

ОСНОВНЫЕ СВОЙСТВА ВОЗДУХА АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ

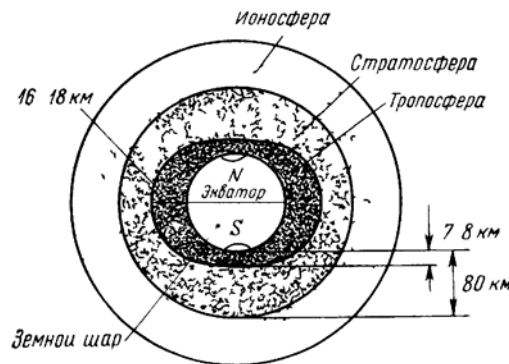


Рис. 1 Строение атмосферы

Атмосферой называется газовая оболочка, окружающая земной шар. Газ, составляющий эту оболочку, называется воздухом

Высота газовой оболочки Земли велика и составляет более 2000 км. Точно определить границу атмосферы трудно, так как переход от земной атмосферы к межпланетному пространству совершается плавно и на больших высотах плотность воздуха очень мала. Можно только отметить, что в пределах околоземного пространства до высоты 20 км находится около 95% всей массы атмосферного воздуха

Атмосфера разделяется на **тропосферу, стратосферу и ионосферу**. Такое разделение основано на физических свойствах этих слоев и характере их изменения с подъемом на высоту. Давление и плотность воздуха с увеличением высоты во всех трех слоях атмосферы уменьшается (Рис. 1)

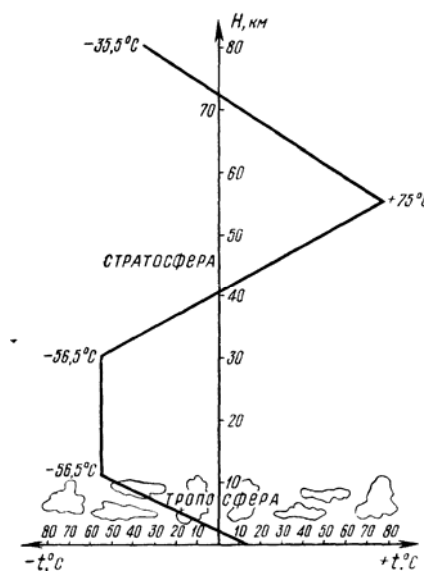


Рис. 2 Изменение температуры воздуха по высотам для стандартных условий средней широты

Тропосферой называется нижний слой атмосферы. Толщина ее над полюсами 7 - 8 км, над экватором 16 - 18 км, высота верхней границы изменяется в зависимости от характера поверхности Земли, атмосферных процессов, теплового состояния воздуха, а также от суточных и годовых изменений. Температура воздуха в тропосфере с подъемом на высоту падает (**6,5° на каждые 1000 м**), так как нагрев воздуха обуславливается основным отраженными от земной поверхности солнечными лучами. Изменение температуры воздуха с высотой приводит к перемещению воздушных масс, холодные верхние слои опускаются, а теплые поднимаются. Вследствие этого образуются облака, выпадают осадки, дуют ветры. Из-за перемещения воздушных масс состав воздуха тропосферы практически постоянен. В нем содержится **78% азота, 21% кислорода и около 1% других газов (аргон, углекислый газ, водород, неон, гелий)**. Кроме указанных газов в тропосфере сосредоточен почти весь водяной пар, находящийся в непрерывном кругообороте (испарение - конденсация и кристаллизация с облакообразованием - осадки). В нижних слоях тропосферы множество различных примесей в виде мельчайших твердых частиц (пыль). Содержание в воздухе тропосферы водяного пара и пыли приводит к ухудшению видимости.

