

ФИГУРЫ СЛОЖНОГО ПИЛОТАЖА

БОЕВОЙ РАЗВОРОТ

Боевым разворотом называется быстрый разворот на 180° с набором высоты. Боевой разворот является одним из видов маневрирования самолета. Применяется при необходимости быстро изменить направление полета на 180° и одновременно набрать высоту (Рис. 1). Набор высоты при выполнении боевого разворота производится в основном за счет запаса кинетической энергии движения (запаса скорости).

Для выполнения боевого разворота необходимо на заданной скорости ввода создать центростремительную силу в горизонтальной и вертикальной плоскостях, разворачивающую самолет по заданной траектории. Для этого необходимо отклонить ручку управления на себя и в сторону разворота, одновременно отклоняя педаль в сторону разворота, т. е. энергично вводить самолет в глубокий разворот на подъеме. По мере подъема крен увеличивается, а радиус разворота уменьшается. При развороте на 120° крен становится максимальным. В этот момент для уменьшения центростремительной силы в горизонтальной и вертикальной плоскостях необходимо начать отклонять ручку управления в сторону, обратную развороту, и ослабить нажим на внутреннюю педаль, а при необходимости отклонить противоположную педаль с таким расчетом, чтобы самолет при полной уборке крена вышел точно на выбранный ориентир.

Параметры боевого разворота (высота, скорость и время) во многом зависят от манеры пилотирования и в первую очередь от перегрузки n_y и угла крена γ . Чем меньше перегрузка на боевом развороте, тем меньше угловая скорость вращения и тем больше время выполнения разворота.

Увеличение крена при заданной перегрузке приводит к снижению темпа набора высоты. В зависимости от величины крена самолет вместо боевого разворота может выполнить петлю (при малом угле крена) или вираж (при большом угле крена).

Перед боевым разворотом могут стоять задачи: максимальный набор высоты или минимальное время разворота.

Обе задачи одновременно выполнены быть не могут.

Если при развороте на 120° крен энергично доведен до $70...80^\circ$, то разворот будет быстрым по времени (плоским), а набор высоты будет мал. Этот разворот называется через плечо.

Значительный набор высоты достигается постоянным увеличением крена до 60° и угла набора до $40...50^\circ$, достигающих своего максимального значения при развороте на 120° . После чего крен и угол набора уменьшаются.

Главное преимущество боевого разворота перед обычным разворотом состоит в том, что самолет, разворачиваясь, в то же время набирает высоту.

Другое преимущество боевого разворота состоит в том, что он позволяет быстрее, чем обычный разворот, изменить направление полета на обратное.

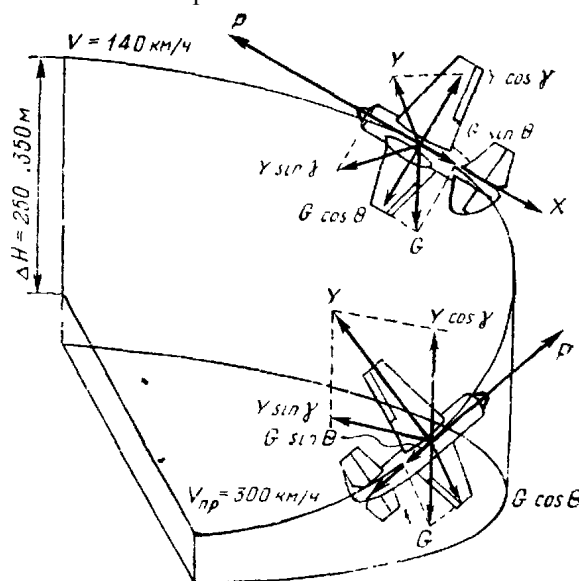


Рис. 1 Схема сил, действующих на самолет при боевом развороте

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ БОЕВОГО РАЗВОРОТА

Боевой разворот выполняется на скорости 300 км/ч, обороты двигателя 82 %, наддув полный.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Перед вводом в боевой разворот необходимо осмотреть воздушное пространство, убедиться, что оно свободно. Наметить ориентир для вывода. Установить скорость по прибору 300 км/ч при оборотах двигателя 82 % и полном наддуве. Плавным движением ручки управления на себя и в сторону боевого разворота с одновременным движением педали в ту же сторону создать угол кабрирования 10...15° и крен 10...15° и координированными движениями рулями управления ввести самолет в разворот с набором высоты.

Темп ввода в боевой разворот должен быть таким, чтобы после разворота на 120° самолет имел крен 60° и угол подъема 40...50°, при дальнейшем развороте удерживать это положение. Развернувшись на 150° (за 30° до ориентира вывода) координированными движениями ручки управления и педалей в сторону, противоположную развороту, начать вывод самолета из разворота с таким расчетом, чтобы скорость при выводе была не менее 140 км/ч.

При выводе следить за одновременным уменьшением угла набора высоты, крена и угловой скорости.

После вывода самолета из боевого разворота в горизонтальный полет необходимо убрать наддув до заданного.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ БОЕВОГО РАЗВОРОТА:

мала скорость ввода в боевой разворот - самолет быстро теряет скорость;

на вводе в боевой разворот при малом крене излишне отклоняется ручка управления на себя - разворот происходит с большим углом набора и потерей скорости во второй половине,

в начале разворота и в первой его половине недостаточно отклоняется педаль и мало отклонение ручки управления на себя - вялый ввод в боевой разворот, мала угловая скорость вращения самолета;

некоординированные действия рулями управления при развороте - разворот происходит с заносом хвоста или скольжением на крыло;

велик крен на развороте - происходит скольжение на крыло и мал набор высоты;

вывод из боевого разворота происходит с большим углом - возможна потеря скорости;

перетягивание ручки управления во второй половине разворота - возможен срыв в штопор;

после разворота на 120° не компенсируется влияние реакции и гироскопического момента воздушного винта - самолет стремится увеличить крен.

При выполнении боевого разворота следует учитывать, что внешняя половина крыла движется быстрее, чем внутренняя.

