнем случае летчик нередко допускает ошибку, которая приводит к срыву в штопор.

Из полученной зависимости (11 18) следует, что на вираже скорость срыва, а также скорость, соответствующая наивыгоднейшему углу атаки, будут большими, чем в горизонтальном полете, так как

$$C_{y_B} = \frac{2G}{\rho V^2 S} \cdot \frac{1}{\cos \gamma} = C_{y_{ГП}} n_y, \quad (11.19)$$

при условии, что

$$V_B = V_{ГП} = V.$$

ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ПОТРЕБНУЮ СКОРОСТЬ НА ВИРАЖЕ

С увеличением высоты полета скорость, потребная для виража, увеличивается. При этом нужно помнить, что на высоте скорость по прибору УС-450К остается неизменной. Поэтому, выполняя вираж на

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

высоте, необходимо выдерживать ту же скорость по прибору, которая необходима для выполнения виража у земли (при одинаковом полетном весе самолета).

Влияние веса самолета. С увеличением веса необходимая скорость возрастает (смотри горизонтальный полет). Соответственно возрастает и необходимая скорость для виража.

Влияние веса на скорость виража легко проследить, сопоставив характеристики виража самолетов Як-52 и Як-55.

ТЯГА И МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНЫЕ ДЛЯ ВИРАЖА

Потребной тягой и мощностью для виража называется необходимая тяга или мощность, уравновешивающая лобовое сопротивление самолета на правильном вираже при данных значениях угла атаки и угла крена.

Увеличение потребной скорости на вираже при неизменном угле атаки или увеличение угла атаки при неизменной скорости сопровождается увеличением лобового сопротивления по сравнению с его величиной в горизонтальном полете. Поэтому потребные для виража тяга и мощность должны быть больше, чем для горизонтального полета.

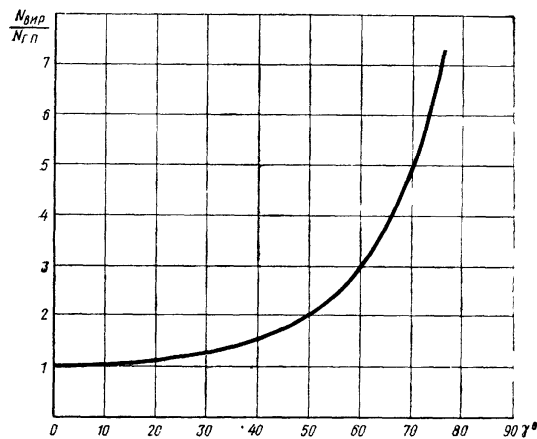


Рис. 12 Увеличение потребной для виража мощности в зависимости от угла крена

Как и в горизонтальном полете, тяга на вираже равна лобовому сопротивлению

$$P_B = X_B = C_X \frac{\rho V_B^2}{2} S,$$

но минимально допустимая скорость на вираже равна $P_B = V_{гп} \sqrt{n_y}$, следовательно, при этой скорости

$$P_B = C_X \frac{\rho V_B^2}{2} n_y S,$$

откуда

$$P_B = P_{гп} n_y. \quad (11.20)$$

Из формулы (11.20) следует, что с увеличением крена (перегрузки) потребная тяга на вираже возрастает. Увеличение тяги на вираже возможно только за счет избытка тяги силовой установки ΔP .

Потребная мощность равна произведению потребной тяги на скорость

$$N_B = \frac{P_B V_B}{75} = \frac{P_{гп} n_y V_{гп} \sqrt{n_y}}{75},$$

откуда

$$N_B = N_{гп} \sqrt{n_y^3}. \quad (11.21)$$

Из формулы (11.21) следует, что с увеличением крена (перегрузки) потребная мощность на вираже возрастает пропорционально корню квадратному из куба перегрузки. Следовательно, с увеличением крена

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

потребная мощность увеличивается сначала медленно, а потом все более резко (Рис. 12). На графике

рисунок изображена зависимость потребной мощности для выража, $\left(\text{отношение} \frac{N_B}{N_{ГП}} \right)$ от угла крена.

Например, при крене 20° потребная для выража мощность больше потребной для горизонтального полета на малую величину; при крене, равном 50° , - в два раза больше; при крене, равном 60° , - в три раза больше, а при крене, равном 70° , - в пять раз больше.

Таким образом, для выполнения выража необходимо иметь избыток мощности.

РАДИУС И ВРЕМЯ ВИРАЖА

Радиус и время виража являются основными величинами, характеризующими маневренные возможности самолета в горизонтальной плоскости.

Как уже говорилось, для выполнения выража необходима центростремительная сила. То есть для уменьшения радиуса виража необходимо увеличить горизонтальную составляющую подъемной силы $Y \sin \gamma$, а для этого следует увеличить крен самолета, одновременно увеличивая подъемную силу увеличением угла атаки или скорости.

Центростремительная сила, с одной стороны, равна $Y \sin \gamma$,

а с другой $\frac{mV^2}{r_B}$ (из условия искривления траектории в горизонтальной плоскости (формула 10.16). Следовательно,

$$Y \sin \gamma = \frac{mV^2}{r_B},$$

откуда радиус виража будет равен

$$r_B = \frac{mV^2}{Y \sin \gamma} = \frac{GV^2}{gY \sin \gamma} = \frac{V^2}{g \frac{Y}{G} \sin \gamma} = \frac{V^2}{gtg\gamma}, \quad (11.22)$$

Таким образом, радиус виража определяется скоростью и нормальной перегрузкой. Анализируя выражения формулы (11.22), сделаем заключение, что радиус виража будет тем меньше, чем:

меньше удельная нагрузка на крыло $\left(\frac{G}{S} \right)$;

больше плотность воздуха ρ (с увеличением высоты полета радиус увеличивается);

больше коэффициент подъемной силы C_y ;

больше крен самолета γ ; при $C_y = C_{y_{доп}}$ с уменьшением скорости радиус растет.

Время виража определяется как отношение длины окружности, которую описывает центр тяжести самолета на вираже, к скорости самолета:

$$t_B = \frac{2\pi r_B}{V} = \frac{2\pi}{V} \cdot \frac{V^2}{gtg\gamma} = 0,64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}}, \quad (11.23)$$

следовательно, время разворота на угол φ

$$t_{PAB} = \frac{\varphi}{360} 0,64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}}. \quad (11.24)$$

Из формулы (11.23) видно, что время виража (как и радиус) определяется скоростью и нормальной перегрузкой. Для уменьшения времени виража необходимы те же условия, что и для уменьшения радиуса виража, но следует помнить, что скорость полета на время виража оказывает значительно меньшее влияние, чем радиус виража.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИРАЖЕЙ САМОЛЕТОВ ЯК-52 И ЯК-55

В учебных целях на самолетах Як-52 и Як-55 виражи с креном до 45° выполняются на скорости $V=190$ км/ч, определяемой по прибору УС-450К, виражи с креном 60° - на скорости $V=210$ км/ч. Виражи с креном до 45° принято называть мелкими, а с креном более 45° - глубокими.

