

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ФИГУРЫ ВЫСШЕГО ПИЛОТАЖА

АЭРОДИНАМИКА ПЕРЕВЕРНУТОГО ПОЛЕТА

Перевернутый полет отличается от обычного, нормального полета тем, что на установившихся режимах полета подъемная сила направлена в обратную сторону (от фонаря кабины в сторону шасси). Крыло в этом случае работает в диапазоне сравнительно больших отрицательных углов атаки, создавая отрицательную подъемную силу - Y (Рис. 1).

В перевернутом полете на самолет действуют такие же силы и моменты, что и в нормальном полете, однако величина и направление этих сил и моментов могут существенно отличаться от условий нормального полета.

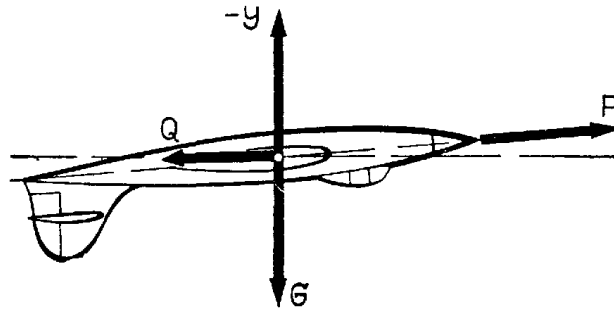


Рис. 1 Полет самолета на спине

Перевернутый полет имеет ряд существенных особенностей.

1. Изменение направления действующих на летчика сил и перегрузок. Вследствие этого меняется физиологическое воздействие на организм летчика. Переносимость отрицательных перегрузок (таз - голова) значительно ниже, чем положительных (голова - таз). Ухудшается работоспособность организма.

2. Ухудшаются летные характеристики самолета вследствие уменьшения его аэродинамического качества.

3. Необычное положение летчика и обратные движения ручкой и педалями при управлении самолетом требуют от летчика повышенного внимания, особенно в начале освоения перевернутого полета. Так, для увеличения угла атаки в перевернутом полете (отрицательного угла) необходимо ручку управления отклонить от себя, а для уменьшения - на себя. Для накренения самолета влево летчик должен отклонить ручку управления вправо, и наоборот, отклонение педали вправо вызывает левый разворот, а отклонение левой педали - правый разворот.

4. В перевернутом полете существенно изменяется работа отдельных элементов конструкции самолета. Возникает необходимость специальной компоновки кабины летчика. Предусматривается регулировка сиденья, педалей, изменяется система привязных ремней, обеспечивается крепление ног летчика к педалям ножного управления и т. п.

5. На самолетах, предназначенных для перевернутых полетов, должны предусматриваться специальные конструкции топливопитания, смазки и суфлирования двигателя для обеспечения его нормальной работы в условиях длительного полета на спине или выполнения пилотажа с отрицательными перегрузками.

6. У самолетов, имеющих положительное поперечное V крыла, в перевернутом положении ухудшается поперечная устойчивость. Руль высоты вниз отклоняется, как правило, на меньший угол, что может отразиться на продольной управляемости самолета на больших отрицательных углах атаки.

Поэтому для обеспечения устойчивости и управляемости самолета в перевернутом полете необходимо подобрать такие углы установки крыла и стабилизатора, углы отклонения рулей, чтобы устойчивость и управляемость не имела резких отличий от нормального, прямого полета.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА В ПЕРЕВЕРНУТОМ ПОЛЕТЕ

Аэродинамические характеристики крыла в перевернутом полете будут иметь некоторые отличия от аэродинамических характеристик крыла в нормальном полете. Эти отличия обусловлены различными картинками обтекания профиля крыла и, следовательно, различным распределением давления вдоль хорды профиля. Для удобства рассуждений целесообразно углы атаки и подъемную силу крыла в перевернутом полете обозначать α^{II} и Y^{II} , а знак так, как показано на Рис. 2. Соответственно обозначим и коэффициент подъемной силы - C_y^{II} .

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Если профиль крыла двояковыпуклый, несимметричный, то, как видно на Рис. 3, картины обтекания крыла в нормальном и перевернутом полете будут отличаться одна от другой. Это отличие будет уменьшаться по мере приближения формы профиля к двояковыпуклой, симметричной.

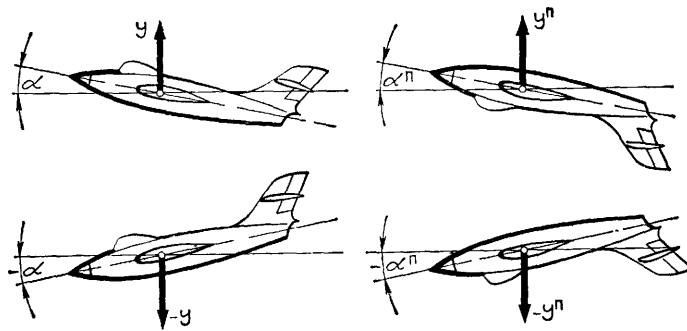


Рис. 2 Обозначения углов атаки и подъемной силы в перевернутом полете

У строго симметричных профилей картины обтекания в нормальном и перевернутом полетах практически мало отличаются одна от другой. Имеющее место некоторое различие объясняется действием сил тяготения на частицы воздуха в потоке, обтекающем профиль крыла.

У несимметричных профилей картины обтекания и распределения давлений по хорде профиля в прямом и перевернутом полете будут иметь существенные различия. В результате этого изменяется и характер зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки в области отрицательных углов атаки.

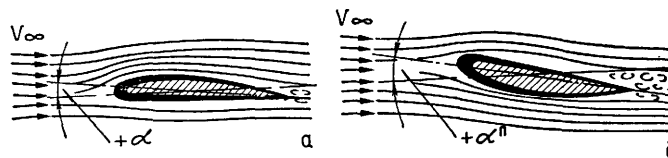


Рис. 3 Картина обтекания профиля крыла в прямом и перевернутом полете

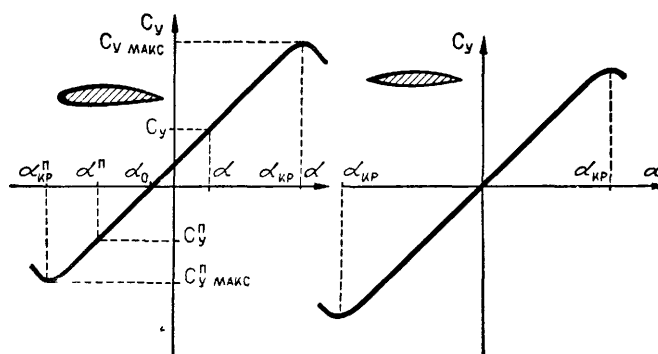


Рис. 4 Кривые $C_y = f(\alpha)$ профилей: а - несимметричного; б - симметричного

У симметричного профиля, как видно из Рис. 4, коэффициент подъемной силы в области положительных и в области отрицательных углов атаки имеет одинаковый характер изменения при изменении угла атаки. Практически одинаковы абсолютные значения критических углов атаки $\alpha_{\text{КРИТ}}$ и максимальных величин коэффициента подъемной силы ($C_{y^П \text{МАКС}}$).

У несимметричного профиля в области отрицательных углов атаки абсолютная величина коэффициента $C_{y^П \text{МАКС}}$ значительно меньше величины $C_{y \text{МАКС}}$ в области положительных углов атаки. Эта разница будет больше у таких профилей, у которых кривизна верхней поверхности больше, чем кривизна нижней, т. е. у профилей, которые имеют большую относительную кривизну \bar{f} .