Вследствие разности подъемных сил полукрыльев возникает поперечный момент, действующий в сторону увеличения крена, что приводит к увеличению кривизны траектории в горизонтальной плоскости увеличению неуравновешенной центростремительной силы $Y \sin \gamma$ и уменьшению ее в вертикальной плоскости вследствие уменьшения центростремительной силы $Y \cos \gamma G \cos \theta$. Такое перераспределение центростремительных сил является одной из причин уменьшения приращения высоты. Учитывая это, необходимо следить за изменением крена, допуская его увеличение в строгом соответствии с увеличением углов тангажа и разворота самолета в горизонтальной плоскости.

При раннем уменьшении крена во второй половине боевого разворота, сохранении большого угла набора и малой угловой скорости происходит быстрая потеря скорости. В этом случае необходимо отклонить элероны, тем самым увеличить крен. Координированным движением ручки управления и педалей подвести капот самолета к горизонту, после чего вывести самолет из крена в горизонтальный полет, не допуская потери скорости менее 140 км/ч.

Данная ошибка исправляется только выводом самолета из боевого разворота независимо от того, на сколько градусов он развернулся.

Увеличение крена более 60° снижает возможность максимального набора высоты за боевой разворот и затрудняет ведение ориентировки. Если крен увеличился более 60°, то следует его уменьшить и продолжать выполнение боевого разворота.

БОЧКА

Управляемая бочка - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 360° с сохранением общего направления полета (Рис. 2).

Управляемые бочки различают по скорости вращения на быстрые и замедленные. Бочки, выполняемые на больших скоростях и околоркритических углах атаки, называют штопорными бочками.

Бочки по положению оси вращения относительно горизонта подразделяют на горизонтальные, восходящие, нисходящие; по количеству вращений - *одинарные, полторные, двойные, тройные, многократные*. При вращении управляемой бочки возможна фиксация в любом положении (через 45°, 90°,

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

180°, 120°). Управляемая бочка выполняется за счет отклонения элеронов, при помощи которых летчик имеет возможность регулировать угловое вращение. Отклоняя элероны, летчик создает разность подъемных сил полукрыльев. Создается момент M_x , который начинает вращать самолет относительно оси X (Рис. 3).

Основное условие прямолинейности выполнения бочки является равенство подъемной силы самолета и его веса ($Y_B=G$). Подъемная сила Y_B самолета является суммой проекций подъемной силы Y_1 и боковой силы Z , создаваемой фюзеляжем и вертикальным оперением на ось Y. Для того чтобы это условие сохранялось при повороте на 90° и 270°, необходимо отклонением соответствующей педали отклонить ось самолета от оси направления выполнения бочки на величину ρ .

При этом будет сохраняться равенство $Z=G$. В перевернутом положении необходимо отклонить ручку управления от себя, тем самым сохраняя равенство $Y_B=G$. При разворотах на 45° относительно оси выполнения бочки необходимо отклонить ручку управления и педаль в соответствующую сторону, сохраняя равенство $Y+Z=G$. Перегрузка при выполнении управляемой бочки имеет небольшую величину, она знакопеременна.

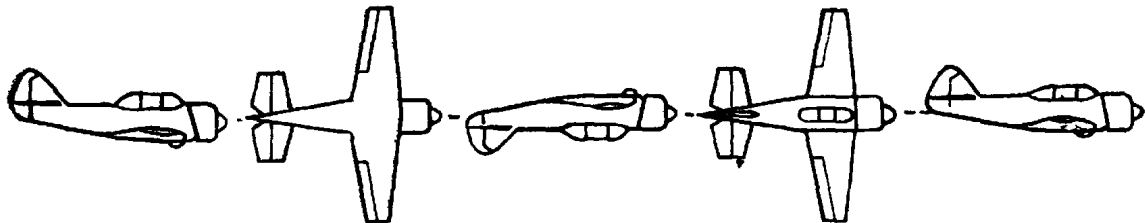


Рис. 2 Управляемая горизонтальная бочка

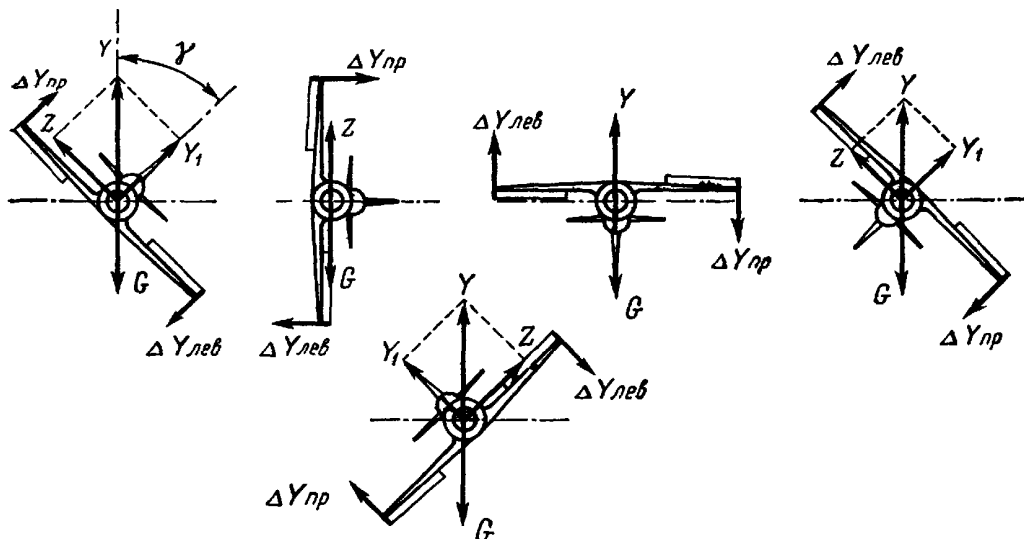


Рис. 3 Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой горизонтальной бочки