ПРЕДЕЛЬНЫЕ ВИРАЖИ

При увеличении крена на вираже наступит момент, когда для выполнения его (для преодоления лобового сопротивления) потребуется мощность силовой установки, равная максимальной, следовательно, дальнейшее увеличение крена вызовет снижение самолета, так как правильный вираж невозможен. Если на вираже перегрузка превысит предельную по тяге, то самолет будет снижаться даже при полной тяге, так как лобовое сопротивление будет больше тяги силовой установки. Следует иметь в виду, что при кратковременном развороте можно создать большой крен и перегрузку, вплоть до располагаемой. Однако длительный разворот с большим креном и перегрузкой вызовет значительное торможение самолета, которое приведет к уменьшению скорости и снижению самолета. Предельная по тяге перегрузка является перегрузкой длительного разворота с заданной скоростью.

Вираж, для выполнения которого на заданной высоте и максимальном крене использована вся мощность силовой установки и эксплуатационная перегрузка (лимитированная прочностью самолета и выходом на режим сваливания), называется **предельным виражом**.

На самолетах Як-55 и Як-52 предельные по тяге перегрузки во всем диапазоне скоростей полета не превышают эксплуатационную перегрузку по прочности, поэтому основным ограничением предельных виражей самолетов Як-52 и Як-55 является предельная перегрузка по срыву и по располагаемой тяге (Рис. 13, Рис. 14).

На рисунках графически изображены характеристики предельных виражей самолетов Як-52 и Як-55 при работе двигателя на 1-м номинале.

Показаны изменения характеристик в зависимости от изменения скорости полета на высоте $H=1000$ м.

Анализируя эти графики, можно сделать вывод, что предельный вираж с максимальным углом крена можно выполнить только на определенном угле атаки и соответствующей скорости.

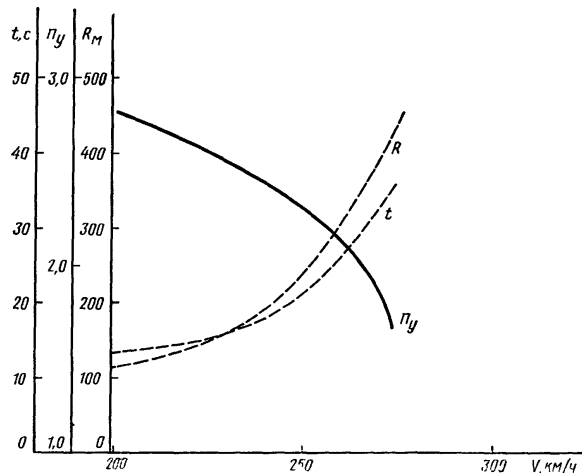


Рис. 13 Характеристики виража самолета Як-55 ($H=1000$ м, $G_{вз}=870$ кгс, режим работы двигателя-1-й номинал)

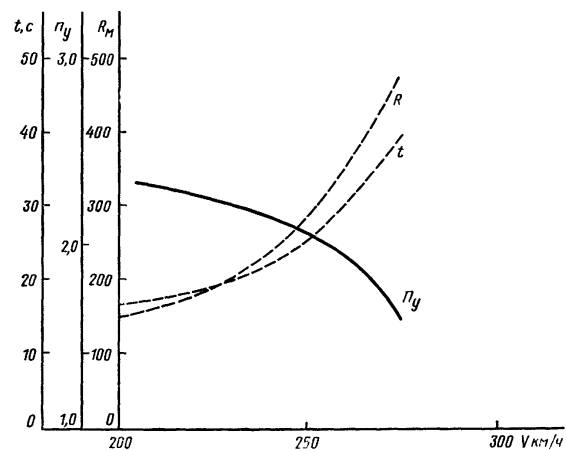


Рис. 14 Характеристики виража самолета Як-52 ($H=1000$ м, $G_{вз}=1290$ кгс, режим работы двигателя- 1-й номинал)

Предельный вираж с минимальной скоростью, радиусом и временем выполняется на экономической скорости.

С подъемом на высоту избыток мощности силовой установки уменьшается. Поэтому максимальный угол крена также уменьшается. По достижении потолка самолета избыток мощности становится равным нулю и выполнение виража невозможно.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ И РАБОТА РУЛЕЙ НА ПРАВИЛЬНОМ ВИРАЖЕ

Для выполнения виража самолет необходимо накренить, но это недостаточно. При накренении самолета создается центробежная сила и самолет начинает движение по кривой, но демпфирующий момент вертикального оперения противодействует развороту. Поэтому, накрывая самолет элеронами, необходимо одновременно отклонить руль направления в сторону виража.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Отклонение руля направления необходимо также для компенсации Дополнительного лобового сопротивления, стремящегося развернуть самолет во внешнюю сторону, в сторону внешнего полукрыла. Внешнее полукрыло движется по внешнему радиусу (по внешней траектории) (Рис. 15), скорость его больше, чем внутреннего полукрыла, и, следовательно, подъемная сила и лобовое сопротивление больше.

Таким образом, для выполнения правильного виража с креном 30...45° необходимо плавно отклонить ручку управления и педаль (руль направления) в сторону виража. По достижении необходимого крена и угловой скорости ручку управления необходимо отклонить слегка в противоположную сторону, а также слегка отклонить педаль (руль направления) в противоположную сторону. Эти действия рулями необходимы, так как подъемная сила внешнего полукрыла больше, чем внутреннего. При этом возникает момент M_x относительно продольной оси, стремящийся увеличить крен. Чтобы компенсировать этот момент необходимо отклонение ручки управления в противоположную сторону. Но отклонение ручки управления в противоположную сторону приведет к уменьшению моментов M_u (лобового сопротивления и демпфирующего), поэтому необходимо одновременно с ручкой управления слегка нажать на педаль в обратную сторону.

Отклонение ручки управления и нажим на педаль в обратную сторону должны быть тем меньше, чем энергичнее был ввод самолета в вираж. После того как ввод закончен, крен, положение капота самолета относительно горизонта и угловую скорость необходимо сохранять постоянными.

Для вывода из виража необходимо ручку управления и педаль отклонить в сторону, обратную виражу.

Выполнение виража с креном более 45° имеет свои особенности, которые рассмотрим ниже.

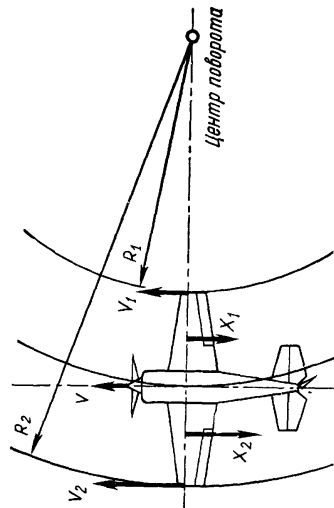


Рис. 15 Уравновешивание противодействующих виражу моментов рулем направления

скорость на вираже увеличена соответственно крену;

$$\begin{pmatrix} n_z & \text{и} & n_x \end{pmatrix}$$

отсутствие боковой продольной перегрузки

(отсутствие наклонов вперед-назад, влево-вправо, летчика прижимает только к сиденью);

При выполнении виража необходимо учитывать влияние гироскопического момента воздушного винта. На самолетах Як-52 и Як-55 установлен воздушный винт левого вращения, поэтому при выполнении правого виража этот момент стремится поднять капот самолета, а на левом - опустить. Особенно это необходимо учитывать при выполнении глубоких виражей. Неучет гироскопического момента воздушного винта может привести к «зарыванию» самолета на левом вираже и взмыванию на вираже, что в конечном счете приведет к срыву в штопор или штопорную бочку.