Критические углы атаки у несимметричных профилей по абсолютной величине, как правило, неодинаковы, причем в области отрицательных углов величина $\alpha_{\text{КРИТ}}^П$ будет меньше критического угла атаки $\alpha_{\text{КРИТ}}$ прямого полета.

Лобовое сопротивление крыла в летном диапазоне отрицательных углов атаки не будет равно лобовому сопротивлению крыла на положительных углах атаки при полете на одних и тех же значениях C_y . Например, при полете на скорости u в нормальном и перевернутом положениях потребная величина коэффициента подъемной силы будет одинакова в том и в другом случае и составит по абсолютной величине

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$|C_y| = \frac{2G}{\rho \cdot S \cdot v^2} \quad (13.1)$$

Однако углы между хордой крыла и направлением набегающего потока при этом будут отличаться из-за наличия угла атаки нулевой подъемной силы α_0 (см. Рис. 4).

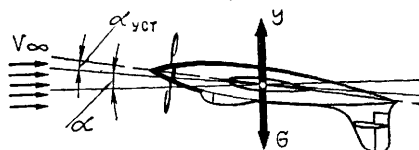


Рис. 5 Влияние угла установки крыла на угол между продольной осью самолета и горизонтом

Можно записать, что при $C_y = C_y^{\Pi}$ будем иметь

$$\alpha_1^{\Pi} - \alpha_1 = 2\alpha_0 \quad (13.2)$$

Следовательно, в перевернутом полете угол между хордой профиля и направлением набегающего потока при прочих равных условиях больше аналогичного угла прямого полета на величину $2\alpha_0$. По этой причине в перевернутом полете профильное сопротивление крыла на одинаковых по абсолютному значению C_y будет больше, чем в прямом полете. Из этого следует, что при полете на одинаковых скоростях в перевернутом полете лобовое сопротивление крыла будет больше, чем в прямом полете.

Самолеты, предназначенные для выполнения длительных полетов в перевернутом положении и пилотажа с отрицательным значением подъемной силы, должны иметь крыло, набранное из профилей по своей форме, близких к симметричным.

Лобовое сопротивление самолета в перевернутом полете обычно имеет большую величину, чем лобовое сопротивление в нормальном полете. Это обуславливается особенностями конструкции фюзеляжа, предусматривающей минимальное сопротивление в обычном полете;

вредной интерференцией крыла и фюзеляжа, наличием положительного установочного угла крыла.

В нормальном полете при угле атаки крыла $\alpha_{уст}$ угол между продольной осью фюзеляжа и направлением набегающего потока меньше угла атаки на величину установочного угла крыла. Тем самым снижается лобовое сопротивление фюзеляжа. В перевернутом положении этот угол, наоборот, будет больше, чем угол атаки, на двойную величину установочного угла крыла. Например, если установочный угол равен $+2^\circ$, то при полете на угле атаки $\alpha = 5^\circ$ в нормальном полете угол между продольной осью самолета и набегающим потоком будет составлять $+3^\circ$, а в перевернутом по абсолютной величине он будет равен 7° , т. е. $\alpha_{\phi} = \alpha^{\Pi} + \alpha_{уст}$.

Все это вызовет увеличение лобового сопротивления самолета в перевернутом полете по сравнению с полетом в нормальном положении. Поляра крыла самолета показывает зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления крыла от угла атаки в положительной и отрицательной областях. На поляре (см. Рис. 6) видно, что величина максимального значения коэффициента подъемной силы $|C_{y_{МАКС}}^{\Pi}|$ в области отрицательных углов атаки меньше, чем $C_{y_{МАКС}}$ нормального полета, а $\alpha_{КРИТ}^{\Pi} < \alpha_{КРИТ}$.

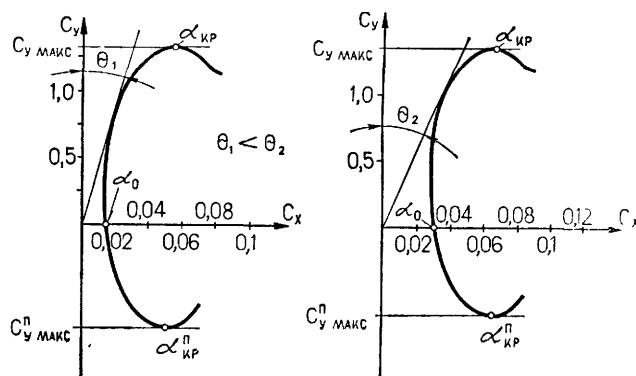


Рис. 6 Поляра крыла и самолета

Поляра самолета в целом строится с учетом дополнительных величин подъемной силы и лобового сопротивления, создаваемых фюзеляжем и другими частями самолета.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Выше было установлено, что при полете при одинаковых значениях коэффициента подъемной силы в прямом и перевернутом полетах у самолетов, имеющих крыло с несимметричным профилем, коэффициенты лобового сопротивления и крыла и фюзеляжа будут большими при полете в перевернутом положении.

Из сказанного можно сделать вывод: в перевернутом полете при прочих равных условиях лобовое сопротивление всегда будет больше, чем в нормальном полете.

Аэродинамическое качество самолета есть отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту лобового сопротивления

Но так как лобовое сопротивление самолета в перевернутом полете всегда больше лобового сопротивления в нормальном полете, то, следовательно, аэродинамическое качество самолета в перевернутом полете всегда меньше, чем в нормальном полете.

КРИВЫЕ ЖУКОВСКОГО ДЛЯ ПЕРЕВЕРнуТОГО ПОЛЕТА

Кривые потребных и располагаемых тяг (кривые Жуковского) являются основой для оценки летно-тактических характеристик самолета.

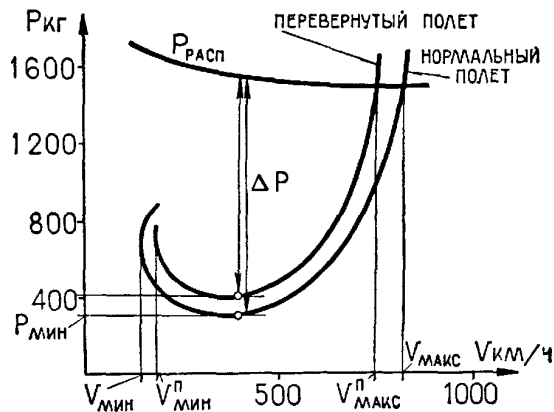


Рис. 7. Кривые Жуковского для нормального и перевернутого полета

Порядок расчета и построения кривых потребных и располагаемых тяг горизонтального перевернутого полета производится по такой же методике, что и для нормального, прямого полета. Располагаемая тяга силовой установки, как правило, не зависит от положения самолета относительно его продольной оси, поэтому кривые располагаемых тяг будут одни и те же для нормального и перевернутого полетов. В основу расчета кривых потребных тяг берется поляра данного самолета, в которой учтены все особенности, присущие перевернутому полету.

На Рис. 7 показаны кривые Жуковского для нормального и для перевернутого полета.

Анализ графика показывает:

1. Минимальная скорость $v_{мин}^П$ в перевернутом полете больше, чем в нормальном. Это объясняется тем, что по абсолютной величине максимальное значение коэффициента подъемной силы в перевернутом положении меньше, чем в нормальном

2. Минимальная потребная тяга в перевернутом полете $R_{мин}$ больше, чем в нормальном, так как аэродинамическое качество в перевернутом полете всегда меньше, чем в нормальном

3. Максимальная скорость в перевернутом полете $v_{макс}$ меньше, чем в нормальном, из-за увеличения лобового сопротивления.