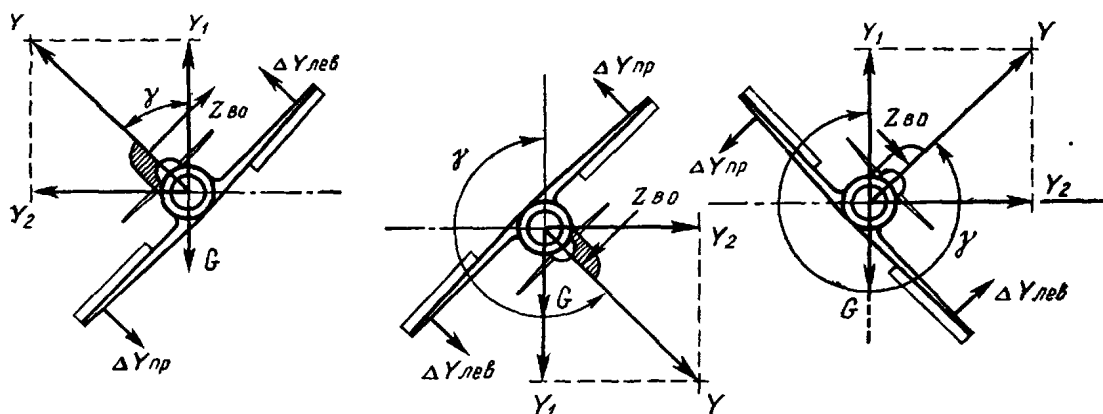


Рис. 4 Схема сил, действующих на самолет при выполнении горизонтальной штопорной бочки

Штопорная бочка представляет собой энергичное вращение самолета на большой скорости и околокритических углах атаки. При этом создается лобовое сопротивление значительной величины, что приводит к значительной потере кинетической энергии движения (скорость резко падает). Вследствие этого

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

после многократного вращения самолет переходит из штопорной бочки в штопор. Поэтому скорость ввода в штопорную бочку выбирается из условия безопасного вывода из нее.

Энерговооруженность и аэродинамическая компоновка самолета Як-55 позволяют выполнять в горизонте многократные вращения с малой потерей скорости. Для сохранения скорости после ввода необходимо ручку управления несколько отдать на себя, тем самым уменьшить углы атаки полукрыльев и, как следствие, лобовое сопротивление. Схема расположения сил при выполнении бочки показана на Рис. 4.

Траектория штопорной бочки представляет собой винтовую линию, которая отклоняется от оси бочки на расстояние, зависящее от количественного движения ручки управления на себя и от скорости выполнения, а также от количества вращений.

При выполнении штопорных бочек предъявляются следующие требования: прямолинейность и равномерность вращения. Для того чтобы самолет начал выполнять штопорное вращение, необходимо вывести его на большие углы атаки отклонением ручки управления на себя, затем создать скольжение отклонением соответствующей педали и отклонить элероны в сторону заданного вращения.

В результате этих действий рулями управления создается скольжение, самолет выходит на большие углы атаки, происходит резкое увеличение подъемной силы на внешнем полукрыле и ее резкое уменьшение на внутреннем полукрыле. Создается момент сил относительно оси X:

$$Mx_{\delta} = Mx_{\text{эл}} + Mx_{\text{СК}} + Mx_z, \quad (12.1)$$

где Mx_{δ} - момент, вращающий самолет относительно оси X;

$Mx_{\text{эл}}$ - момент от элеронов;

$Mx_{\text{СК}}$ - момент от скольжения;

Mx_z - момент, создаваемый проекцией подъемной силы на ось X.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ БОЧКИ

Управляемая бочка выполняется на скорости 230 км/ч, обороты двигателя 82 % при полном наддуве.

Перед вводом самолета в управляемую горизонтальную бочку осмотреть воздушное пространство, проверить, свободно ли оно. Наметить ориентир, относительно которого будет выполняться бочка. Установить скорость 230 км/ч. Создать угол кабрирования 10...15° отклонением ручки управления на себя. Зафиксировать это положение незначительным отклонением ручки управления от себя. Затем энергичным движением ручки управления в сторону выполнения бочки начать вращение самолета вокруг продольной оси, помогая вращению незначительным отклонением педали в ту же сторону.

Как только самолет достигнет крена 45°, не замедляя вращения, начать слегка отдавать ручку управления от себя для предупреждения ухода самолета в сторону (при положении на «ноже») и опускания капота в перевернутом положении.

В положении на «ноже» (90 и 270°) необходимо отклонять верхнюю педаль для удержания капота выше линии горизонта.

В перевернутом полете педали находятся в нейтральном положении, чтобы самолет не отклонялся от ориентира.

После достижения перевернутого положения необходимо за 60...50° до выхода в горизонтальный полет удерживать капот самолета от опускания ниже горизонта увеличением нажима на педаль в сторону вращения, а за 30...40° - отклонением ручки управления на себя.

Как только самолет подойдет к горизонтальному положению, ручку управления и педаль необходимо отклонить в сторону, обратную вращению, а после прекращения вращения - поставить в нейтральное положение.

В процессе выполнения бочки следить за темпом и равномерностью вращения, направлением полета, положением капота относительно горизонта на характерный ориентир и определением момента начала вывода.

При правильном выполнении бочки самолет вращается вокруг продольной оси равномерно. Вследствие влияния реакции воздушного винта правая управляемая бочка вращается энергичнее, чем левая.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ УПРАВЛЯЕМОЙ БОЧКИ:

мал угол кабрирования перед вводом - бочка выполняется со снижением;

опускание капота ниже линии горизонта в перевернутом положении - мало отклонение ручки управления от себя;

мало отклоняется педаль в сторону вращения - самолет вращается с большим радиусом и со скольжением;

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

уход самолета в сторону от ориентира на выводе - в конце вращения рано или много отклонена ручка управления на себя;

неравномерное вращение - отпускается ручка управления в процессе вращения;

воронкообразное вращение - большое отклонение педали.

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ ШТОПОРНАЯ БОЧКА

Горизонтальная штопорная бочка выполняется на скорости 170...190 км/ч при оборотах двигателя 82 %. Перед выполнением штопорной бочки осмотреть воздушное пространство, особое внимание уделив направлению выполнения бочки. Установить скорость 170...190 км/ч при оборотах двигателя 82 % и полном наддуве. Небольшим, но энергичным отклонением ручки управления на себя создать угол кабрирования, равный 10...15°, и, не фиксируя этот угол, энергично отклонить полностью педаль в сторону вращения бочки и одновременно отклонить ручку управления в сторону вращения к борту кабины самолета.

В процессе вращения отклоненное положение педали и обороты двигателя не менять. Как только самолет устойчиво завращается, ручка управления отклоняется вперед (по борту) для уменьшения лобового сопротивления.