Стратосфера - слой воздуха, лежащий непосредственно над воздушными слоями тропосферы. В ней наблюдается полное отсутствие облаков и наличие сильных ветров, дующих с большой скоростью и в одном направлении. Вертикальные перемещения воздушных масс отсутствуют. В стратосфере с высоты: на экваторе - 17 км, полюсе - 8 км, средней широте - 11 км и до высоты в среднем 25...30 км температура постоянна и составляет -56°C. С высоты 30 км и до 55 км температура воздуха повышается до +75°C вследствие повышенного содержания озона, который обладает способностью поглощать ультрафиолетовое излучение. С высоты 55 км и до 80 км температура воздуха понижается в среднем на 4°C на каждые 1000 м из-за уменьшения процентного содержания озона в воздухе. На высоте 82...83 км температура воздуха составляет -35°C (рис. 2).

Ионосфера - слой воздуха, лежащий непосредственно над воздушным слоем стратосферы. Высоты ионосферы от 85 до 500 км. Из-за наличия в ионосфере огромного количества ионов (заряженных молекул и атомов атмосферных газов, движущихся с большими скоростями) ее воздух сильно нагревается. Воздух ионосферы также характеризуется высокой проводимостью, преломлением, отражением, поглощением и поляризацией радиоволн. В ионосфере из-за вышеуказанных свойств наблюдаются свечения ночного неба, полярные сияния, магнитные бури.

ТЕМПЕРАТУРА ВОЗДУХА

Температура - величина, характеризующая степень теплового состояния тела (газа) или скорость хаотического движения молекул (чем выше температура, тем больше скорость их движения, и наоборот). Температуру воздуха можно измерять по двум шкалам: Цельсия и абсолютной шкале Кельвина. За нуль градусов по шкале Цельсия принято считать температуру таяния льда, а за 100° - температуру кипения воды при атмосферном давлении, равном 760 мм рт. ст.

Если известна температура воздуха у земли, то можно определить температуру воздуха в тропосфере на любой высоте по формуле:

$$t_H = t_0 - 6,5H,$$

где t_H - температура воздуха на определяемой высоте;

t_0 - температура воздуха у земли;

H - заданная высота, км.

Задача Температура воздуха у земли +10°C. Определить температуру воздуха над данным участком земли на высоте 7 км. Решение $T_H = 10 - 6,5 \cdot 7 = -35,5^\circ$ Температура воздуха на высоте 7 км равна -35,5°C.

АБСОЛЮТНАЯ ТЕМПЕРАТУРА

Температура, отсчитываемая от абсолютного нуля по шкале Кельвина, называется **абсолютной температурой**.

За нуль Кельвинов (K) принята температура, при которой прекращается тепловое передвижение молекул, она составляет -273° по шкале Цельсия (°C). Если известна температура воздуха t по шкале Цельсия, то абсолютную температуру можно найти по формуле:

$$T = t + T_0,$$

где $T_0 = -273K$;

t - температура воздуха по шкале Цельсия.

Зная температуру воздуха у земли по шкале Цельсия, можно найти температуру воздуха на различных высотах по формуле:

$$T = 273K + t - 6,5H,$$

где T - температура на высоте H , К;

t - температура воздуха у земли, °C;

H - высота, км.

Задача Температура воздуха по шкале Цельсия равна -7°. Определить температуру воздуха на высоте 4 км. Решение: $T = 273 + (-7) - 6,5 \cdot 4 = 240 K$. Температура воздуха на высоте 4 км равна 240 К.

ДАВЛЕНИЕ ВОЗДУХА

Давление - это сила, действующая на единицу площади перпендикулярно к ней. Всякое тело, находящееся в неподвижном воздухе, испытывает со стороны последнего давление, одинаковое со всех

сторон (**закон Паскаля**). Атмосферное давление объясняется тем, что воздух подобно всем другим веществам обладает весом и притягивается землей.

Атмосферным давлением называется давление, вызываемое весом вышележащих слоев воздуха и ударами его хаотически движущихся молекул. За единицу давления принята техническая атмосфера (*атм.*) - давление, равное одному килограмму силы на один квадратный сантиметр (*кгс/см²*). Давление обозначается буквой *P*, на уровне моря - *P₀*.

По международной системе **СИ** давление измеряется в **Паскалях**, т. е. ньютонах на квадратный метр (*H/м²*).

Барометрическое давление - это давление, измеренное в миллиметрах ртутного столба (*мм рт. ст.*). Обозначается буквой *B*, на уровне моря - *B₀*.