4. Избыток тяги в перевернутом полете $\Delta P^П$ на всем диапазоне скоростей по своей величине меньше, чем в нормальном полете на той же скорости

5. Диапазон скоростей перевернутого полета $\Delta v^П$ меньше, чем в нормальном полете, так как $v_{мин}^П$ увеличилась, $v_{макс}^П$ уменьшилась

Из анализа графика следует, что в перевернутом полете все летные данные самолета по сравнению с нормальным полетом ухудшаются.

Для того чтобы ослабить нежелательное ухудшение летных характеристик самолета в перевернутом полете, при проектировании пилотажных самолетов следует учитывать особенности аэродинамики перевернутого полета, для чего необходимо:

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

- крыло набирать из симметричных профилей или из профилей с минимальной относительной кривизной \bar{f} ;

- уменьшать (по возможности до 0°) установочный угол крыла;
- учитывать вредную интерференцию крыла и фюзеляжа в перевернутом полете;
- желательно, чтобы отклонения руля высоты вниз и вверх были примерно одинаковы.

Кроме аэродинамических особенностей перевернутого полета, имеет место ряд конструктивных и технических требований (как, например, обеспечение длительной работы силовой установки в перевернутом положении, обеспечение необходимой прочности и жесткости конструкции при полете с отрицательными перегрузками), без учета которых пилотирование самолета в перевернутом положении будет затруднено.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА В ПЕРЕВЕРНУТОМ ПОЛЕТЕ

Продольной устойчивостью называется способность самолета без вмешательства летчика сохранять заданный угол атаки при случайном его изменении под воздействием внешних сил. Это определение в полной мере относится и к перевернутому полету.

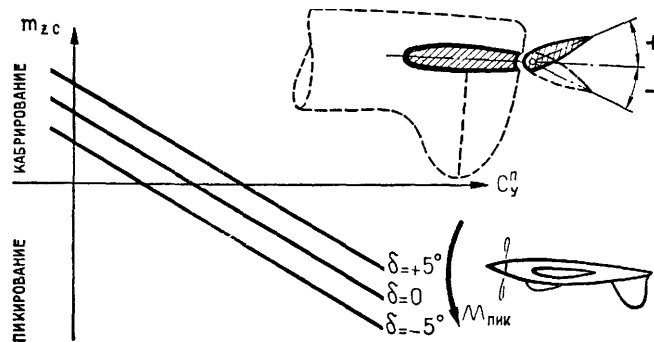


Рис. 8 График $mz = f(CyII, \delta)$ для перевернутого полета

На устойчивом в продольном отношении самолете в перевернутом полете должны сохраняться те же условия равновесия, что и в нормальном полете.

Положение фокуса профилей крыла современных самолетов в перевернутом полете в летном диапазоне углов атаки практически остается без изменения. Однако фокус самолета в целом у некоторых самолетов в перевернутом полете может быть смещен назад за счет угла установки стабилизатора, рассчитанного на нормальный полет. Кроме того, в перевернутом полете уменьшается величина m_{z0} (момент самолета при $Cy = 0$) вследствие изменения схода потока в районе горизонтального оперения, наличия угла установки стабилизатора и ряда других факторов.

Все это приводит к тому, что в перевернутом полете продольная устойчивость несколько отличается от продольной устойчивости в нормальном полете.

На Рис. 8 показан график изменения коэффициента продольного момента самолета mzc в перевернутом полете в зависимости от изменения коэффициента подъемной силы ($CyII$) и от положения руля высоты.

Поперечная устойчивость - это способность самолета самостоятельно, без вмешательства летчика, устранять возникший крен. У самолетов, имеющих прямое (не стреловидное) крыло, для улучшения поперечной устойчивости в нормальном полете крылу придают положительный угол поперечного V . При полете в перевернутом положении (на спине) поперечная устойчивость у таких самолетов ухудшается. Такое ухудшение поперечной устойчивости наблюдается, например, у самолета Як-18П, имеющего положительный угол поперечного V крыла, равный $+7^\circ 30'$.

Если самолет летит без скольжения, то при возникновении крена, вследствие увеличения угла атаки у опускающегося крыла и уменьшения у поднимающегося, центр давления сместится в сторону опускающегося крыла. Появляется момент относительно продольной оси, направленный на устранение возникающего крена. Возникновению крена препятствует также момент поперечного демпфирования крыла. Однако при наличии скольжения, которое при образовании крена вызывается составляющей веса Gz , возникает составляющая скорости, направленная вдоль крыла.

При наличии положительного поперечного V крыла, которое в перевернутом положении фактически становится отрицательным, угол атаки крыла, на которое происходит скольжение, уменьшается, а у противоположного - увеличивается

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

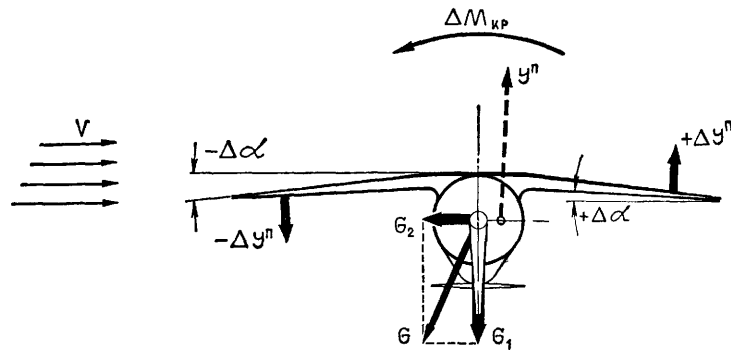


Рис. 9 Скольжение самолета в перевернутом полете

(Рис. 9). Это приводит к уменьшению моментов, препятствующих образованию крена и скольжения, т. е. к ухудшению поперечной устойчивости.

Очевидно, что у тех самолетов, у которых поперечное V крыла невелико или равно нулю, поперечная устойчивость в перевернутом полете или совсем не будет изменяться или будет увеличиваться, если крыло имеет отрицательный угол поперечного V .

Ухудшение поперечной устойчивости в перевернутом полете усложняет пилотирование и требует от летчика повышенного внимания.

Путевая устойчивость - способность самолета самостоятельно устранять возникшее скольжение.

Путевая устойчивость самолета зависит от площади вертикального оперения, длины фюзеляжа, центровки, формы крыла в плане (угла стреловидности). Все эти параметры, а также условия обтекания практически не изменяются при переходе от нормального к перевернутому полету. Поэтому можно считать, что путевая устойчивость в перевернутом полете практически не отличается от путевой устойчивости того же самолета в нормальном полете.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ В ПЕРЕВЕРнуТОМ ПОЛОЖЕНИИ (ПОЛЕТ НА СПИНЕ)

В перевернутом горизонтальном полете на самолет действуют те же основные силы, что и в нормальном горизонтальном полете (Рис. 10),

- сила веса G , направленная вниз;
- сила тяги силовой установки P , направленная вперед по продольной оси самолета. Для удобства рассмотрения полагают направление силы P горизонтальным. Погрешность при этом невелика;
- подъемная сила Y^n , направленная вверх;
- сила лобового сопротивления Q , направленная назад.

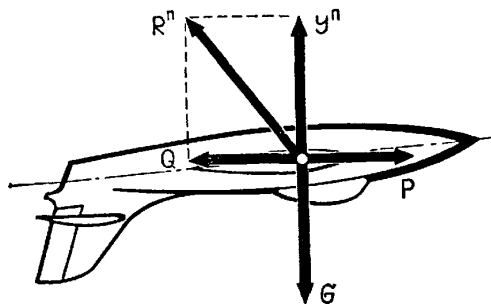


Рис. 10 Схема сил в горизонтальном перевернутом полете

Последние две силы являются составляющими полной аэродинамической силы. Так же, как и в нормальном полете, для упрощения полагают, что силы, действующие на самолет, приложены в его центре тяжести.