За 20...30° до завершения бочки начать вывод. Энергично и одновременно отклонить педаль и ручку управления в сторону, противоположную вращению. Темп и величина отклонения рулей на вывод зависят от темпа вращения. Чем энергичнее вращение на бочке, тем раньше и энергичнее необходимо отклонить руль на вывод. Как только самолет прекратит вращение, поставить рули нейтрально.

В процессе выполнения бочки следить за темпом и равномерностью вращения, направлением полета и определением момента начала ввода. Взгляд направлять вдоль оси самолета на горизонт, незначительно его отклоняя в сторону вращения.

Правая штопорная бочка выполняется энергичнее, чем левая, техника выполнения одинаковая.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ШТОПОРНОЙ БОЧКИ:

вялое движение ручкой управления на себя при создании угла кабрирования на вводе - нет срыва;

большое отклонение ручки управления на себя - вялое вращение и с большим радиусом;

не полностью отклоняется педаль после создания угла кабрирования - вялое вращение;

отпускаются рули в процессе вращения - неравномерное вращение с замедлением;

продолжается движение ручки управления на себя после отклонения педали - вялое неравномерное вращение с большим радиусом;

поздняя дача рулей на вывод - выход в горизонтальный полет с креном в сторону вращения.

ПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА

Петля Нестерова - фигура пилотажа, при которой самолет выполняет полет по криволинейной траектории в вертикальной плоскости с сохранением направления полета после вывода.

Петля была обоснована Н. Е. Жуковским и впервые выполнена 9 сентября 1913 года русским летчиком П. Н. Нестеровым, который является основоположником фигур высшего пилотажа.

Петля применяется не только как фигура пилотажа, а также имеет широкое применение для обучения управлению самолетом в условиях интенсивного изменения угла тангажа, перегрузки, скорости и высоты полета. Кроме того, элементы петли составляют основу других эволюции в полете, а также фигур пилотажа: переворот, вертикальные восьмерки и др.

Петля считается правильной, если все точки ее траектории лежат в одной вертикальной плоскости, а нормальная перегрузка Π_y на протяжении всего маневра остается положительной, но не превышает предельную по срыву в штопор или штопорное вращение.

Петля - это не установившееся движение самолета по криволинейной траектории в вертикальной плоскости под действием постоянно существующей центростремительной силы. Первая половина петли осуществляется за счет запаса скорости и тяги силовой установки. Вторая - за счет веса самолета и тяги силовой установки.

СХЕМА СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ НА ПЕТЛЕ

Схема сил, действующих на самолет в наиболее характерных точках петли, показана на Рис. 5.

Допустим, самолет летит горизонтально со скоростью, необходимой для ввода в петлю. Для ввода в петлю необходимо отклонить ручку управления на себя, увеличивая тем самым угол атаки. Подъемная сила увеличивается и становится больше веса самолета (при малом угле искривления траектории) или

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

составляющей силы веса самолета $G \cos \theta$ (при больших углах траектории). Под действием возникающей центростремительной силы, в начале она равна $Y - G > 0$ (при малых углах θ) и $Y - G \cos \theta$ (при больших углах θ), самолет искривляет траекторию полета вверх.

Уравнения движения при вводе имеют вид (положение 1 Рис. 5):

условие уменьшения скорости

$$P - X - G \sin \theta = m \frac{dV}{dt} < 0; \quad (12.2)$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$P - X - G \cos \theta = m \frac{V^2}{r_{BV}} > 0; \quad (12.3)$$

Другая составляющая силы веса самолета $G \sin \theta$ совместно с лобовым сопротивлением тормозит движение, так как становится больше силы тяги P силовой установки. В результате скорость уменьшается.

По мере искривления траектории самолет увеличивает угол наклона траектории, при этом составляющая силы веса самолета $G \cos \theta$ уменьшается и центростремительная сила, равная $R = Y - G \cos \theta$, должна увеличиваться, но она уменьшается, так как скорость падает в большей степени. Составляющая веса $G \sin \theta$ увеличивается, что приводит к интенсивному уменьшению скорости.

В положении 2 центростремительной силой является подъемная сила.

Уравнения движения в положении 2 имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P - X - G = m \frac{dV}{dt} < 0; \quad (12.4)$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y = m \frac{V^2}{r} > 0. \quad (12.5)$$

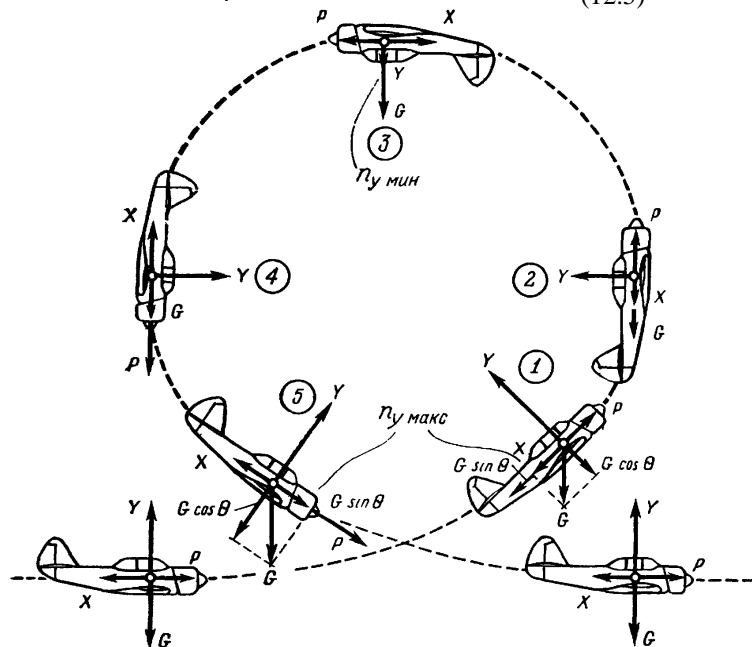


Рис. 5 Схема сил, действующих на самолет при выполнении петли

После перехода вертикального положения самолет переходит в перевернутый полет. При этом составляющая силы веса $G \cos \theta$ совместно с подъемной силой Y создают центростремительную силу, искривляющую траекторию полета: $Y + G \cos \theta > 0$. Составляющая веса самолета $G \sin \theta$ уменьшается. В самой верхней точке петли скорость будет наименьшей, поэтому наименьшей будет подъемная сила. Она

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

будет направлена вниз и совместно с силой веса самолета создаст центростремительную силу, имеющую также положительную величину ($Y+G>0$). Чтобы обеспечить достаточную устойчивость и управляемость, скорость в перевернутом положении должна быть не менее 140 км/ч. Так как вес самолета и подъемная сила направлены вниз, то самолет легко переходит в пикирование (положение 3).