О правильности виража - отсутствии скольжения летчик судит по признакам:

шарик указателя скольжения находится в середине (на указанной метке).

НЕПРАВИЛЬНЫЙ ВИРАЖ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ

Вираж со скольжением возникает в результате некоординированных действий рулями управления и резкой работы рычагом дроссельной заслонки карбюратора и шагом винта, т. е. является результатом ошибочных действий летчика.

Рассмотрим выполнение глубокого виража со скольжением. Предположим, что на глубоком вираже, например левом (Рис. 16, а), крен увеличен на величину, при которой скорость становится недостаточной

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

для сохранения условия $Y \cos \gamma = G$, т. е. составляющая подъемной силы $Y \cos \gamma$ становится меньше веса самолета, самолет начнет снижаться. Для того чтобы восстановить равновесие, необходимо нажать на правую педаль (отклонить руль направления вправо) во внешнюю сторону, при этом создается скольжение на левое (внутреннее) полукрыло.

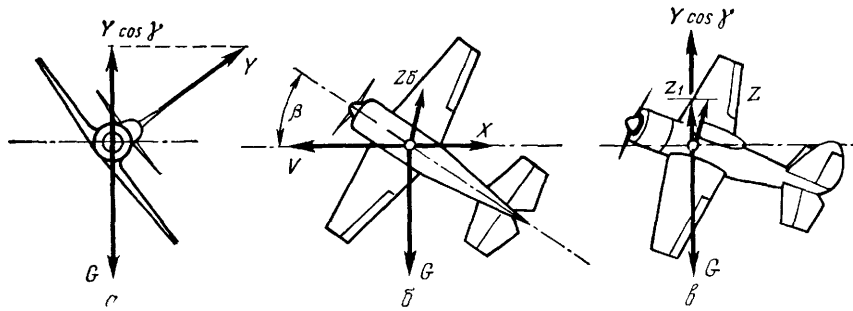


Рис. 16 Глубокий левый вираж с внутренним скольжением

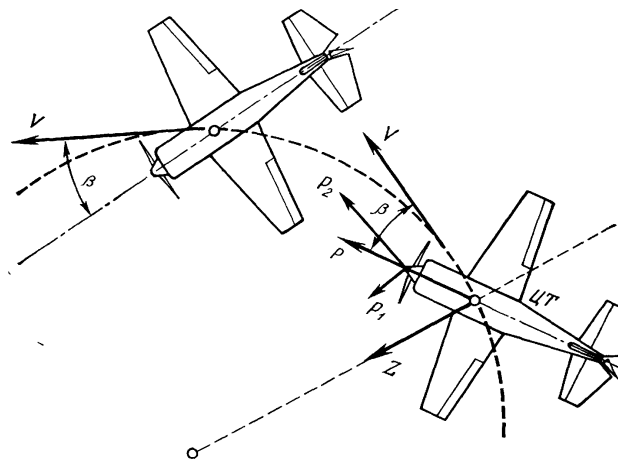


Рис. 17 Плоский вираж с внешним скольжением

Возникает боковая аэродинамическая сила Z_β , которая по своей величине зависит от угла скольжения β . Она создает добавочную вертикальную силу Z_1 (Рис. 16, б, в). Сила Z_1 , складываясь с силой $Y \cos \gamma$, создает уравновешенную силу, равную весу самолета.

В результате чего самолет прекратит скольжение. При внутреннем скольжении летчик отклоняет руль направления в сторону скольжения. Также в сторону внутреннего борта отклоняется от центрального положения шарик указателя скольжения прибора скольжения.

Рассмотрим вираж с **внутренним скольжением при малом крене**. При появлении скольжения на вираже с малым креном возникающая боковая сила Z будет противодействовать центростремительной силе $P_{цс}$.

Если $Z = F_{цс}$, то, несмотря на крен, самолет будет выполнять прямолинейный полет со скольжением на опущенное полукрыло.

Такой прямолинейный полет с креном и скольжением аналогичен прямолинейному планированию с креном и скольжением.

Рассмотрим вираж с **внешним скольжением**. При отклонении руля направления (например, влево) и угле крена, равном нулю, создается внешнее скольжение (в данном случае на правое полукрыло). Вследствие бокового обтекания самолета воздушным потоком возникает боковая сила Z , которая играет роль центростремительной силы. Под действием ее самолет начинает выполнять полет по криволинейной траектории влево в горизонтальной плоскости (Рис. 17). При этом сила тяги силовой установки P раскладывается на две составляющие. Одна из которых P_1 действует как центростремительная сила. Силы Z и P_2 имеют малую величину, поэтому траектория виража имеет большой радиус. Если руль направления отклонить на большую величину, то появится кренящий момент во внутреннюю сторону (в рассматриваемом случае влево) за счет разности подъемных сил левого и правого полукрыльев. В данной ситуации при отклонении ручки управления в сторону уменьшения крена (в рассматриваемом случае вправо) увеличивается лобовое сопротивление внутреннего полукрыла, что приводит к появлению разворачивающего момента, и самолет увеличивает крен и сваливается на внутреннее полукрыло (влево),

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

выполняя штопор или штопорное вращение. Особенно это характерно для самолета Як-52 на скоростях менее 150 км/ч.

Следовательно, вираж с внешним скольжением не только не выгоден, но и не безопасен.

При внешнем скольжении на вираже летчика прижимает к внешней стороне кабины самолета. Шарик указателя скольжения прибора ДА-30 (на самолете Як-52) отклоняется во внешнюю сторону.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ВИРАЖА С КРЕНОМ 35...45°

Вираж с креном до 45° выполняется на скорости 190 км/ч при оборотах двигателя 82%.

Перед вводом самолета в вираж осмотреть воздушное пространство, особое внимание уделив стороне выполнения виража, наметить ориентир для ввода и вывода из виража, установить обороты двигателя, соответствующие скорости 190 км/ч. После этого плавным и координированным движением ручки управления и педалей ввести самолет в вираж. По мере увеличения крена увеличить наддув с таким расчетом, чтобы при крене 45° сохранялась скорость 190 км/ч.

Как только крен достигнет заданного, необходимо зафиксировать его небольшим отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену, и ослабить нажим на внутреннюю педаль, сохраняя угловую скорость, продолжать выполнение виража.

В установившемся вираже нужно контролировать положение кабины самолета относительно горизонта, величину крена, показания приборов (указателя скорости, положение шарика указателя скольжения, вариометра, высотомера и авиагоризонта).

Если в процессе выполнения виража возникли изменения положения видимых частей фонаря кабины и капота самолета относительно горизонта (вариометр показывает снижение или набор высоты), необходимо плавным и соразмерным движением ручки управления и педалей поднять или опустить капот самолета относительно горизонта до нормального положения, контролируя действия по показаниям авиагоризонта (на самолете Як-52), указателя скорости и вариометра.

За 20...25° до намеченного ориентира координированным движением ручки управления и педалей в сторону, обратную вращению (ручка управления идет с опережением), начать вывод из виража. По мере уменьшения крена плавно уменьшить наддув до заданного с таким расчетом, чтобы выйти в режим горизонтального полета на установленной скорости без набора высоты.

После вывода самолета в горизонтальный полет поставить рули в нейтральное положение.

При выполнении виража необходимо учитывать влияние гироскопического момента воздушного винта.