Условие равномерности и прямолинейности в горизонтальном перевернутом полете:

$$Y^n = G; \quad P = Q + G_2 \quad (13.3)$$

Ранее было установлено, что в перевернутом полете все основные характеристики горизонтального полета ухудшаются: теоретическая минимальная скорость возрастает, а максимальная уменьшается, аэродинамическое качество так же уменьшается. Практически минимальная скорость перевернутого полета, как и нормального полета, соответствует $Cy^n = 0,85Cy_{МАКС}^n$, что превышает теоретически минимальную

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

скорость полета на $\approx 15\%$. Эта скорость в перевернутом; горизонтальном полете является минимально допустимой для обеспечения удовлетворительной устойчивости и управляемости самолета.

При этом следует помнить, что абсолютная величина $C_{y_{МАКС}}^{\Pi}$ для самолета с крылом несимметричного профиля бывает обычно меньше, чем в нормальном горизонтальном полете. Вследствие этого величина теоретической минимальной скорости перевернутого полета (а также и практически минимальной) будет больше, чем в нормальном горизонтальном полете. Это должно учитываться летным составом при пилотировании самолета в перевернутом положении.

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА В ПЕРЕВЕРНУТОМ ПОЛОЖЕНИИ

Как и в нормальном полете, установившимся подъемом в перевернутом положении называется подъем самолета по прямолинейной восходящей траектории с постоянной скоростью (Рис. 11)

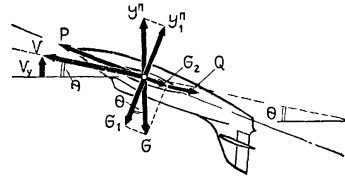


Рис. 11 Схема сил при подъеме в перевернутом полете

Так как избыток мощности (следовательно и тяги) в перевернутом полете всегда меньше, чем при нормальном полете на той же скорости, то угол установившегося подъема θ в перевернутом положении всегда меньше угла подъема при нормальном положении. Однако в перевернутом положении у самолетов, имеющих крыло с несимметричными профилями, из-за ухудшения аэродинамики крыла, а также из-за наличия положительного установочного угла крыла, угол между продольной осью самолета и плоскостью горизонта будет всегда больше, чем в нормальном полете на той же скорости. Это повлечет за собой увеличение лобового сопротивления, а угол подъема θ и скороподъемность v_y^{Π} будут соответственно уменьшаться.

Большая разница между углом подъема и углом между продольной осью самолета и плоскостью горизонта усложняет пилотирование самолета, труднее становится судить об угле подъема по наклону продольной оси самолета к горизонту. Поэтому летчик должен больше уделять внимания указателю скорости, вариометру.

Меньше будет и вертикальная скорость из-за уменьшения избытка мощности

$$v_y^{\Pi} = \frac{75 \cdot \Delta N}{G} \quad (13.4)$$

Из вышесказанного можно сделать заключение, что при установившемся подъеме самолета в перевернутом положении все характеристики подъема ухудшаются.

ПЛАНИРОВАНИЕ В ПЕРЕВЕРНУТОМ ПОЛОЖЕНИИ

Установившимся планированием самолета в перевернутом положении называется прямолинейный полет по нисходящей траектории с постоянной скоростью (Рис. 12).

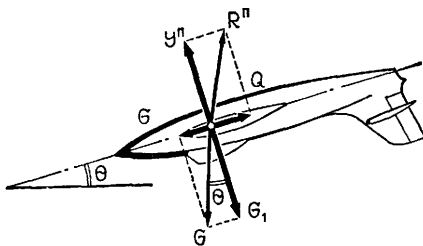


Рис. 12 Схема сил при планировании в перевернутом положении

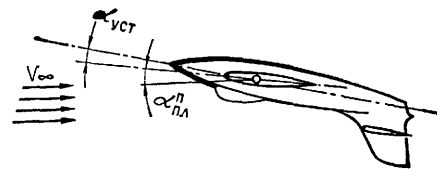


Рис. 13 К определению угла наклона продольной оси

Если планирование осуществляется без тяги, то изменение скорости будет связано с углом планирования θ . Чем больше угол планирования, тем больше потребная скорость.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Для увеличения угла атаки на планировании в перевернутом положении ручка управления отдается от себя, и скорость планирования уменьшится. Минимальная скорость при планировании в перевернутом положении больше, чем в нормальном.

При планировании в перевернутом положении угол наклона продольной оси самолета к плоскости горизонта (Рис. 13) из-за наличия угла установки меньше, чем при нормальном планировании, на величину двойного угла установки крыла (при планировании с одинаковыми скоростями). По этой причине у летчика создается впечатление, что самолет планирует с малым углом к горизонту, хотя скорость снижения при этом может быть значительной.

Из сказанного следует, что при перевернутом установившемся планировании самолет имеет худшие летные данные, чем в нормальном планировании.

ОБРАТНЫЙ ПИЛОТАЖ

Маневрирование самолета с отрицательными перегрузками ($-P_u$) принято называть обратным пилотажем. Все фигуры обратного пилотажа относятся к высшему пилотажу. Выполнение обратного пилотажа связано с рядом трудностей. Поэтому перед началом полетов на обратный пилотаж необходима тщательная подготовка летчика на земле. Одним из важных элементов этой подготовки является изучение аэродинамики и динамики каждой фигуры, особенностей устойчивости и управляемости, расчет основных параметров фигур. Трудность освоения обратного пилотажа заключается в том, что он органически должен выполняться в комплексе с прямым пилотажем; это на первых порах может дезориентировать летчика в отношении действий рулями, различной устойчивостью и управляемостью прямого и перевернутого полета. Для примера рассмотрим несколько фигур обратного пилотажа: вираж, петлю.

ОБРАТНЫЙ ВИРАЖ

Правильным обратным виражом (или виражом на спине) называется разворот самолета на 360° в горизонтальной плоскости с постоянной скоростью без скольжения, без потери и набора высоты, с отрицательной перегрузкой (Рис. 14).

При выполнении обратного виража на самолет действуют такие же силы, что и на нормальном вираже. Неуравновешенная центростремительная сила Y_2^{Π} , необходимая для искривления траектории» получается в результате накренения самолета

$$Y_2^{\Pi} = Y^{\Pi} \cdot \sin \gamma^{\Pi} \quad (13.5)$$

Сила веса-самолета уравнивается составляющей подъемной силы

$$Y_2^{\Pi} = Y^{\Pi} \cdot \cos \gamma^{\Pi} \quad (13.6)$$

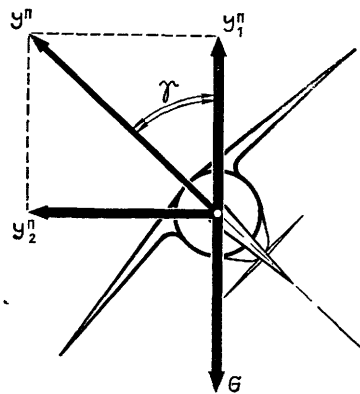


Рис. 14 Схема сил на правильном обратном вираже

Сделаем анализ основных параметров обратного виража и сравним их с параметрами прямого виража.

1. Минимальный радиус обратного виража больше, чем нормального, так как в перевернутом полете $C_{y_{\text{МАКС}}}^{\Pi}$ меньше, чем в нормальном.

2. Так как несущие свойства крыла в перевернутом полете снижаются, максимальная величина подъемной силы уменьшается, поэтому максимальный крен на обратном вираже будет меньше, чем при нормальном. Уменьшение крена уменьшает максимально достигаемую отрицательную перегрузку ($-P_e$).