Стандартным барометрическим давлением называется давление на уровне моря в **мм рт. ст.** Оно в зависимости от температуры и влажности колеблется от **700 до 800 мм рт. ст.** и в среднем равно **760 мм. рт. ст.**

Давление по международной системе единиц СИ определяем по формуле:

$$P = \frac{p}{S},$$

где *P* - давление, кгс/см²;

p - сила, с которой давит 1 м³ воздуха;

S - площадь, см².

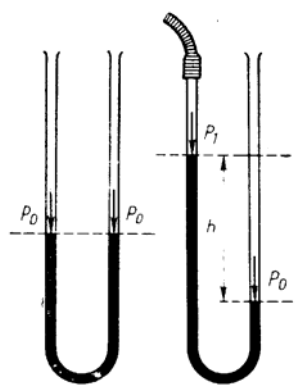


Рис. 3 Манометр

Давление в 1 кгс/см² равнозначно столбу ртути высотой 735,6 мм и называется технической атмосферой. Перевод давления из размерности мм рт. ст. в кгс/см² производится по формуле:

$$P = \frac{B}{735,6},$$

где *B* - барометрическое давление.

В физике под барометрическим давлением **1 атм.** подразумевается давление воздуха, равное **1,0332 кгс/см²** или стандартному барометрическому давлению **760 мм рт. ст.**

При аэродинамических исследованиях часто приходится измерять разность давлений. Для этого используются ртутные приборы - манометры (Рис. 3). Для определения очень малых разностей давлений применяется чувствительный прибор - микроманометр, в котором используется жидкость более легкая, чем ртуть. Принцип работы следующий: один конец трубки (например, правый) подсоединяется к пространству с атмосферным давлением, второй - к поверхности измеряемого участка (там, где давление больше или меньше атмосферного) допустим, что меньше. Уровень ртути в левом колене повысится, так как на поверхность ртути давит меньшее давление. Разность уровней и покажет разность давления:

$$h = P_0 - P_1.$$

ПЛОТНОСТЬ ВОЗДУХА

Плотность воздуха - это количество воздуха, содержащегося в **1 м³ объема**. В физике существует понятие двух видов плотности - весовая (удельный вес) и массовая. В аэродинамике чаще всего пользуются массовой плотностью. Весовая плотность (удельный вес) воздуха - это вес воздуха в объеме 1 м³. Обозначается буквой *γ*.

$$\gamma = \frac{G}{v},$$

где γ - удельный вес, кгс/м³;

G - вес воздуха, кгс;

v - объем воздуха, м³.

Вес воздуха G - величина непостоянная и изменяется в зависимости от географической широты и силы инерции, возникающей от вращения Земли вокруг своей оси. На полюсах вес воздуха на 5% больше, чем на экваторе.

Установлено, что 1 м³ воздуха при стандартных атмосферных условиях (барометрическое давление **760 мм рт. ст.**, $t=+15^{\circ}\text{C}$) *весит 1,225 кгс*, следовательно, весовая плотность (удельный вес) 1 м³ объема воздуха в этом случае равна $\gamma=1,225 \text{ кгс/м}^3$.

Массовая плотность воздуха - это масса воздуха в объеме **1 м³**. Обозначается греческой буквой ρ . Масса тела - величина постоянная. За единицу массы принята масса гири из иридийской платины, хранящейся в Международной палате мер и весов в Париже.

Согласно второму закону Ньютона определим, что масса воздуха равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести.

$$m = \frac{G}{g}$$

где m - масса тела, кг с²/м.

Массовая плотность воздуха (в кг с²/м⁴) равна

$$\rho = \frac{m}{v}$$

Массовая плотность и весовая плотность (удельный вес) воздуха связаны зависимостью

$$\rho = \frac{\gamma}{g}$$

Зная это соотношение, легко определить, что массовая плотность воздуха при стандартных атмосферных условиях равна:

$$\rho = \frac{\gamma}{g} = \frac{1,225}{9,8} = 0,1250 \text{ кгс} \cdot \text{с}^2 / \text{м}^4.$$

Изменения массовой и весовой плотности воздуха до высоты 5 км показаны в табл. 1.