Самолеты Як-52 и Як-55 на виражах устойчивы и легко переходят из одного виража в другой.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ВИРАЖА С КРЕНОМ 60°

Вираж с креном 60° выполняется на скорости 210 км/ч при оборотах двигателя 82%.

Перед вводом в вираж самолета осмотреть воздушное пространство, особое внимание уделить стороне выполнения виража, сбалансировать самолет триммером на скорости 210 км/ч, наметить ориентир для ввода и вывода из виража, запомнить курс ввода, установить обороты двигателя, соответствующие скорости 210 км/ч. После этого плавным и координированным движением ручки управления и педалей ввести самолет в вираж. По мере увеличения крена плавно увеличить наддув, с таким расчетом, чтобы при крене 45...50° он был дан полностью.

По мере накрена самолета центростремительная сила $Y \sin \gamma$, искривляющая траекторию движения, возрастает. Для сохранения постоянства высоты при вводе самолета в вираж необходимо вбиранием ручки управления на себя увеличить угол атаки для увеличения подъемной силы (сохраняется равенство $Y \cos \gamma = G$). С увеличением угла атаки растет лобовое сопротивление, поэтому в процессе ввода самолета в вираж для сохранения скорости необходимо увеличить обороты двигателя (сохраняя при этом равенство $P=G$).

При вводе самолета в вираж необходимо следить за сохранением правильного положения видимых частей фонаря кабины и капота самолета относительно горизонта, за плавным образованием крена и координацией отклонения рулей (шарик указателя скольжения должен находиться в центре) Величину крена определять визуально по положению передних частей фонаря кабины и капота самолета относительно горизонта и на самолете Як-52 контролировать по авиагоризонту

При малом крене положение капота самолета относительно горизонта поддерживать рулем высоты, а угловое вращение - рулем направления. По достижении крена 45° и более (при дальнейшем его увеличении) совместно с дальнейшим отклонением ручки управления на себя необходимо ослаблять нажим на педаль, отклоненную в сторону виража (предупреждать тенденцию самолета к опусканию капота нажимом на педаль против крена - внешнюю педаль).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

При выполнении глубокого виража при крене более 45° происходит перемена действия рулей управления. Руль высоты начинает выполнять функцию руля направления, а руль направления - руля высоты. Поэтому для поддержания необходимого положения капота и видимых частей фонаря кабины самолета относительно горизонта в большей степени отклоняется руль направления и в меньшей степени - руль высоты, а угловая скорость вращения создается в большей степени рулем высоты и в меньшей степени - рулем направления. Указанная перемена действия рулями проявляется только в отношении положения самолета относительно горизонта. Изменение угла атаки по-прежнему осуществляется рулем высоты, а угла скольжения - рулем направления.

Как только крен достигнет заданного, необходимо зафиксировать его небольшим отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену, и ослабить нажим на внутреннюю педаль. Сохраняя угловую скорость, продолжать выполнение виража.

В установившемся вираже контролировать положение видимых частей фонаря кабины и капота самолета относительно горизонта, величину крена, показания приборов (указателя скорости, положения шарика указателя скольжения, вариометра, высотомера и авиагоризонта).

Необходимо помнить, что в процессе выполнения установившегося виража внешнее полукрыло движется с большей скоростью, чем внутреннее. Центр давления из плоскости симметрии перемещается во внешнюю сторону, в результате чего на самолет действует кренящий момент в сторону виража, который парируется отклонением ручки управления во внешнюю сторону. При этом следует учитывать влияние гироскопического момента.

Вывод из виража начинать за 30° до намеченного ориентира координированным движением ручки управления и педалей в сторону, обратную вращению, при этом ручку управления отклонять вперед по диагонали для уменьшения угла атаки и предупреждения подъема капота самолета относительно горизонта. По мере уменьшения крена плавно уменьшить обороты двигателя (наддув), чтобы к концу вывода обороты двигателя соответствовали заданной скорости вывода из виража.

Выход из виража должен быть произведен в направлении выбранного ориентира и заданного курса. После вывода самолета в горизонтальный полет ручку управления и педали поставить в нейтральное положение.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ, ДОПУСКАЕМЫЕ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ВИРАЖА

При выполнении виражей наблюдаются следующие ошибки:

- несоответствие мощности силовой установки величине крена - самолет теряет или набирает высоту (увеличивает или уменьшает скорость);
- перетягивание ручки управления на себя - увеличивается перегрузка, самолет теряет скорость, возможен срыв в штопор или штопорное вращение;
- капот самолета не удерживается педалями по горизонту - излишне отклоняется педаль в сторону виража, что вызывает опускание капота самолета, увеличивается скорость и теряется высота; малое отклонение педали в сторону виража приводит к подъему капота самолета, уменьшается скорость и набирается высота;
- некоординированные действия рулями управления при вводе в вираж и выводе из него - возникает внутреннее или внешнее скольжение и изменяется высота и скорость;
- резкий ввод самолета в вираж и резкий вывод из него - не выдерживается скорость и высота;
- неточный вывод по направлению.

При выполнении виража необходимо знать, что при перетягивании ручки управления срыв самолета происходит без предупредительной тряски. Поэтому при загорании лампочки «Срыв» на самолете Як-52 необходимо уменьшить тянущее усилие на ручке управления, что приведет к уменьшению углового вращения и перегрузки.

Небольшие отклонения по крену в процессе виража следует парировать отклонением ручки управления и педалей. При опускании капота самолета и нарастании скорости необходимо сначала вывести самолет из крена, затем взятием ручки управления на себя - в горизонтальный полет.

Если при выполнении виража произошел срыв самолета, то ручку управления необходимо отклонить от себя, вывести самолет в горизонтальный полет, после чего вновь ввести в вираж.

СПИРАЛЬ

Спиралью называется полет самолета по винтовой линии (траектории) с заданным креном и скоростью. Спираль представляет собой длительный вираж на планировании или подъеме. Если спираль применяется для набора высоты, она называется *восходящей*, если для потери высоты - *нисходящей*. Если крен небольшой величины и радиус спирали довольно большой, спираль называется *пологой*. Если крен спирали больше 45° , а радиус малой величины, спираль называется *крутой*.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Если скорость, угол крена и угол наклона траектории с течением времени не изменяются, спираль называется *установившейся*.

Установившаяся спираль называется *правильной*, если она выполняется без скольжения.

СХЕМА СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ НА СПИРАЛИ

Схема сил, действующих на самолет при выполнении спирали, показана на Рис. 18. Рассмотрим восходящую спираль. Она может выполняться как с тягой силовой установки, так и без нее. Рассмотрим выполнение спирали с тягой силовой установки на малом газу.

Самолет снижается с постоянным углом к горизонту по траектории, представляющей цилиндрическую винтовую линию.

Движение центра тяжести состоит из двух движений: вниз с вертикальной скоростью $V_y = V \sin \theta$ и в горизонтальной плоскости по окружности со скоростью $V_x = V \cos \theta$.

Вес самолета G раскладывается на две составляющие, лежащие в вертикальной плоскости: $G \cos \theta$ и $G \sin \theta$. Подъемная сила Y наклонена вперед и в сторону и раскладывается на две составляющие: $Y \cos \gamma$ - лежащей в вертикальной плоскости и наклоненной вперед и $Y \sin \gamma$ - лежащей в горизонтальной плоскости. Неуравновешенная сила $Y \sin \theta$ является центростремительной силой, искривляющей траекторию движения самолета.