3. Из-за увеличения практически минимальной (эволютивной) скорости, а также из-за уменьшения возможного крена γ^{Π} время обратного виража увеличивается.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Анализ показывает, что все основные параметры обратного виража (крен, перегрузка, радиус, время) по сравнению с нормальным виражом значительно ухудшаются.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ОБРАТНОГО ВИРАЖА

В горизонтальном полете на спине на заданной скорости самолет нужно отрегулировать триммером и плавным координированным движением ручки и педалей ввести самолет в вираж, для чего ручку управления отклонить в сторону поднимающегося крыла и нажатием на противоположную педаль создать вращение. По мере увеличения крена ручку управления необходимо отдавать от себя для удерживания носа самолета от опускания и для создания вращения. При достижении заданного крена и угловой скорости движением ручки и педали устранить стремление самолета увеличить крен и вращение.

Для вывода самолета из обратного виража нужно за $25-30^\circ$ до намеченного ориентира движением ручки в сторону против крена и нажатием на верхнюю педаль уменьшать крен и вращение. После выхода самолета из крена и вращения поставить рули нейтрально, удерживая самолет в горизонтальном перевернутом полете.

Порядок действий летчика при выполнении обратного виража с креном 60° такой же, как и виража с креном до 45° . Но в отличие от мелкого виража в процессе создания крена необходимо плавно увеличивать тягу двигателя (увеличивать наддув) до полной к тому моменту, когда крен достигнет 45° . При дальнейшем увеличении крена ручка управления значительно отдается от себя для увеличения углового вращения, а рулем направления выдерживается положение капота относительно горизонта. Действия рулями на выводе такие же, как и при выводе из мелкого виража, но по мере уменьшения крена ручка подбирается на себя для того, чтобы самолет не поднимал нос, и убирается наддув до необходимого для горизонтального полета на спине.

ОБРАТНАЯ ПЕТЛЯ

Обратной петлей называется движение самолета по криволинейной траектории, имеющей форму замкнутой петли, в вертикальной плоскости с отрицательными углами атаки и отрицательной перегрузкой.

Перед выполнением обратной петли со спины необходимо в горизонтальном перевернутом полете разогнать самолет до заданной скорости. Обычно эта скорость близка к максимальной. Достигнув нужной скорости, летчик отдает ручку от себя, увеличивая тем самым отрицательный угол атаки α^{II} и подъемную силу Y^{II} , которая станет больше силы веса самолета. Избыток подъемной силы ($Y^{\text{II}} - G$) будет той центростремительной силой, которая искривляет вверх траекторию движения (Рис. 15).

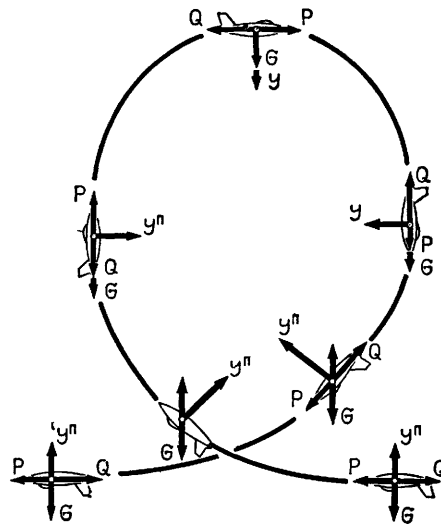


Рис. 15 Схема сил на обратной петле

Изменение перегрузки $-n_y$, радиуса петли, скорости полета по траектории на петле рассчитываются по тем же формулам, что и для прямой обычной петли. Начальная скорость ввода в петлю должна быть более двух $v_{\text{мин}}$ перевернутого полета. При вводе в петлю на меньшей скорости в верхней точке петли самолет сильно теряет скорость, в результате чего подъемная сила Y^{II} становится меньше веса самолета ($Y^{\text{II}} < G$) и вместо отрицательной перегрузки $-n_y$ появляется положительная. Летчик это положение ощущает по опусканию на сиденье. Петля получается неправильной. Перегрузка на петле определяется по формуле:

$$-n_y = \frac{v^2}{gr} + \cos \theta, \quad (13.7)$$

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

где θ - угол между горизонталью и касательной к траектории движения в рассматриваемой точке.

Форма обратной петли, как и нормальной, из-за уменьшения скорости и радиуса кривизны траектории в верхней ее части получается несколько вытянутой вверх. В верхней точке петли скорость полета и радиус наименьшие.

При движении по криволинейной траектории на обратной петле, как и на нормальной, на самолет оказывают влияние гироскопический и реактивный моменты воздушного винта (ротора ТРД).

На самолетах с винтами левого вращения (если смотреть из кабины самолета) при выполнении восходящей части обратной петли гироскопический момент вызывает разворот вправо (с точки зрения летчика). Эта тенденция к развороту легко парируется отклонением левой педали. С уменьшением скорости заметнее проявляется реактивный момент, который стремится наклонить самолет вправо. Для устранения этого наклонения необходимо отклонять ручку управления вправо.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ОБРАТНОЙ ПЕТЛИ.

Для выполнения обратной петли со спины необходимо в горизонтальном перевернутом полете на полной мощности двигателя с небольшим снижением разогнать самолет до заданной скорости ввода в петлю.

При достижении заданной скорости ввода плавным, но энергичным движением ручки управления от себя строго по продольной оси самолета увеличить отрицательный угол атаки. Отрицательная перегрузка при этом должна быть около 4.

По мере возрастания угла подъема темп отдачи ручки от себя увеличивать до подхода самолета к горизонтальному положению (верхняя точка). Нельзя допускать излишней отдачи ручки от себя, так как при этом теряется скорость и устойчивость самолета, может начаться тряска самолета. При появлении тряски необходимо замедлить темп отдачи ручки от себя.

При подходе к горизонтальному положению в верхней точке петли ручка управления несколько подбрасывается на себя для предотвращения резкого опускания носа самолета после прохода верхней точки петли. После прохождения верхней точки, когда нос самолета опустится на $15-20^\circ$ ниже горизонта, плавно уменьшить мощность двигателя до минимальной.

Когда самолет будет находиться в отвесном пикировании, задержать ручку для набора скорости, а затем, плавно отдавая ручку от себя, с перегрузкой 3,5-4 перевести самолет в режим горизонтального полета на спине с таким расчетом, чтобы скорость на выводе была равна скорости ввода. При подходе самолета к горизонтальному положению увеличить мощность двигателя до необходимой для выполнения горизонтального полета на спине или для перехода в другую фигуру пилотажа.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ОБРАТНОЙ ПЕТЛИ:

- мала скорость на вводе - самолет в верхней точке петли теряет устойчивость, сваливается на крыло;
- велик темп отдачи ручки от себя - самолет теряет скорость и устойчивость, возможно сваливание на крыло;
- не замечается и не устраняется крен - самолет уклоняется от вертикали.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА В ОБРАТНОМ ПОЛЕТЕ

Устойчивость и управляемость самолета Як-55 при выполнении обратного полета имеет те же характеристики, что и в прямом полете. Самолет Як-52 имеет свои особенности.

Фокус самолета Як-52 при выполнении обратного полета смещен назад за счет угла установки стабилизатора, рассчитанного на прямой полет.

Кроме того, в обратном полете уменьшается величина момента самолета при $C_y=0$ (Mz_0) вследствие изменения схода потока около горизонтального оперения, наличия угла установки стабилизатора и ряда других факторов.

Ввиду некоторого увеличения продольной устойчивости в обратном полете управляемость самолета в продольном отношении ухудшается, поэтому увеличивается расход руля высоты для изменения отрицательной подъемной силы на определенную величину. Следовательно, для создания перегрузки необходимой величины потребное отклонение руля высоты оказывается большим, чем в прямом полете. Повышенный расход руля высоты вызывает повышенные усилия на ручке управления. Поэтому летчик для снятия перегрузок должен использовать триммер.