При переходе в пикирование обороты двигателя уменьшаются до м. г. Далее при увеличении угла обратного пикирования центростремительная сила, искривляющая траекторию, состоит из подъемной силы Y и составляющей веса $G \cos \theta$ ($Y + G \cos \theta$). Составляющая веса самолета $G \sin \theta$ совместно с тягой силовой установки увеличивают скорость ($P_{м.г} + G \sin \theta > X$).

В вертикальном положении вниз искривляющей силой является подъемная сила Y (положение 4), а вес самолета и тяга двигателя $P_{м.г}$ направлены в одну сторону и больше силы лобового сопротивления, что способствует дальнейшему разгону скорости ($G + P_{м.г} - X > 0$).

Уравнения движения в положении 3 имеют вид:

условие искривления траектории

$$Y - G = m \frac{V^2}{r} > 0; \quad (12.6)$$

условие увеличения скорости

$$P - X = m \frac{dV}{dt} > 0; \quad (12.7)$$

Уравнения движения в положении 4 имеют вид:

условие искривления траектории

$$Y = m \frac{V^2}{r} > 0; \quad (12.8)$$

$$G + P_{МГ} - X = m \frac{dV}{dt}. \quad (12.9)$$

По достижении заданной скорости пикирования 200...210 км/ч. дальнейшим взятием ручки управления на себя необходимо начать вывод самолета из пикирования в горизонтальный полет.

Траектория полета в вертикальной плоскости искривляется центростремительной силой $R = Y - G \cos \theta$.

Составляющая веса $G \sin \theta$ совместно с тягой силовой установки больше лобового сопротивления, что способствует дальнейшему увеличению скорости $P + G \cos \theta > X$.

Для быстрого увеличения скорости обороты силовой установки необходимо увеличить до максимальных.

Уравнения движения на выводе (положение 5) имеют вид:

условие увеличения скорости

$$P + G \sin \theta - X = m \frac{dV}{dt} > 0; \quad (12.10)$$

условие искривления траектории

$$Y - G \cos \theta = m \frac{V^2}{r} > 0; \quad (12.11)$$

СКОРОСТЬ НА ПЕТЛЕ

Если скорость в начале петли была недостаточна, то самолет, проходя перевернутое положение, зависает и начинает парашютировать, подъемная сила становится отрицательной. Петля получается с зависанием (неправильная). Поэтому важнейшим условием выполнения петли является создание достаточной скорости.

Начальная скорость должна быть не менее чем в два раза больше скорости (эволютивной) в верхней точке петли.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Поэтому для самолетов Як-52 и Як-55 установлены скорости ввода 280 км/ч и 250 км/ч соответственно, а в верхней точке не менее 140 км/ч для самолета Як-52 и 125 км/ч для самолета Як-55.

РАДИУС ПЕТЛИ

Форма петли получается не круглой, а несколько вытянутой вверх. Объясняется это тем, что скорость при подъеме и при снижении непрерывно изменяется, что приводит к изменению подъемной силы, также изменяется величина составляющей силы веса $G \cos \theta$. На восходящем участке скорость падает, поэтому радиус кривизны траектории уменьшается. На нисходящем участке петли скорость нарастает и радиус кривизны увеличивается. В верхней точке кривизна траектории наибольшая.

ПЕРЕГРУЗКА НА ПЕТЛЕ

Перегрузка на петле - величина не постоянная и изменяется в зависимости от того, в какой точке траектории находится самолет. Величина перегрузки также зависит от манеры исполнения петли.

Изменение перегрузки при выполнении правильной петли показано на Рис. 5. Максимальное значение перегрузки Пу достигается при вводе в петлю и при выводе. В верхней точке петли величина перегрузки наименьшая и даже может быть отрицательной (если скорость менее 140 км/ч-Як-52 и 125 км/ч-Як-55) или недостаточное отклонение ручки управления.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА

Петля Нестерова выполняется на самолете Як-52 на скорости 280 км/ч и на самолете Як-55 на скорости 250 км/ч. Обороты двигателя 82%.

Перед выполнением петли следует осмотреть воздушное пространство; убедиться, что оно свободно. В горизонтальном полете установить заданную скорость. Убедиться в отсутствии скольжения и крена. Затем плавным отклонением ручки управления на себя ввести самолет в петлю.

Когда угол кабрирования достигнет 25...30°, темп отклонения ручки управления на себя постепенно увеличивать с таким расчетом, чтобы на угле кабрирования 40...50° перегрузка достигла 4...5. Дальнейшее отклонение ручки управления должно быть такое, чтобы угловая скорость вращения оставалась постоянной и скорость к моменту достижения верхней точки петли была не менее 140 км/ч для Як-52 и 125 км/ч для Як-55.

Слишком высокий темп отклонения ручки управления на себя ведет к созданию больших перегрузок и возможности срыва самолета в штопор или штопорное вращение.

Малый темп отклонения ручки управления на себя ведет к излишней потере скорости в верхней точке и возможности срыва в штопор.

При появлении признаков неустойчивости самолета в верхней точке ручку управления следует незначительно отклонить от себя с последующим отклонением на себя.

Как только самолет пройдет верхнюю точку, плавно убрать наддув и небольшим, плавным отклонением ручки управления на себя начать вывод самолета из пикирования, а по достижении скорости 200...210 км/ч - в горизонтальный полет с таким расчетом, чтобы скорость в конце вывода была заданной (для самолета Як-52 - 280 км/ч, для Як-55 - 250).