Составляющая веса $G \cos \theta$ уравновешивается составляющей подъемной силы $Y \cos \gamma$, а составляющая $G \sin \theta$ и тяга силовой установки P - уравновешивает лобовое сопротивление X .

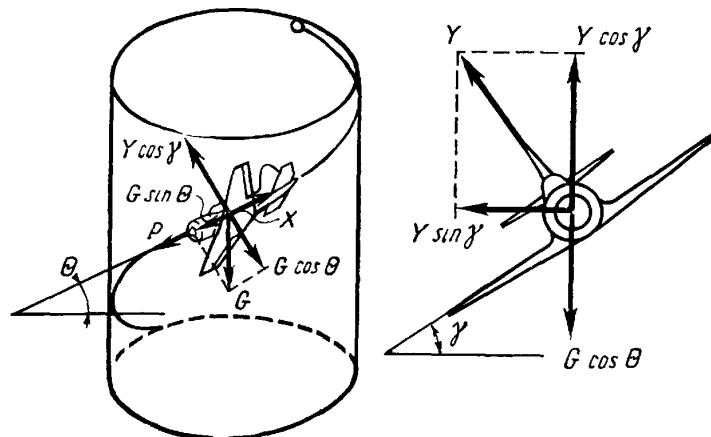


Рис. 18 Схема сил на спирали

Управления движения самолета на установившейся нисходящей спирали имеют вид:
условие постоянства скорости

$$X - P - G \sin \theta = 0; \quad (11.25)$$

условие постоянства угла наклона траектории

$$Y \cos \gamma - G \cos \theta = 0; \quad (11.26)$$

условие искривления траектории

$$Y \sin \gamma = \frac{mV^2 \cos^2 \theta}{r} \quad (11.27)$$

ПЕРЕГРУЗКА НА СПИРАЛИ

Перегрузка на спирали, действующая по направлению подъемной силы Y , определяется из условия постоянства угла наклона траектории полета (11.26):

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{\cos \theta}{\cos \gamma}. \quad (11.28)$$

Полная перегрузка на спирали с учетом центростремительной силы $P_{цс}$ определяется по формуле

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$n_{\Pi} = \sqrt{1 + (tg \gamma \cos^2 \theta)^2}. \quad (11.29)$$

Из формул (11.28) и (11.29) следует, что перегрузка на спирали меньше, чем на вираже при том же угле крена, потому что составляющая $Y \cos \gamma$ уравнивает не полный вес самолета, как на вираже, а его составляющую $G \cos \theta$. Чем меньше угол наклона траектории полета, тем меньше потребная перегрузка. Потребная перегрузка на спирали всегда больше единицы, так как угол наклона траектории θ меньше угла крена самолета γ .

СКОРОСТЬ НА СПИРАЛИ

Потребная скорость на спирали определяется из уравнения (11.26) условия постоянства угла наклона траектории ($Y \cos \gamma = G \cos \theta$). Подставив вместо подъемной силы Y ее развернутое выражение, получим

$$C_y \frac{\rho V_{СП}^2}{2} S \cos \gamma = G \cos \theta,$$

$$C_y \frac{\rho V_{СП}^2}{2} S = G n_y,$$

откуда при $C_y = \text{const}$

$$V_{СП} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S} n_y} = V_{ГП} \sqrt{n_y}. \quad (11.30)$$

Из формулы (11.30) следует, что скорость, потребная для выполнения спирали, больше потребной скорости для горизонтального полета при одинаковом угле атаки.

При выполнении спирали скорость остается, как правило, постоянной, а изменяется угол атаки.

Коэффициент подъемной силы C_y в диапазоне летных углов атаки прямо пропорционален углам атаки, а так как C_y отличается от $C_{y_{СП}}$ на величину перегрузки $n_y (C_{y_{СП}} = C_{y_{ГП}} n_y)$, то, следовательно, и углы атаки на спирали отличаются от углов атаки горизонтального полета на ту же величину, т. е.

$$\alpha_{СП} = \alpha_{ГП} n_y \quad (11.31)$$

Из формулы (11.31) следует, что при выполнении спирали на постоянной скорости угол атаки увеличивается пропорционально перегрузке.

РАДИУС СПИРАЛИ

Как уже говорилось, что траектория спирали представляет собой цилиндрическую винтовую линию, следовательно, радиусом спирали можно считать радиус цилиндра.

Из уравнения (11.27) - условия искривления траектории - находим

$$Y \sin \gamma = \frac{m V^2 \cos^2 \theta}{r_{СП}},$$

откуда

$$r_{СП} = \frac{G V^2 \cos^2 \theta}{g Y \sin \gamma}, \quad (11.32)$$

Из формулы (11.32) следует, что с увеличением скорости радиус спирали возрастает, а с увеличением угла крена и угла снижения - уменьшается.

Радиус спирали всегда меньше радиуса виража, так как $\cos \theta < 1$.

ШАГ СПИРАЛИ

Высота, которую теряет самолет (или набирает) за один виток спирали, называется *шагом спирали*.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Для определения шага спирали необходимо рассмотреть прямоугольный треугольник развертки одного витка спирали (Рис. 19). Из рисунка следует, что

$$h_{СП} = 2\pi r \operatorname{tg} \theta \quad (11.33)$$

и

$$h_{СП} = \frac{2\pi r V^2 \cos \theta}{g \operatorname{tg} \gamma} \operatorname{tg} \theta = 0,064 \frac{V^2 \sin \theta}{\operatorname{tg} \gamma}. \quad (11.34)$$

Из формулы (11.34) следует, что при увеличении скорости и угла наклона траектории полета θ шаг спирали увеличивается.

Наивыгоднейшая спираль на планировании. Спираль, за один виток которой самолет теряет наименьшую высоту, называется **наивыгоднейшей**. Вертикальная скорость V_y при выполнении наивыгоднейшей спирали имеет наименьшую величину. Минимальная вертикальная скорость на планировании получается при выполнении полета на экономическом угле атаки. Для наивыгоднейшей спирали требуется крен 45° и скорость, превышающая экономическую соответственно крену. Эти спирали были исследованы советским ученым В. П. Ветчинкиным.

При исполнении наивыгоднейшей спирали запас скорости фактически отсутствует. Следовательно, ошибка в пилотировании самолета может привести к срыву самолета в штопор.

Выполнять наивыгоднейшую спираль необходимо только на безопасной высоте.