Таблица 1

Высота Н, м	Давление В, мм рт. ст.	Температура t, °С	Весовая плотность, кгс/м ³	Массовая плотность, кгс с ² /м ⁴
— 1000	854,6	+ 21,50	1,3476	0,1374
— 500	806,2	18,25	1,2854	0,1311
0	760,0	15,00	1,2250	0,1250
500	715,9	11,75	1,1677	0,1191
1000	674,1	8,50	1,1110	0,1134
1500	634,2	5,25	1,0580	0,1079
2000	596,1	2,00	1,0060	0,1027
2500	560,0	— 1,25	0,9567	0,0976
3000	525,7	— 4,50	0,9093	0,0927
3500	493,1	— 7,75	0,8630	0,0881
4000	462,2	— 11,00	0,8193	0,0836
4500	432,8	— 14,25	0,7766	0,0792
5000	405,0	— 17,50	0,7362	0,0751

ЗАВИСИМОСТЬ ПЛОТНОСТИ ВОЗДУХА ОТ ЕГО ТЕМПЕРАТУРЫ И ДАВЛЕНИЯ

При изменении давления и температуры изменяется плотность воздуха. Плотность воздуха (в кгс·с²/м⁴) непосредственно не измеряется, а определяется по формуле:

$$\rho = 0,0473 \frac{B}{T},$$

где B - барометрическое давление, мм рт. ст.;

T -температура воздуха по шкале Кельвина.

Согласно закону Бойля-Мариотта плотность воздуха будет тем больше, чем больше давление, а согласно закону Гей-Люссака плотность воздуха тем больше, чем меньше температура воздуха. Объединив эти два закона для определения зависимости между плотностью, давлением и температурой воздуха, получим уравнение состояния газа (закон Бойля-Мариотта - Гей-Люссака)

$$P_v = RT,$$

где P - давление, кгс/м²;

v - удельный объем, м/кг;

R - газовая постоянная, кгс м/кг град или Дж/кгК (для воздуха равная 27,3).

Задача 1 Определить массовую плотность воздуха на уровне моря, если барометрическое давление $B = 800$ мм рт. ст., а температура воздуха $t = - 23^{\circ}\text{C}$.

Решение.
$$\rho = 0,0473 \frac{B}{T} = \frac{0,0473 * 800}{273 - 23} = 0,151 \text{ кгс} \cdot \text{с}^2 / \text{м}^4,$$

Массовая плотность больше стандартной, так как барометрическое давление больше стандартного, а температура ниже стандартной.

Таким образом, можно сделать заключение, что чем выше давление и ниже температура, тем больше плотность воздуха. Поэтому наибольшая плотность воздуха зимой в морозную погоду, а наименьшая летом в теплую погоду. Также следует заметить, что плотность влажного воздуха меньше, чем сухого (при одних и тех же условиях). Поэтому иногда учитывают и влажность, вводя при этом в расчеты соответствующие изменения.

С высотой плотность воздуха падает, так как давление в большей степени падает, чем понижается температура воздуха. В стратосфере (*примерно с высоты 11 км и до 32 км*) температура почти постоянна, и поэтому плотность воздуха падает пропорционально уменьшению давления

МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА

Изменение основных параметров воздуха (давления, температуры и плотности) влияет на величину сил, возникающих при движении самолета в воздушном потоке. Поэтому при полетах в разных метеорологических и климатических условиях изменяются летные и аэродинамические характеристики самолетов.

Чтобы охарактеризовать летные и аэродинамические данные самолетов при одинаковых параметрах воздуха, всеми странами принята единая Международная стандартная атмосфера (МСА). Таблица МСА составлена на основании среднегодовых условий средних широт (широта около 45°) на уровне моря при влажности нуль процентов и следующих параметрах воздуха:

барометрическое давление $B = 760$ мм рт. ст. ($P_0 = 10330$ кгс/м²);

температура $t = +15^{\circ}\text{C}$ ($T_0 = 288$ К);

массовая плотность $\rho_0 = 0,125$ кгс см⁴;

удельный вес - $\gamma = 1,225$ кгс/см³.