Поперечная и путевая устойчивость самолета Як-52 в обратном полете практически не изменяется, так как самолет имеет малую V-образность крыла, что в значительной мере влияло бы на поперечную устойчивость. Площадь вертикального оперения, длина фюзеляжа, форма крыла в плане, условия обтекания

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

крыла и фюзеляжа воздушным потоком практически не изменяются при переходе от прямого к обратному полету. Поэтому можно считать, что путевая устойчивость в обратном полете самолета Як-52 практически не отличается от путевой устойчивости в прямом полете.

ПОВОРОТ НА ВЕРТИКАЛИ

Поворот на вертикали представляет собой поворот на горке с углом 90° (Рис. 16).

Выход на вертикаль вверх осуществляется так же, как первая четверть петли.

Для искривления траектории полета в вертикальной плоскости необходимо отклонить руль поворота в сторону выполняемого поворота на вертикали.

После выполнения поворота самолет выполняет отвесное пикирование с разгоном скорости и с последующим выходом в горизонтальный полет.

При выполнении поворота на вертикали на внешнем полукрыле создается подъемная сила большая по величине, чем на внутреннем полукрыле, что приводит к появлению крена самолета в сторону разворота.

Появившийся крен необходимо предупредить отклонением ручки управления по элеронам в сторону внешнего полукрыла.

Так как скорость при полете на вертикали вверх уменьшается, то для поддержания равенства $Y=0$ необходимо соразмерно уменьшению скорости отклонять ручку управления на себя, а при полете на вертикали вниз, наоборот от себя, что особенно характерно для самолета Як-52, имеющего несимметричный профиль крыла.

В результате усиления реакции воздушного винта самолеты Як-52 и Як-55 с уменьшением скорости полета стремятся развернуться относительно продольной оси X вправо. Это отклонение необходимо компенсировать отклонением ручки управления по элеронам влево.

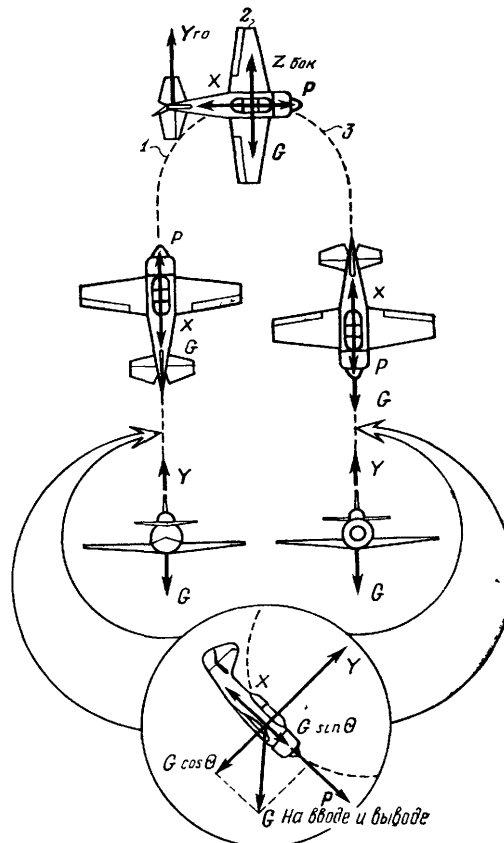


Рис. 16 Схема сил, действующих на самолет при выполнении поворота на вертикали

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОВОРОТА НА ВЕРТИКАЛИ

В учебных целях поворот на вертикали выполняется на скорости ввода на вертикаль 260 км/ч. Обороты двигателя 82 % при полном наддуве.

Перед вводом в фигуру необходимо осмотреть воздушное пространство и убедиться, что оно свободно. Наметить ориентир для вывода.

В горизонтальном полете или на снижении установить скорость 260 км/ч. Затем плавным, но энергичным отклонением ручки управления на себя, увеличивая угол кабрирования, вывести самолет на

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

вертикаль ($\alpha = 90^\circ$). Положение самолета на вертикали вверх контролируется по положению полукрыльев и трубки ПВД относительно горизонта (трубка ПВД перпендикулярна горизонту), а на самолете Як-52-также по авиагоризонту.

При подходе консоли крыла (трубки ПВД к вертикальному положению) коротким и энергичным движением ручки управления от себя необходимо зафиксировать самолет на вертикали. Убедиться в вертикальном положении самолета.

По достижении скорости 50...60 км/ч (при правом развороте) и 70...80 км/ч при левом развороте плавным, но коротким отклонением педали полностью в желаемую сторону разворота ввести самолет в разворот.

Для компенсации появляющегося крена на развороте необходимо отклонять ручку управления в сторону внешнего полукрыла. Влияние гироскопического момента воздушного винта, разворачивающего самолет в горизонтальной плоскости, парировать отклонением ручки управления от себя. Как только самолет повернется на $35...40^\circ$, следует уменьшить обороты двигателя (на левом развороте) или затяжелить воздушный винт (на правом развороте).

После выполнения поворота за $10...15^\circ$ до вертикального положения вниз отклонением противоположной педали прекратить разворот, а отклонением ручки управления в желаемую сторону установить угол пикирования равный 90° . Затем проконтролировать установление вертикали вниз по показаниям авиагоризонта (на самолете Як-52) и положению полукрыльев и трубки ПВД относительно горизонта и перед выводом в горизонтальный полет пройти такое же расстояние, что и на вертикали вверх.

Вывод самолета в горизонтальный полет необходимо начинать на скорости 200...210 км/ч отклонением ручки управления на себя, уменьшить углы кабрирования и вывести самолет в горизонтальный полет на выбранный ориентир.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ:

при вводе в вертикаль и выводе с нее:

на отсутствии крена;

на определении момента и точности выхода на вертикаль;

на отсутствии смещения оси;

при повороте:

на удерживании вертикали;

на определении момента уменьшения оборотов или перевода воздушного винта на большой шаг, соответственно на левом и правом развороте;

при выводе:

на определении момента увеличения оборотов двигателя или перевода воздушного винта на большой шаг (в зависимости от стороны разворота);

на отсутствии крена;

на выходе на выбранный ориентир;

на величине скорости и перегрузки.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ И ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОВОРОТА НА ВЕРТИКАЛИ:

выход на положительную или отрицательную вертикаль;

скорость ввода в поворот больше потребной - при отклонении педали на ввод - самолет продолжает набор высоты с внешним скольжением;

во время поворота крен не поддерживается ручкой управления - самолет заваливается на «спину»;

малый проход самолета вниз по вертикали - неравномерные линии вверх и вниз;

рано или поздно отклонена педаль управления на вывод- самолет выполняет полет вниз по вертикали со скольжением.