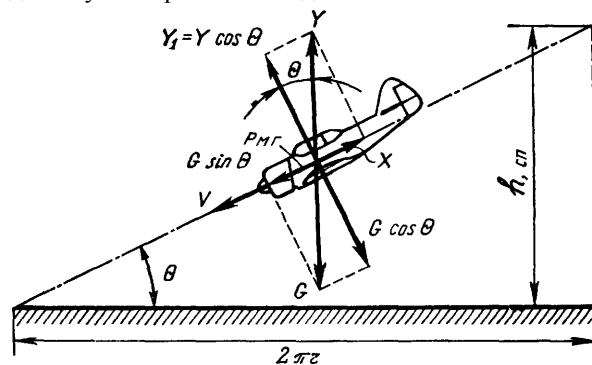


Рис. 19 К определению шага спирали

Минимальный шаг спирали получается при крене $\gamma=45^\circ$, так как $\sin 2\gamma$ имеет при этом максимальное значение, т. е. выполнение спирали с креном более или менее 45° ведет к увеличению шага спирали. Если крен на спирали менее 45° , то время выполнения спирали (одного витка) увеличивается, соответственно увеличивается и потеря высоты за один виток. Если крен на спирали более 45° , то вследствие увеличения перегрузки и, как следствие, лобового сопротивления скорость уменьшается, поэтому для сохранения скорости необходимо увеличить угол траектории полета θ , что приводит к увеличению вертикальной скорости снижения, и потеря высоты также увеличится за один виток;

увеличение аэродинамического качества приводит к уменьшению шага спирали;

с увеличением перегрузки шаг спирали уменьшается.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ СПИРАЛИ

Спираль выполняется на скорости 180 км/ч и крене 45° . Перед выполнением спирали осмотреть воздушное пространство, особое внимание уделить стороне, в которую будет выполняться спираль, свободно ли воздушное пространство. В режиме планирования установить скорость 180 км/ч, при положении рычагов управления дроссельной заслонкой карбюратора - полностью на себя, шагом винта - полностью от себя. Плавным и координированным движением ручки управления и педалей ввести самолет в спираль. Заданный угол снижения θ и угол крена γ выдерживать по видимым частям фонаря кабины самолета и капота относительно горизонта, а также по авиагоризонту. По мере увеличения угла необходимо увеличить перегрузку с таким расчетом, чтобы при заданном крене составляющая подъемной силы $Y \cos \gamma$ уравновешивала составляющую $G \cos \theta$.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

По достижении заданного крена незначительным движением ручки управления и педалей в сторону, противоположную спирали, устранить стремление самолета к увеличению крена, угловой скорости и скорости по траектории.

На спирали за счет разности подъемных сил внешнего и внутреннего полукрыльев самолет стремится увеличить угол крена. Также при выполнении правой спирали за счет гироскопического момента силовой установки самолет стремится увеличить угол крена и тангажа, а на левой спирали, наоборот - уменьшить.

Выдерживание заданной скорости на спирали производить изменением угла наклона траектории, тем самым изменяя величину составляющей веса самолета $G \sin \theta$ (не допуская скольжения - шарик в центре).

Внимание на спирали распределяется так же, как при выполнении виража. В процессе выполнения спирали контролировать температурный режим работы двигателя, не допуская понижения температуры головок цилиндров ниже 150° и температуры масла ниже 40° .

Вывод из спирали производить координированными отклонениями ручки управления и педалей в сторону, противоположную крену. При этом во избежание потери скорости вначале убрать крен и угловое перемещение, а затем вывести самолет в горизонтальный полет.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ СПИРАЛИ:

некоординированный ввод в спираль - самолет разворачивается с внешним скольжением или внутренним;

не выдерживается угол наклона траектории, продольной оси самолета относительно горизонта - увеличивается или уменьшается скорость;

не поддерживается крен заданной величины - самолет опускает капот, увеличивается скорость и самолет входит в крутую спираль с увеличением скорости.

При увеличении поступательной и вертикальной скорости и входе в крутую спираль необходимо:

вывести самолет из крена;

уменьшить угол снижения;

вывести самолет в горизонтальный полет.

ПИКИРОВАНИЕ

Пикированием называется крутое снижение самолета по прямолинейной траектории с углами наклона 30° и более.

Оно применяется для быстрой потери высоты и разгона скорости. При выполнении сложного и высшего пилотажа пикирование является составным элементом большинства фигур.

Пикирование подразделяется на виды:

пологое - с углом пикирования менее $8 < 45^\circ$;

крутое - с углом $\theta = 45 \dots 80^\circ$;

отвесное - с углами $\theta = 80 \dots 90^\circ$;

отрицательное - с углами $\theta > 90^\circ$.

Пикирование состоит из трех элементов: ввода, прямолинейного участка и вывода. Ввод и вывод являются криволинейными маневрами.

Ввод в пикирование. С точки зрения выполнения не представляет трудностей. Ввод в пикирование осуществляется с разворота и с прямой. Рассмотрим оба случая.

Ввод в пикирование с разворота. Применяется для выполнения захода по стреле квадрата пилотажа.

Пусть самолет летит в горизонтальной плоскости (в горизонтальном полете), все силы, действующие на самолет, находятся в равновесии. При вводе самолета в пикирование с разворота создается центростремительная сила, которая искривляет траекторию полета в горизонтальной и вертикальной плоскости. Схема сил, действующих на самолет при вводе с прямой, показана на Рис. 20.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

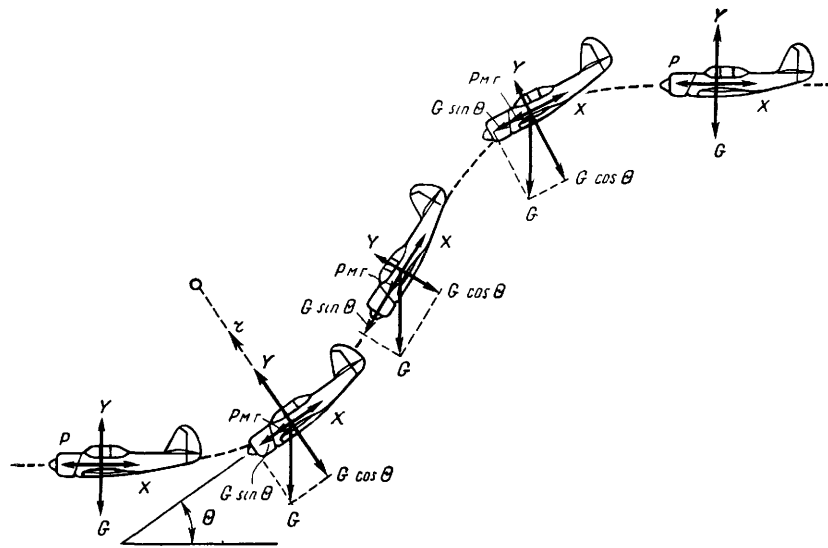


Рис. 20 Схема сил, действующих на самолет при пикировании

Центростремительной силой, искривляющей траекторию полета в вертикальной плоскости, является разность между составляющей подъемной силы и составляющей веса самолета

Центростремительной силой, искривляющей траекторию полета в горизонтальной плоскости, является неуравновешенная горизонтальная проекция подъемной силы

Ввод в пикирование с прямой из горизонтального полета. Ввод может быть *резким и плавным*. Рассмотрим плавный ввод.

Пусть самолет летит в горизонтальной плоскости (горизонтальном полете), силы, действующие на него, находятся в равновесии. Для ввода самолета в пикирование необходимо создать центростремительную силу, искривляющую траекторию полета вниз. Она создается отдачей ручки управления от себя, при этом уменьшается угол атаки и подъемная сила Y становится меньше веса самолета G , под действием центростремительной силы траектория полета искривляется вниз (см. Рис. 20). При отдаче ручки управления от себя на большую величину создается момент, когда подъемная сила уменьшается до нуля и центростремительной силой является вес самолета G , а при увеличении угла пикирования - составляющая веса $G \sin \theta$. Другая составляющая $G \cos \theta$ направлена по касательной к траектории полета, составляя разность с лобовым сопротивлением и сумму с тягой силовой установкой ($G \cos \theta + P_{MG} - X > 0$), и является ускоряющей силой.