Согласно МСА температура воздуха в тропосфере падает на 6,5°С на каждые 1000 м. В данном учебнике приводится часть таблицы МСА до высоты 5 км.

Международная стандартная атмосфера используется при градуировании пилотажно-навигационных и других приборов, при инженерных и конструкторских расчетах.

ФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ВОЗДУХА

На характер обтекания самолета воздушным потоком и на величину сил, возникающих при взаимодействии частей самолета и воздушного потока, существенное влияние оказывают физические свойства воздуха: инертность, вязкость, сжимаемость.

Инертность - свойство воздуха сопротивляться изменению состояния покоя или равномерного прямолинейного движения (**второй закон Ньютона**). Мерой инертности является массовая плотность воздуха. Чем больше массовая плотность воздуха, тем большую силу необходимо приложить к воздуху, чтобы вывести его из состояния покоя или равномерного прямолинейного движения. Следовательно, чем больше сила самолета, действующего на воздух, тем больше сила, действующая со стороны воздуха на самолет (**третий закон Ньютона**).

Вязкость-свойство воздуха сопротивляться взаимному сдвигу частиц. Молекулы воздуха обладают определенной скоростью беспорядочного хаотического движения, зависящего от температуры, а также скоростью общего поступательного движения. Попадая из быстро движущегося слоя в медленный, молекулы ускоряют движение медленно движущихся молекул, и наоборот - медленно движущиеся молекулы, попадая в быстро движущийся слой воздуха, притормаживают быстро движущиеся молекулы.

При движении самолета в воздушном потоке возникает сопротивление трения, которое определяет вязкость воздуха. Вязкость воздуха также определяет динамический коэффициент вязкости. Чем больше температура воздуха, тем больше коэффициент вязкости, обусловленный увеличением хаотического движения молекул и ростом эффективности воздействия одного слоя воздуха на другой.

Сжимаемость - свойство воздуха изменять свою плотность при изменении давления.

Самолеты Як-52 и Як-55 летают на скоростях менее 450 км/ч, при которых существенного изменения давления при обтекании самолета воздушным потоком не происходит и сжимаемость воздуха на аэродинамические характеристики и летные данные самолетов влияния практически не оказывает.

СЖИМАЕМОСТЬ ВОЗДУХА И СКОРОСТЬ ЗВУКА

Помимо стационарных движений газовых потоков в аэродинамике изучаются и некоторые нестационарные процессы, например образование и распространение звуковых волн.

Способность воздуха сжиматься объясняется большими расстояниями между молекулами. Так как у любого газа (а следовательно, и воздуха) межмолекулярные силы сцепления малы, то газ, всегда стремясь расширяться, занимает весь предоставленный ему объем.

Таким образом, воздух при изменении объема или сжимается или расширяется. При этом соответственно изменяется и его плотность: при увеличении объема она уменьшается, а при уменьшении увеличивается. Количественно сжимаемость оценивается отношением изменения плотности $\Delta\rho$ к

изменению давления ΔP , т. е. их относительной величиной $\frac{\Delta\rho}{\Delta P}$. Это отношение будет являться мерой

сжимаемости. Чем больше отношение $\frac{\Delta\rho}{\Delta P}$, тем больше сжимаем этот газ (или воздух).

Со сжимаемостью связана скорость распространения в воздухе звуковых волн.

Под звуковыми волнами следует понимать всякие малые возмущения плотности и давления, распространяющиеся в воздухе, а под скоростью звука - скоростью распространения этих возмущений.

СКАЧКИ УПЛОТНЕНИЯ

Рассмотрим картину распространения звуковых волн (малых возмущений) при движении источника возмущений (источника звука).

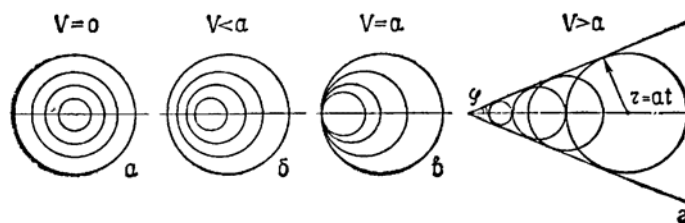


Рис. 4 Распространение волн слабых возмущений из источников возмущений, движущихся с различными скоростями

Если источник возмущений неподвижен, то волны будут распространяться с одинаковой скоростью во все стороны в виде концентрических сфер, в центре которых находится источник возмущения. Каждое возмущение (звуковая волна) представляет собой местное уплотнение молекул воздуха, которое передается от одного слоя молекул к другому, удаляясь от источника возмущения (Рис. 4, а).