УПРАВЛЯЕМАЯ БОЧКА НА ВЕРТИКАЛИ ВВЕРХ И ВНИЗ

Управляемые вращения на вертикали вверх и вниз являются фигурами пилотажа, включающие восходящие и нисходящие участки петли Нестерова, вертикальный набор высоты и отвесного пикирования, и имеют те же характеристики (Рис. 17, Рис. 18).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

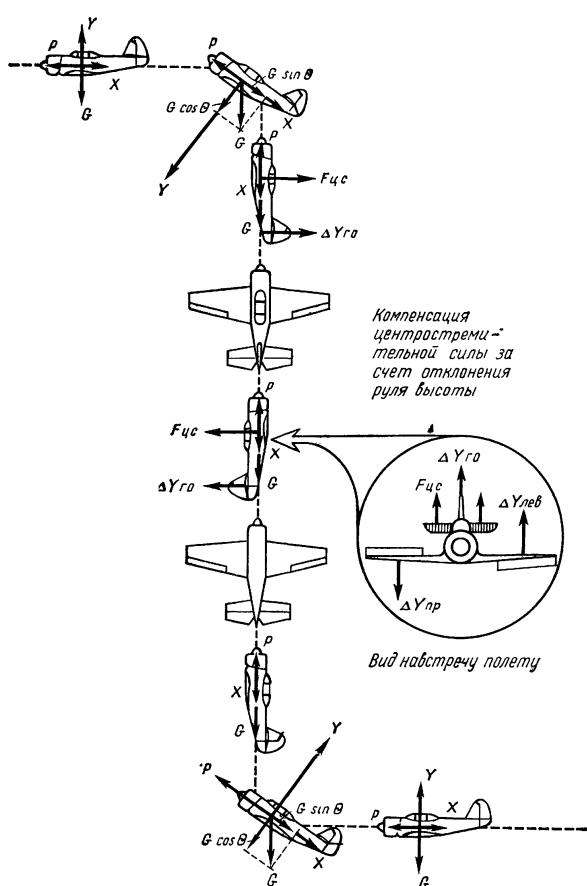


Рис. 17 Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой бочки на вертикали вверх

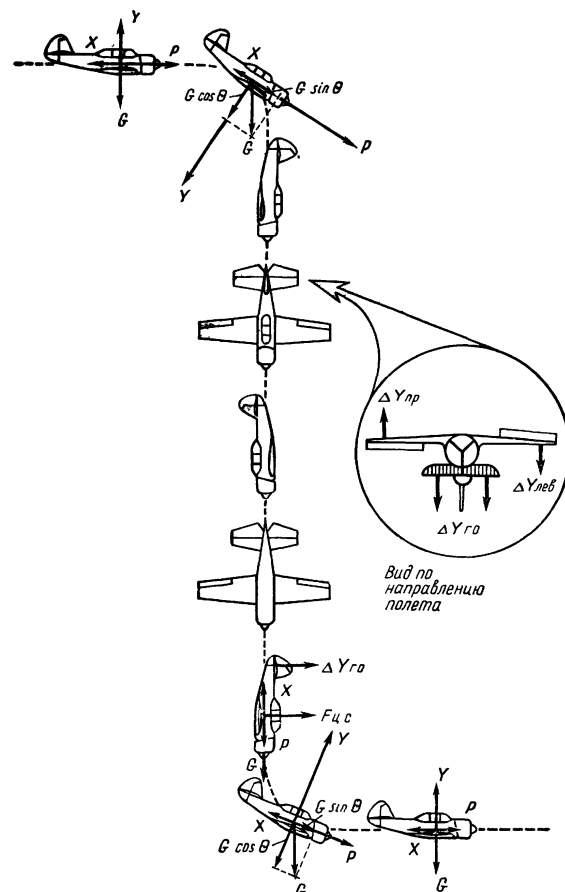


Рис. 18 Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой бочки на вертикали вниз

СХЕМА СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Радиус кривизны траектории на вводе и выводе изменяется прямо пропорционально изменению скорости.

При выполнении бочки на вертикали на самолет действует центробежная сила, стремящаяся завалить его на «спину», величина этой силы зависит от скорости вращения и от положения несущих частей самолета и разнеса масс относительно оси вращения. Кроме того, ось самолета Як-52 не совпадает с осью вращения на величину угла установки крыла. Также на самолете Як-52 имеется децентрация тяги силовой установки. Все вышеуказанные факторы создают момент, стремящийся отклонить ось самолета от оси вращения во внешнюю сторону. Поэтому для того чтобы самолет в процессе вращения не отклонился от оси вращения, необходимо ручку управления отклонять от себя.

В результате действия гироскопического момента воздушного винта самолет в процессе вращения стремится развернуться влево. Это отклонение необходимо компенсировать отклонением руля управления в противоположную сторону. При этом необходимо помнить, что вышеуказанный момент при левом вращении помогает вращению, а при правом - противодействует.

При выполнении вращения на вертикали вверх скорость полета уменьшается, эффективность элеронов уменьшается,

поэтому для поддержания постоянства углового вращения необходимо элероны отклонять на большую величину соразмерно уменьшению скорости.

Выполняя вращения на вертикалях вниз, наоборот, вследствие увеличения эффективности элеронов требуемые углы отклонения уменьшаются. Также вследствие увеличения скорости подъемная сила увеличивается, что приводит к отклонению оси самолета от оси вращения. Поэтому пропорционально увеличению скорости ручку управления в процессе вращения необходимо отклонять от себя.

Переход из полета на вертикаль вверх в полет на вертикаль вниз после вращения можно осуществлять как поворотом на вертикали, так и выходом на себя и от себя.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ БОЧКИ НА ВОСХОДЯЩЕЙ ВЕРТИКАЛИ ВВЕРХ

Ввод в фигуру необходимо начинать на скорости 320 км/ч в учебных целях. Обороты двигателя максимальные при полном наддуве. Перед вводом необходимо осмотреть воздушное пространство. Убедиться в том, что оно свободно. Наметить ориентир для вывода из управляемого вращения на вертикали.

В горизонтальном полете или на снижении установить скорость 320 км/ч при работе двигателя на максимальном режиме. Затем плавным, но коротким по времени движением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование и вывести на вертикаль. Проверить точность вывода на вертикаль по положению полукрыльев и трубки ПВД относительно горизонта. Затем уточнить положение выбранного ориентира для вывода из вращения и отклонением ручки управления в сторону вращения начать его. Движение ручкой управления должно быть плавным, но ускоренным. В процессе вращения ручка управления отклоняется от себя (вдоль по борту кабины). Вследствие влияния гироскопического момента воздушного винта ось самолета отклоняется влево, что необходимо компенсировать легким нажатием на правую педаль (необходимо помнить, что на левом вращении это отклонение незначительно, а на правом - имеет большую величину).

Скорость самолета быстро падает. Поэтому после выполнения полного вращения необходимо зафиксировать его остановку и начать вывод самолета в горизонтальный полет, например, выходом на себя.

При выходе от себя ручка управления отклоняется от себя плавно, но ускоренным движением, при этом под действием гироскопического момента воздушного винта самолет разворачивается вправо, что компенсируется отклонением левой педали, а действие реактивного момента силовой установки, стремящегося наклонить самолет влево, нужно парировать отклонением ручки управления вправо.

В процессе выполнения управляемой бочки на вертикали вверх внимание распределять:

при выходе на вертикаль:

- на отсутствии крена;
- на отсутствии скольжения;
- на положении продольной оси самолета относительно горизонта;

в процессе вращения на вертикали:

- на отсутствии отклонения оси самолета от оси вращения;
- на отсутствии крена;
- на отсутствии скольжения;
- на темпе вращения;

при выходе в горизонтальный полет:

- на отсутствии крена;
- на отсутствии скольжения;
- на ориентире вывода;
- на скорости.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ УПРАВЛЯЕМОГО ВРАЩЕНИЯ НА ВЕРТИКАЛИ ВВЕРХ:

- большая перегрузка на вводе - большая потеря скорости, возможен срыв в штопорное вращение;
- мала перегрузка на вводе - большая потеря скорости и невозможность выполнения вращения;
- в процессе вращения ручка управления не отклоняется от себя - самолет отклоняется от оси вращения, вращение выполняется с зарыванием и большой потерей скорости;
- резкое отклонение элеронов при вводе во вращение - самолет быстро теряет скорость.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ БОЧКИ НА ВЕРТИКАЛИ ВНИЗ

Ввод в фигуру необходимо начинать на скорости 120 км/ч. Обороты двигателя 70 %.

Перед вводом следует осмотреть воздушное пространство.

Убедиться, что оно свободно. Наметить ориентир для вывода из вертикали и для вывода из вращения.