При выполнении петли внимание распределять при вводе:

положение 1:

- на скорость и режим работы двигателя;
- на отсутствии крена;
- на сохранении направления;

положение 2:

- на создании необходимой угловой скорости вращения»
- на отсутствии крена;
- на величине скорости;

положение 3:

- на сохранении направления;
- на отсутствии крена;
- на величине скорости;
- на определении момента уменьшения наддува;

положения 4, 5:

- на угле пикирования;

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

на величине скорости;
на сохранении направления;
на определении момента увеличения наддува, для перехода в горизонтальный полет, для выполнения другой фигуры пилотажа.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПЕТЛИ:

в первой половине петли ручка управления резко отклоняется на себя - создается перегрузка, самолет теряет скорость, возможен срыв в штопорное вращение;

в первой половине петли ручка управления медленно отклоняется на себя - мала угловая скорость, при подходе к верхней точке возможна потеря скорости и сваливание в штопор;

при подходе к верхней точке петли ручка управления энергично отклоняется на себя - возможен срыв в штопор;

ручка управления излишне отклоняется от себя при появлении неустойчивости - возможно зависание;

крен на петле - не сохраняется направление;

в верхней точке петли рано убираются обороты двигателя - самолет теряет скорость и зависает;

при пикировании ручка управления медленно отклоняется на себя - большая скорость и большая потеря высоты;

при пикировании ручка управления резко отклоняется на себя - возможно превышение перегрузки и срыв в штопорное вращение.

При медленном отклонении ручки управления на себя, при вводе в петлю, необходимо увеличить угловую скорость вращения более энергичным отклонением ручки управления на себя, не допуская превышения перегрузки и срыва в штопорное вращение - штопорную бочку.

При потере скорости в верхней точке петли (менее 140 км/ч-Як-52 и 125 км/ч-Як-55) поставить педали строго нейтрально, уменьшить тянущее усилие на ручке управления и перевести самолет в пикирование.

При вялом отклонении ручки управления на себя в процессе вывода из пикирования (быстро нарастает скорость большая потеря высоты) необходимо отклонением ручки управления на себя увеличить угловую скорость.

При появлении крена на пикировании необходимо убрать крен, а потом продолжать выполнение пикирования.

При энергичном отклонении ручки управления на себя на выводе из петли следует уменьшить тянущее усилие.

Следует помнить, что в результате действия гироскопического момента воздушного винта самолет при взятии ручки управления на себя будет стремиться развернуться влево, это отклонение необходимо парировать, нажимая на правую педаль, а накренение самолета вправо при уменьшении скорости (в результате действия реакции воздушного винта) парировать отклонением ручки управления влево.

ПЕРЕВОРОТ

Переворотом называется фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается вокруг продольной оси на 180° с прямого полета в перевернутый относительно горизонта, с последующим движением по нисходящей траектории в вертикальной плоскости и выходом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу (Рис. 6).

Переворот применяется для быстрого изменения направления полета на 180° с потерей высоты. По характеру выполнения полубочки переворот может быть управляемым и штопорным. Переворот есть сочетание горизонтальной полубочки с второй частью петли Нестерова.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

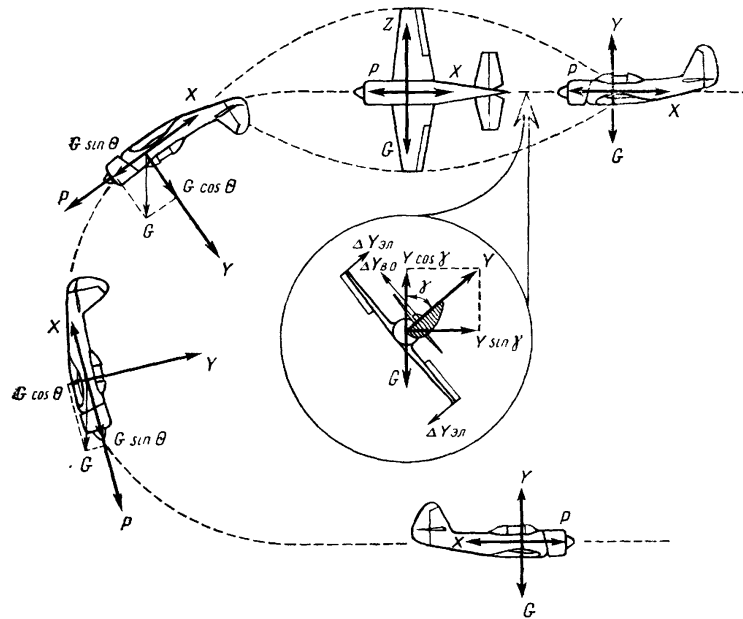


Рис. 6 Схема сил, действующих на самолет при выполнении переворота

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

управляемый.

Ввод - 170 км/ч;

начало вывода из пикирования - 200...210 км/ч;

вывод в горизонтальный полет - 280 км/ч.

штопорный:

ввод- 180 км/ч;

начало вывода из пикирования-200...210 км/ч;

вывод в горизонтальный полет - 280 км/ч

СХЕМА СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПЕРЕВОРОТА

Поворот самолета относительно продольной оси осуществляется отклонением элеронов, создающих разность подъемных сил левого и правого полукрыльев. Образующийся момент M_x вращает самолет вокруг продольной оси X . В процессе выполнения полубочки появляется составляющая подъемной силы $Y \sin \gamma$, стремящаяся развернуть самолет в горизонтальной плоскости (отклонить от ориентира), поэтому необходимо ручку управления отклонить от себя с целью уменьшения этой составляющей. В процессе вращения составляющая подъемной силы $Y \cos \gamma$ уменьшается и становится меньше веса самолета G . В связи с этим необходимо отклонить внешнюю педаль для увеличения боковой силы Z , что приведет к сохранению равновесия $Z - Y \cos \gamma = G$ (см. Рис. 6).

В перевернутом положении самолет должен развернуться за счет отклонения ручки управления от себя. В противном случае подъемная сила Y и вес самолета G будут совместно направлены вниз, что приведет к переходу самолета в пикирование. Отклонением ручки управления от себя создается отрицательный угол атаки крыла, и образующаяся отрицательная подъемная сила ($-Y$) уравнивает вес самолета ($G = Y$).

Отклонение ручки управления в процессе вращения особенно необходимо при выполнении данной эволюции на самолете Як-52, так как самолет имеет низкорасположенное крыло с плосковыпуклым профилем.