При движении точечного источника возмущения со скоростью, меньшей скорости звука, звуковые волны идут как вперед, так и назад (Рис. 4, б). В результате сферические волны будут смещены в сторону, обратную движению источника возмущений, однако источник останется внутри сфер.

Если скорость движения точечного источника возмущений сравняется со скоростью звука, то возмущения, вызванные источником, не успевают уйти от источника и в месте нахождения источника возмущений в каждый данный момент происходит наложение возмущений друг на друга. Образовавшаяся в результате этих наложений фронтальная поверхность разделяет пространство на две области: возмущенную (сзади источника) и невозмущенную (перед источником), как показано на Рис. 4, в.

При движении точечного источника возмущений со скоростью, превышающей скорость движения звуковой волны (скорость звука), возмущения, им создаваемые, должны оставаться позади источника (Рис. 4, г). Область, в которой распространяются малые возмущения от точечного источника возмущений, называется конусом слабых возмущений. Внутри конуса среда возмущена, вне конуса находится область, где возмущений от данного источника нет. Поверхность конуса служит естественной границей, разделяющей среду на две области - возмущенную и невозмущенную. Эту поверхность называют граничной волной слабых возмущений или границей возмущений. Граничные волны слабых возмущений образуются при движении со скоростью, превышающей скорость звука не только материальной точки, но и тонких тел с острой передней кромкой, а также при обтекании сверхзвуковым потоком поверхностей крыла, фюзеляжа и других частей самолета. Угол φ между границей возмущений и направлением движения источника возмущений называется углом малых возмущений.

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУХА

ОСНОВЫ МОЛЕКУЛЯРНО-КИНЕТИЧЕСКОЙ ТЕОРИИ

Все вещества (твердые, жидкие, газообразные) состоят из молекул. Молекула - это частица, обладающая свойствами вещества.

Установлено, что при температуре нуль градусов и атмосферном давлении 760 мм рт. ст. в каждом 1 см^3 содержится $2,7 \cdot 10^{19}$ молекул, а линейный размер молекулы составляет (имеет порядок) $1 \cdot 10^{-8}$ мм.

Состояние вещества (твердое, жидкое, газообразное) характеризуется расстоянием между молекулами. Все молекулы имеют свойство взаимного притяжения и отталкивания, зависящее от расстояния между ними.

У твердых тел расстояния между молекулами очень малы и силы взаимного притяжения молекул велики. Молекулы совершают незначительные колебательные движения. У жидких веществ расстояния между молекулами больше, они движутся в разных направлениях. Но силы притяжения еще достаточно велики и молекулы не отрываются друг от друга.

У газообразных веществ расстояния между молекулами значительно больше самих молекул, взаимное притяжение очень мало, молекулы движутся в различных направлениях и с различной скоростью. При движении молекулы испытывают около нескольких миллиардов столкновений в секунду, меняя при этом направление и скорость.

Каждая молекула при поступательном движении обладает кинетической энергией

$$E_{кин} = \frac{mV^2}{2},$$

где $E_{кин}$ - кинетическая энергия молекулы, Дж;

m - масса молекулы, кг;

V - скорость движения молекулы, м/с.

Если в уравнение Клаузиуса (1.1) (основное уравнение молекулярно-кинетической теории газов) подставить значения уравнения Бойля-Мариотта - Гей-Люссака (1.2)

$$Pv = \frac{2}{3} E_{кин}, \quad (1.1)$$

$$Pv = RT, \quad (1.2)$$

то получим:

$$E_{кин} = \frac{3}{2} RT, \quad (1.3)$$

где $E_{кин}$ - кинетическая энергия, Дж;

R - газовая постоянная, Дж/кг К (или кгс м/кг град);

T - температура, К;

v - удельный объем воздуха, $\text{м}^3/\text{кг}$.