В горизонтальном полете установить скорость 120 км/ч, убрать наддув и плавным отклонением ручки управления от себя ввести самолет в пикирование. По достижении угла пикирования 90° (отвесного пикирования) зафиксировать его. Наметить ориентир на земной поверхности и на скорости 140 км/ч начать вращение отклонением ручки управления в сторону вращения. В процессе вращения ручку управления необходимо отклонять от себя соразмерно увеличению скорости.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

За $20...30^\circ$ до окончания вращения начать отклонять ручку управления в обратную сторону и в то же время необходимо продолжать отклонение ее от себя, помогать вращению отклонением педали в сторону вращения.

После прекращения вращения рули управления поставить нейтрально и взятием (отклонением) ручки управления на себя начать вывод самолета в горизонтальный полет на выбранный ориентир для вывода.

Распределение внимания при выполнении управляемой бочки на вертикали вниз:

на плавности отклонения ручки управления;

на точности выхода на вертикаль;

на отсутствии крена;

при вращении:

на плавности отклонения элеронов;

на отклонении ручки управления на себя;

на определении начала остановки вращения;

на нарастании скорости;

на отсутствии скольжения;

при выводе:

на отсутствии крена;

на плавности отклонения ручки управления;

на отсутствии скольжения.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ УПРАВЛЯЕМОЙ БОЧКИ НА ВЕРТИКАЛИ ВНИЗ:

при вводе самолета с горизонтального полета на вертикаль вниз не убираются полностью обороты - быстро нарастает скорость;

медленное вращение - большая потеря высоты;

ручка управления в процессе вращения не отдается от себя - самолет выходит из вертикального вращения и может перейти в крутую спираль;

большая скорость на выводе - возможно превышение перегрузки;

при выполнении вывода в горизонт создается большое скольжение - возможен срыв в штопорное вращение с большой перегрузкой.

КОЛОКОЛ

Колокол - это фигура пилотажа, на которой самолет проходит нулевую скорость, то есть скорость изменяется от заданной скорости ввода до нулевой и при падении на «хвост» имеет незначительную отрицательную величину и далее увеличивается до скорости вывода в горизонтальный полет. В каталоге фигур пилотажа имеются следующие виды колоколов:

с прямого полета - падение вперед;

с прямого полета - падение назад;

с обратного полета - падение вперед;

с обратного полета - падение назад.

Падение вперед и назад на колоколе создаются соответственно отклонением ручки управления от себя (падение назад) или на себя (падение вперед) при проходе самолетом скорости, равной нулю, и начала падения на «хвост».

При падении самолета на «хвост» и отклонении ручки управления в соответствующую падению сторону возникает сопротивление горизонтального оперения, которое создает момент M_x , направленный в сторону, обратную падению. Этот момент тем больше, чем больше плечо $L_{г.о}$ и чем больше площадь руля высоты. Этот момент, действуя относительно центра тяжести самолета, разворачивает хвостовое оперение в сторону, обратную падению.

Схема сил, действующих на самолет при выполнении колокола с прямого полета с падением вперед и выходом в прямой полет, показана на Рис. 19.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

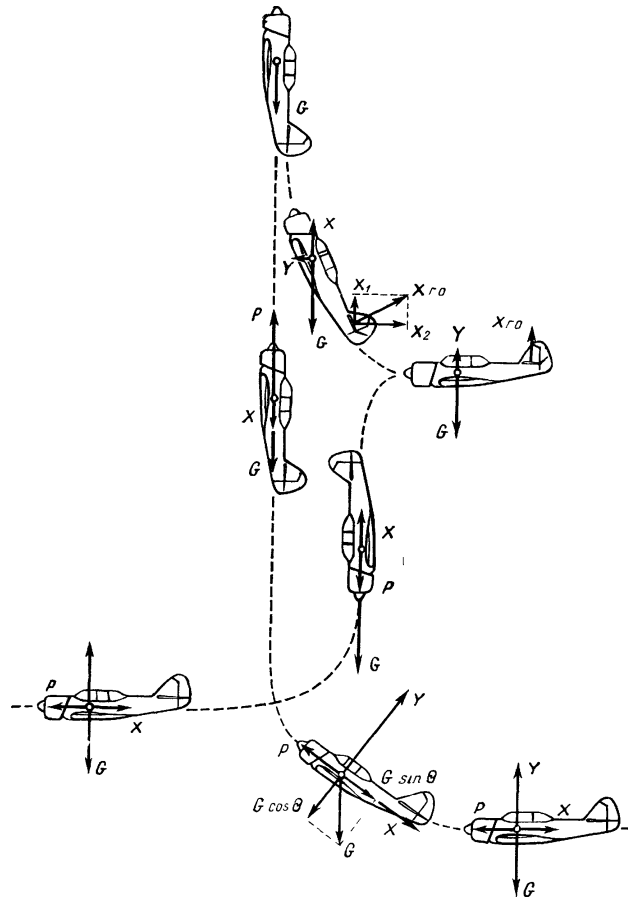


Рис. 19 Схема сил, действующих на самолет при выполнении колокола с падением вперед

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ КОЛОКОЛА С ПРЯМОГО ПОЛЕТА С ПАДЕНИЕМ ВПЕРЕД И ВЫХОДОМ В ПРЯМОЙ ПОЛЕТ

Ввод в фигуру необходимо начинать на скорости 250 км/ч. Обороты двигателя 82 % при полном наддуве.

Перед вводом необходимо осмотреть воздушное пространство и убедиться, что оно свободно. Наметить ориентир для вывода из фигуры.

В горизонтальном полете установить скорость 250 км/ч. Затем плавным, но ускоренным движением ручки управления на себя увеличить угол кабрирования и вывести самолет на вертикаль. Положение самолета на вертикали вверх контролировать по положению полукрыльев относительно горизонта и положению трубки ПВД.

При подходе консоли полукрыла и трубки ПВД к вертикальному положению относительно горизонта коротким, но энергичным движением ее зафиксировать вертикаль. Стремление самолета при выполнении вертикали завалиться «на спину» (касается самолета Як-52) компенсировать отклонением ручки управления от себя. Реактивный момент воздушного винта, стремящегося развернуть самолет влево, компенсировать отклонением ручки управления вправо по элеронам. По достижении скорости 80 км/ч незначительным движением ручки управления от себя уменьшить угол набора от 90° до $87..85^\circ$ (педаль в нейтральном положении) и начать уменьшать обороты двигателя (плавно) до оборотов малого газа. В момент зависания, когда скорость близка к нулю, плавно взять ручку управления полностью на себя. Руль управления отклоняется легко, и самолет на это отклонение не реагирует.

При падении на «хвост» на руль управления действует большая динамическая нагрузка, создаваемая воздушным потоком, набегающим на него. Вследствие этого руль прижимается к своему предельному положению. Педаль необходимо удерживать нейтрально. После падения самолета вперед установить отвесное пикирование. Появившийся в момент падения крен и скольжение устранить во время пикирования.

Вывод самолета в горизонтальный полет необходимо начинать на скорости 200...210 км/ч. Для этого необходимо отклонением ручки на себя уменьшить угол пикирования до нулевого значения и вывести самолет в горизонтальный полет.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ КОЛОКОЛА:

выход на вертикаль с креном - смещена ось вертикали - падение на «хвост» происходит с падением в сторону смещения оси вертикали;

в процессе уменьшения скорости не компенсируется реактивный момент воздушного винта - падение на «хвост» происходит с вращением вокруг продольной оси самолета, что заставляет самолет падать в сторону;

резко убираются обороты двигателя - самолет разворачивается относительно продольной оси - происходит падение в сторону;

большой угол страховки - отсутствует падение на «хвост».