По мере увеличения наклона траектории полета скорость на пикировании возрастает, так как составляющая веса $G \cos \theta$ увеличивается, а составляющая веса $G \sin \theta$, центростремительная сила, уменьшается, траектория полета будет выпрямляться. С нарастанием скорости сила лобового сопротивления X растет, тормозя движение. Как только угол пикирования достигнет заданной величины, ручку управления необходимо задержать и на большую величину взять на себя. В противном случае за счет уменьшения угла атаки до отрицательной величины самолет продолжает увеличивать угол пикирования.

Резкий ввод в пикирование. Возникает при резкой отдаче ручки управления от себя, при этом угол атаки становится отрицательным и возникает отрицательная подъемная сила ($-Y$). В этом случае центростремительной силой является (при малом угле атаки и ввода) сумма веса самолета и отрицательной подъемной силы ($G-Y$), а при увеличении угла наклона траектории - ($G \sin \theta - Y$).

Такой ввод уменьшает радиус кривизны траектории и применяется при выполнении акробатического пилотажа.

Перегрузка при резком вводе в пикирование имеет отрицательную величину.

При плавном вводе в пикирование летчик частично теряет ощущение весомости. По мере увеличения наклона траектории вниз возникает разница ускорений тела летчика и самолета. Ускорение самолета уменьшается вследствие роста лобового сопротивления воздуха, а ускорение тела летчика не испытывает сопротивления воздуха и стремится падать с большим ускорением (поэтому у летчика появляется стремление валиться на приборную доску).

При резком вводе самолета в пикирование летчик под действием силы инерции отделяется от сиденья

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ УЧАСТОК ТРАЕКТОРИИ ПИКИРОВАНИЯ

Он характеризуется тем, что на нем происходит разгон скорости самолета.

Ускорение на пикировании, как правило, положительно. Самолет на пикировании увеличивает скорость. Так как на прямолинейном участке пикирования скорость, а вместе с ней и подъемная сила возрастают, то для обеспечения постоянства подъемной силы и прямолинейности траектории необходимо постепенно уменьшать углы атаки отклонением ручки управления от себя.

Вывод из пикирования. При выполнении пикирования подъемная сила имеет малую величину или отсутствует вообще (при отвесном пикировании), поэтому для вывода из пикирования необходимо увеличить подъемную силу, увеличив угол атаки отклонением ручки управления на себя. Возрастая, подъемная сила становится больше составляющей веса самолета $G \cos \theta$. Под действием центробежной силы $R_{цс} = Y - G \cos \theta$ траектория пикирования искривляется, переходя в горизонтальный полет. Чем больше взята ручка управления на себя, тем больше будет величина центробежной силы - тем меньше радиус кривизны траектории и потеря высоты на выводе. При выполнении выхода из пикирования необходимо помнить, что чрезмерное взятие ручки управления на себя ведет к чрезмерному увеличению перегрузок.

При выводе из пикирования скорость, перегрузка, а, следовательно, и радиус кривизны траектории-величины переменные.

Потеря высоты на выводе из пикирования. На практике большое значение имеет потеря высоты на выводе самолета из пикирования. Желательно, чтобы потеря высоты была как можно меньше. Потеря высоты зависит от радиуса кривизны траектории полета, который, в свою очередь, зависит от скорости полета и перегрузки

В учебных целях на самолетах Як-52 и Як-55 пикирование выполняется на следующих приборных скоростях:

ввод - 140 км/ч;

начало вывода-210 км/ч;

вывод в горизонтальный полет - 280 км/ч.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПИКИРОВАНИЯ

Ввод самолета в пикирование выполняется на скорости 140 км/ч с разворота или с прямой, с оборотами двигателя или без оборотов.

Ввод самолета с разворота. Перед выполнением пикирования осмотреть воздушное пространство в направлении пикирования, наметить ориентир для ввода. Установить скорость 140 км/ч. Координированным движением ручки управления и педалей ввести самолет в разворот с креном $35...45^\circ$ в направлении выбранного ориентира.

В процессе разворота плавно уменьшить обороты двигателя, одновременно переведа самолет в пикирование. К моменту окончания разворота угол пикирования должен быть заданный. Величину угла пикирования контролировать по видимым частям кабины самолета относительно горизонта и по авиагоризонту, а также положению полукрыльев относительно горизонта.

При пикировании появляется давящее усилие на ручке управления, которое возрастает с увеличением скорости полета (пикирования). В течение пикирования не допускать кренов и разворотов, следить за высотой, скоростью полета.

По достижении скорости начала вывода $V_{выв}$, равной 210 км/ч, плавным движением ручки управления на себя начать вывод самолета в горизонтальный полет. При выводе из пикирования обороты двигателя увеличить до максимальных. Перегрузка не должна превышать 4-5 для самолета Як-52 и +9 для самолета Як-55. Скорость вывода должна быть равной 280 км/ч.

Ввод самолета в пикирование с прямой. Перед выполнением пикирования осмотреть воздушное пространство, особое внимание уделить направлению ввода (прямо по направлению выполнения пикирования), определив, свободно ли оно. Наметить ориентир для ввода. Установить скорость 140 км/ч. Плавной отдачей ручки управления от себя (педали находятся в нейтральном положении) ввести самолет в пикирование. Тенденцию самолета в процессе отдачи ручки управления от себя - отклоняться вправо, парировать отклонением левой педали.

После установления заданного угла пикирования незначительно отклонить ручку управления на себя для прекращения дальнейшего увеличения угла пикирования.

Величину угла пикирования контролировать по авиагоризонту, видимым частям кабины самолета и полукрыльев относительно горизонта. В процессе пикирования появляющиеся усилия на ручке управления компенсировать отклонением ее от себя. Отклонением ручки управления от себя достигается также уменьшение угла атаки и, как следствие, подъемной силы, которая увеличивается с увеличением скорости.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

По достижении скорости 210 км/ч плавным движением ручки управления на себя начать вывод самолета в горизонтальный полет. При выводе из пикирования плавно увеличить обороты двигателя до максимальных. Перегрузка при выводе не должна быть более +5 для самолета Як-52 и +9 - для самолета Як-55.

При выполнении пикирования не допускать:

- резкого изменения оборотов двигателя;
- понижения температуры головок цилиндров двигателя менее 120°C и температуры входящего масла в двигатель ниже 40°C;
- непрерывной работы двигателя на оборотах более 83% в течение более 1 мин.

При выполнении пикирования необходимо помнить, что наличие кренов и вращения самолета вокруг продольной оси, вызванное отклонением руля направления или элеронов, может привести к входу самолета в крутую спираль. Вследствие чего самолет с трудом выходит из пикирования. Следовательно, если самолет не выходит из пикирования, необходимо проверить - нет ли крена, не вошел ли самолет в крутую спираль. Контроль производить по видимым частям фонаря кабины самолета и полукрыльев относительно горизонта (на самолете Як-52 также по авиагоризонту и указателю поворота и скольжения).

Для вывода самолета из крутой спирали необходимо сначала убрать крен, а потом выводить самолет из пикирования.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПИКИРОВАНИЯ:

- при вводе в пикирование с разворота не соблюдается координация движений рулями;
- перетягивание ручки управления на развороте приводит к потере скорости;
- резкая отдача ручки управления от себя - ввод производится с большой отрицательной перегрузкой;
- резкие движения рулями управления во время пикирования - не сохраняется угол пикирования;
- в процессе пикирования не контролируется положение самолета по авиагоризонту (на самолете Як-52), положению полукрыльев и видимых частей кабины самолета относительно горизонта;
- пикирование выполняется с креном или углом, не соответствующим заданным;
- не контролируется высота при пикировании - вывод из пикирования производится на высоте ниже заданной;
- резкий вывод из пикирования с перетягиванием ручки управления - возникают большие перегрузки;
- замедленный вывод из пикирования - большое нарастание скорости самолета и большая потеря высоты;
- вывод из пикирования производится с разворотом - увеличивается потеря высоты на выводе.