При выполнении вращения на самолете Як-55 отклонение ручки управления незначительное, так как самолет имеет среднерасположенное крыло с симметричным профилем.

Для перевода самолета в пикирование с последующим выходом в горизонтальный полет необходима центробежная сила, искривляющая траекторию переворота в вертикальной плоскости. Центробежная сила создается отклонением ручки управления на себя. При этом в перевернутом положении искривление траектории происходит под действием подъемной силы Y и составляющей веса самолета $G \cos \theta$. Искривляющая сила равна

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$R_{ИСК} = Y + G \cos \theta = G(n_y + \cos \theta) \quad (12.12)$$

Потеря высоты за переворот зависит от скорости ввода (она обычно не велика) и вывода из него, а также перегрузки n_y . Потеря высоты за переворот определяется по формуле

$$\Delta H = \frac{2 \cdot V_{CP}^2}{g \cdot n_{yCP}} \quad (12.13)$$

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПЕРЕВОРОТА УПРАВЛЯЕМОЙ ПОЛУБОЧКОЙ

Ввод в переворот выполняется с горизонтального полета на скорости 170 км/ч. Обороты двигателя 82%. Перед выполнением переворота проверить высоту, осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание на нижнюю полусферу, и, убедившись, что оно свободно, наметить ориентир для вывода из переворота. Установить скорость 170 км/ч. Создать угол кабрирования 15...20° и зафиксировать его небольшим отклонением ручки управления от себя.

Плавным движением ручки управления и незначительным отклонением педали в желаемую сторону начать вращение самолета относительно продольной оси. После разворота самолета вокруг продольной оси (крен 45°) необходимо начать отклонять ручку управления от себя, не допуская ухода самолета от ориентира, а к моменту достижения самолетом перевернутого положения - опускания капота самолета.

К моменту достижения перевернутого положения педали поставить нейтрально и движением ручки управления в сторону, обратную вращению, зафиксировать самолет в перевернутом положении. По видимым частям фонаря кабины самолета, капота и полукрыльев убедиться в отсутствии крена и сохранении направления полета относительно намеченного ориентира для ввода и вывода.

В процессе ввода в переворот взгляд должен быть направлен вперед на горизонт, внимание распределять:

- на координированность отклонения ручки управления и педалей;
- на положении видимых частей фонаря кабины и капота самолета относительно горизонта;
- на выдерживании направления на ориентир и темпе вращения самолета.

Как только самолет прекратит вращение, уменьшить наддув на 2/3 (при выполнении учебного пилотажа) рычагом управления дроссельной заслонки карбюратора и, плавно отклоняя ручку управления на себя, ввести самолет в пикирование.

По достижении скорости 200...210 км/ч начать плавно выводить самолет из пикирования с таким расчетом, чтобы скорость при выводе самолета в горизонтальный полет составляла 280 км/ч.

При выводе из пикирования внимание распределять:

- на контроле скорости;
- на темпе отклонения ручки управления на себя;
- на отсутствии крена;
- на направлении вывода;
- на определении момента начала увеличения наддува (при выполнении учебного пилотажа).

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПЕРЕВОРОТА УПРАВЛЯЕМОЙ ПОЛУБОЧКОЙ:

мал угол кабрирования перед выводом - затруднено определение положения самолета в перевернутом положении;

возможен выход из переворота не в заданном направлении при отсутствии видимого горизонта в перевернутом положении;

поздно или мало отклоняется ручка управления от себя при выполнении полубочки - уход самолета в сторону от ориентира;

излишне отклоняется ручка управления от себя в перевернутом положении - происходит зависание самолета с появлением отрицательных перегрузок;

несвоевременное отклонение рулей управления на вывод из полубочки - в перевернутом положении создается крен и вывод из переворота происходит не в заданном направлении;

перетягивание ручки управления на себя при выводе из пикирования - срыв самолета в штопорное вращение;

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

медленный темп отклонения ручки управления на себя при выводе из пикирования - увеличивается скорость и происходит излишняя потеря высоты.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПЕРЕВОРОТА ШТОПОРНОЙ ПОЛУБОЧКОЙ

Переворот выполняется на скорости 180 км/ч. Обороты двигателя 82%.

Осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание на нижнюю полусферу, и, убедившись, что оно свободно, наметить ориентир для ввода и вывода из переворота. Установить скорость 180 км/ч. Небольшим, но энергичным отклонением ручки управления на себя создать угол кабрирования и, не фиксируя этот угол, энергично отклонить полностью педаль в сторону вращения и одновременно отклонить ручку управления в сторону вращения, к борту, и как только самолет завращается, отжать ручку управления незначительно от себя.

За 30° до горизонтального перевернутого положения энергичным отклонением ручки управления и педали в противоположную сторону остановить вращение.

После прекращения вращения ручку управления и педали вернуть в нейтральное положение. Проконтролировать перевернутое горизонтальное положение самолета по положению видимых частей фонаря кабины и капота самолета относительно горизонта (а также по положению полукрыльев). При наличии крена устранить его отклонением элеронов.

После выполнения полубочки плавным отклонением ручки управления на себя вывести самолет в горизонтальный полет рассмотренным методом на скорости 280 км/ч.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПЕРЕВОРОТА ШТОПОРНОЙ ПОЛУБОЧКОЙ:

неполное или неэнергичное отклонение педали на ввод в штопорную полубочку - вялый срыв самолета;

недостаточное отклонение ручки управления от себя в процессе вращения самолета - уход самолета в сторону от ориентира;

происходит опускание капота самолета во время вращения относительно горизонта - мал угол кабрирования перед полубочкой;

рано или поздно даны рули на вывод - вывод самолета с креном и отклонением от ориентира на выводе;

резко отклоняется ручка управления на себя, а при выводе не отдается - неустойчивое вращение самолета с зарыванием.

ПОЛУПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА

Полупетлей Нестерова называется фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает восходящую часть петли Нестерова с последующим поворотом относительно продольной оси на 180° и выводом в горизонтальный полет в направлении обратном вводу.

Полупетля - это сочетание первой половины петли с полубочкой (управляемой, штопорной) и выводом из фигуры на скорости не менее 140 км/ч.