ГОРКА

Горка-это кратковременный подъем с целью быстрого набора высоты.

Горка состоит из трех элементов: ввод, прямолинейный участок, вывод (Рис. 21).

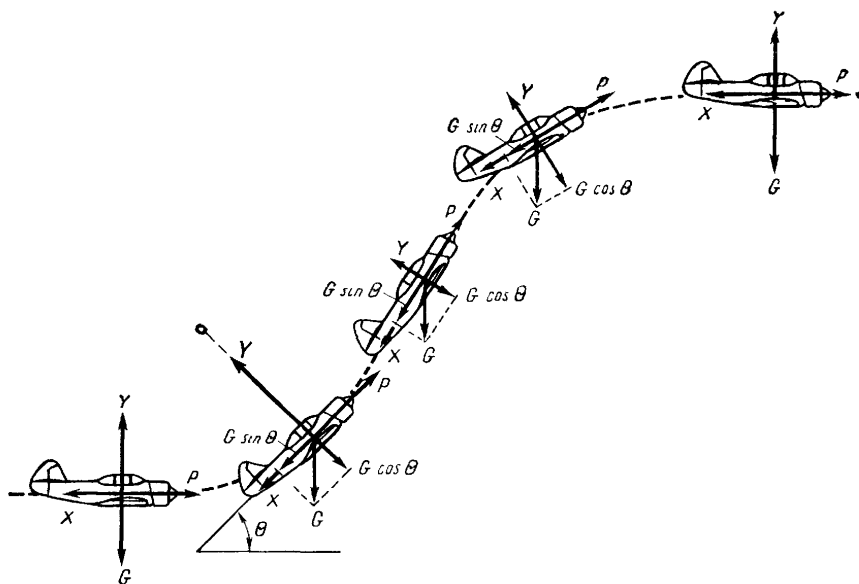


Рис. 21 Схема сил, действующих на самолет на горке

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ВВОД В ГОРКУ

Пусть самолет летит горизонтально, при этом все силы, действующие на самолет, находятся в равновесии. Для ввода самолета из горизонтального полета в горку необходимо создать центростремительную силу, искривляющую траекторию полета вверх. Искривление траектории полета вверх достигается плавным отклонением ручки управления на себя, тем самым увеличивается угол атаки и, как следствие, увеличивается подъемная сила, которая становится больше веса самолета (при малом угле θ) или его составляющей $G \cos \theta$. Под действием центростремительной силы $F_{цс}Y - G \cos \theta$ траектория полета искривляется вверх (в вертикальной плоскости). По мере искривления траектории вверх сумма тормозящих сил ($X+G \sin \theta > P$) становится больше тяги силовой установки и скорость начнет быстро падать, что приведет к падению подъемной силы. Поэтому при вводе ручка управления должна отклоняться постепенно на себя, соразмерно увеличению угла траектории горки.

Прямолинейный участок горки. По достижении заданного угла горки необходимо ручку управления задержать и отдать немного от себя, с целью предупреждения дальнейшего увеличения угла тангажа θ .

На прямолинейном участке горки скорость уменьшается, следовательно, уменьшается подъемная сила. Поэтому пропорционально уменьшению скорости необходимо увеличить углы атаки - подъемную силу для сохранения условия прямолинейности движения - $Y - G \cos \theta = 0$.

ВЫВОД САМОЛЕТА ИЗ ГОРКИ

Для вывода самолета из горки необходимо создать центростремительную силу, искривляющую траекторию полета вниз в вертикальной плоскости. Для этого необходимо ручку управления отклонить от себя с целью уменьшения углов атаки - подъемной силы, что вызовет появление центростремительной силы, величина которой имеет отрицательное значение ($P_{ц.с} = Y - G \cos \theta$).

Вывод из горки в горизонтальный полет производится с перегрузкой от +1 до -3 и по времени продолжителен, что может привести к потере скорости и срыву в штопор. Уменьшение скорости на выводе приводит к снижению эффективности продольного управления и уменьшению продольной угловой скорости. Поэтому вывод из горки должен быть энергичным, но не резким.

На самолетах Як-52 и Як-55 выполнение горки кратковременно и движения ручкой управления (на себя и от себя) следуют почти одно за другим (с интервалом не более 8 с). Поэтому необходимо учитывать влияние гироскопического момента воздушного винта при отклонениях ручки управления.

При вводе в горку гироскопический момент воздушного винта стремится развернуть самолет влево, это отклонение необходимо парировать отклонением правой педали.

При выводе из горки в ее верхней части, когда скорость значительно уменьшилась, влияние реактивного момента воздушного винта сказывается в большей степени. Этот момент стремится накренить самолет вправо, в это время ручка управления отдается от себя и гироскопический момент стремится развернуть самолет тоже вправо. Таким образом, в верхней точке горки у самолета есть тенденция развернуться и накрениться вправо - это накренение и разворот парируются отклонением левой педали.

В учебных целях на самолетах Як-52 и Як-55 горка выполняется при следующих скоростях: ввод - 300 км/ч; начало вывода - 170 км/ч; вывод в горизонтальный полет - не менее 140 км/ч.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ГОРКИ

Ввод в горку производится на скорости 300 км/ч.

Перед вводом в горку осмотреть воздушное пространство, особенно в направлении выполнения, убедиться, что оно свободно. В горизонтальном полете или снижении установить скорость 300 км/ч при оборотах двигателя 82% и полном наддуве. Затем плавным движением ручки управления на себя создать заданный угол наклона траектории, зафиксировать его незначительным отклонением ручки управления на себя. Угол наклона траектории контролировать по видимым частям фонаря кабины самолета и полукрыльев относительно горизонта (и по авиагоризонту на самолете Як-52). Вывод из горки начинать по достижении скорости 170 км/ч отдачей ручки управления от себя, не меняя режима работы двигателя. Перевод самолета в горизонтальный полет должен быть закончен на скорости не менее 140 км/ч.

При выполнении горки необходимо учитывать реакцию и гироскопический момент воздушного винта. При вводе в горку ручка управления отклоняется на себя, самолет стремится развернуться влево, этот разворот необходимо компенсировать отклонением правой педали. По мере уменьшения скорости за счет реакции винта самолет стремится накрениться вправо. Это стремление необходимо компенсировать отклонением левой педали.

При выводе самолета из горки за счет отдачи ручки управления от себя появляется правый разворачивающий момент, который парируется отклонением левой педали.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ХАРАКТЕРНЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ И ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ГОРКИ:

резкий перевод самолета в набор высоты - большие перегрузки и преждевременная потеря скорости, мал набор высоты;

не контролируется и не выдерживается угол наклона траектории горки по видимым частям фонаря кабины самолета и полукрыльев относительно горизонта и по авиагоризонту;

начало вывода из горки на меньшей скорости или медленное опускание капота самолета на линию горизонта - уменьшение или потеря скорости на выводе.