Полупетля применяется для быстрого изменения направления полета на 180° с одновременным набором высоты. Полупетля, так же как и петля Нестерова, выполняется в основном за счет запаса скорости. Выполнение полупетли аналогично выполнению первой половины петли Нестерова, но с большим запасом скорости, с таким расчетом, чтобы в верхней точке перед управляемой или штопорной полубочкой скорость была не менее 170 км/ч. Запас скорости необходим для сохранения достаточной управляемости самолета при выполнении полубочки. Поэтому скорость ввода выбрана равной 320 км/ч.

Для того чтобы в верхней точке полупетли нормальная перегрузка была положительной и близкой к единице, перегрузка на вводе должна быть $n_y=4...5$. Скорость в верхней точке полупетли должна быть не менее 170 км/ч (перед выполнением полубочки) и 140 км/ч (после выполнения вращения). Скорость в каждой точке полупетли определяется по формуле

$$V = V_0 \frac{n_y - \cos \theta_0}{n_y - \cos \theta} \quad (12.14)$$

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

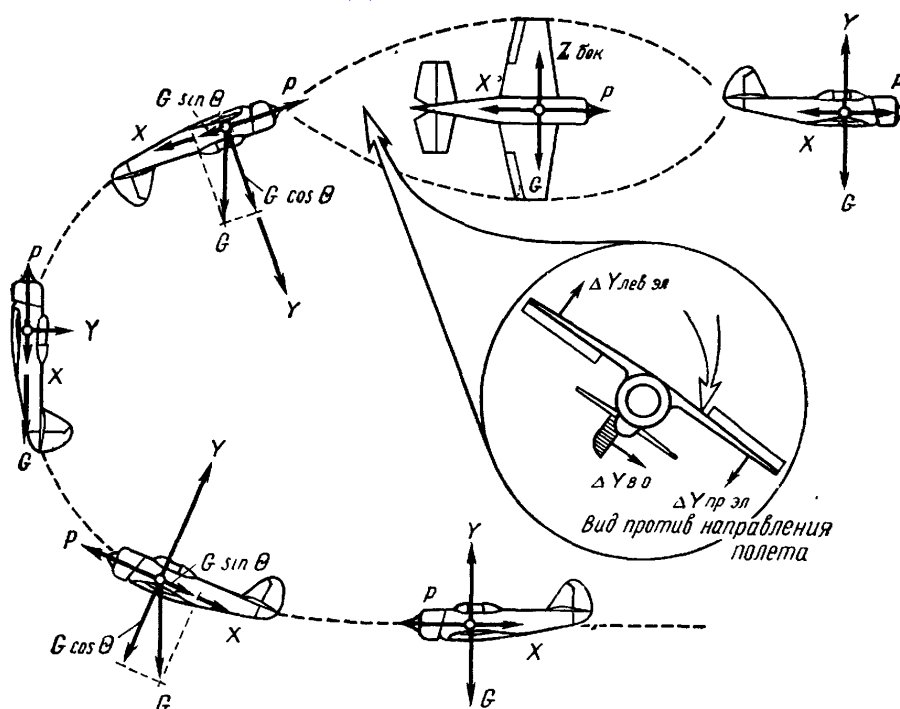


Рис. 7 Схема сил, действующих на самолет при выполнении полупетли

Радиус кривизны в каждой точке полупетли изменяется прямо пропорционально скорости при $\omega = \text{const}$.

При соблюдении вышеуказанных условий выполнения полупетли самолет набирает высоту не менее 330 м.

Схема сил, действующих на самолет в наиболее характерных точках полупетли, показана на Рис. 7.

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛУПЕТЛИ

Полупетля выполняется на скорости 320 км/ч. Обороты двигателя 82% при полном наддуве. Полупетля выполняется так же, как первая половина петли, но темп отклонения ручки управления на себя должен быть энергичнее.

Перед вводом следует осмотреть воздушное пространство, убедиться, что оно свободно. Наметить ориентир для вывода из полупетли.

В горизонтальном полете или на снижении установить скорость, равную 320 км/ч. Затем плавным, но энергичным отклонением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование. Достигнув угла кабрирования 25...30°, темп отклонения ручки управления на себя постепенно увеличивать с таким расчетом, чтобы при угле кабрирования 40...45° перегрузка была равна 4...5. Далее отклонять ручку управления с таким расчетом и темпом, чтобы угловая скорость по прибору при выходе в верхнюю точку полупетли (положение самолета перевернутое) была не менее 170 км/ч.

При подходе к верхней точке полупетли, когда капот самолета не дойдет до линии горизонта на 10...15°, необходимо кратковременно зафиксировать это положение и отклонением ручки управления и незначительным отклонением педали в желаемую сторону начать вращение самолета.

Как только самолет займет горизонтальное положение, прекратить вращение координированным отклонением ручки управления и педалей в сторону, противоположную вращению, с последующим их возвращением в нейтральное положение.

Если скорость в верхней точке полупетли будет менее 170 км/ч, полубочку не выполнять, фигуру закончить второй частью петли Нестерова.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВНИМАНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛУПЕТЛИ:

при вводе:

на скорости и режиме работы двигателя;

на отсутствии крена;

на характере изменения перегрузки;

при выполнении полубочки:

на определении момента начала выполнения полубочки;

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

на направлении вывода;
на скорости ввода во вращение.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛУПЕТЛИ С УПРАВЛЯЕМОЙ ПОЛУБОЧКОЙ:

перетягивание ручки управления на себя - потеря скорости, возможно сваливание самолета в штопор или штопорное вращение;

рано отклоняются рули управления на ввод в полубочку- самолет выходит из полупетли с углом кабрирования (возможна потеря скорости);

поздно отклоняются рули на ввод в полубочку - самолет выходит из полупетли с углом снижения;

несвоевременно (рано или поздно) отклоняются рули управления (элероны и руль направления) на вывод из полубочки - самолет выходит с креном из полупетли;

некоординированно выполняется полубочка - выход из полупетли не по направлению;

наличие крена на вводе - полупетля выполняется не в вертикальной плоскости;

в положении самолета на «ноже» не отклоняется ручка управления от себя - вывод из полупетли происходит с отклонением от выбранного направления.