Разделив R на N_0 (число Авогадро, показывающее число молекул в грамм-молекуле газа и равное $\approx 6,02 \cdot 10^{23} \text{ 1/моль}$), получим отношение, которое называется постоянной Больцмана K , равная $5,67 \text{ эв}^{\circ}\text{К}^{-1}$.

Подставим K в уравнение (1.3), получим уравнение кинетической энергии одной молекулы газа.

$$E_{кин} = \frac{3}{2} KT. \quad (1.4)$$

Энергия всех молекул вместе рассматривается как внутренняя энергия вещества. При понижении температуры вещества (газа) энергия хаотически движущихся молекул понижается. Из уравнения можно сделать вывод, что кинетическая энергия молекул зависит только от температуры газа и не зависит от изменения объема, в который газ заключен.

Согласно молекулярно-кинетической теории воздух рассматривается как совокупность большого количества молекул. Свободный пробег молекул по сравнению с размерами частей самолета ничтожно мал, поэтому воздух рассматривают как сплошную среду, в которой отдельные частицы соприкасаются друг с другом. Частица воздуха - это огромное скопление молекул, которые находятся в хаотическом движении независимо от того, находится ли частица в движении или в покое. Средняя скорость молекул, составляющих частицу, отличается от средней скорости хаотического движения на величину скорости движения частицы в данной среде и в данном направлении.

УСТАНОВИВШИЙСЯ ВОЗДУШНЫЙ ПОТОК

Установившимся воздушным потоком называется такое течение воздуха, при котором скорость потока в любой точке, а также основные параметры (давление, температура и плотность) не изменяются с течением времени. То есть, если через определенные промежутки времени мы в одной и той же точке будем измерять скорость и другие параметры воздуха и при всех измерениях величины параметров одинаковы, то этот воздушный поток установившийся. Если же измеряемые величины меняются, то поток - неустановившийся. В аэродинамике рассматривают только установившийся воздушный поток. Основным понятием аэродинамики является понятие элементарной струйки воздуха.

Элементарная струйка - это мысленно выделенный поток (небольшой замкнутый контур в виде трубки), через боковую поверхность которого воздух протекать не может ни вовнутрь, ни наружу.

ЛАМИНАРНЫЙ И ТУРБУЛЕНТНЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ПОТОК

Ламинарный - это воздушный поток, в котором струйки воздуха движутся в одном направлении и параллельны друг другу. При увеличении скорости до определенной величины струйки воздушного потока кроме поступательной скорости также приобретают быстро меняющиеся скорости, перпендикулярные к направлению поступательного движения. Образуется поток, который называется **турбулентным**, т. е. беспорядочным.

ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Пограничный слой - это слой, в котором скорость воздуха изменяется от нуля до величины, близкой к местной скорости воздушного потока.

При обтекании тела воздушным потоком (Рис. 5) частицы воздуха не скользят по поверхности тела, а тормозятся, и скорость воздуха у поверхности тела становится равной нулю. При удалении от поверхности тела скорость воздуха возрастает от нуля до скорости течения воздушного потока.

Толщина пограничного слоя измеряется в миллиметрах и зависит от вязкости и давления воздуха, от профиля тела, состояния его поверхности и положения тела в воздушном потоке. Толщина пограничного слоя постепенно увеличивается от передней к задней кромке. В пограничном слое характер движения частиц воздуха отличается от характера движения вне его.

Рассмотрим частицу воздуха А (Рис. 6), которая находится между струйками воздуха со скоростями U_1 и U_2 , за счет разности этих скоростей, приложенных к противоположным точкам частицы, она вращается и тем больше, чем ближе находится эта частица к поверхности тела (где разность скоростей наибольшая). При удалении от поверхности тела вращательное движение частицы замедляется и становится равным нулю ввиду равенства скорости воздушного потока и скорости воздуха пограничного слоя.

Позади тела пограничный слой переходит в спутную струю, которая по мере удаления от тела размывается и исчезает. Завихрения в спутной струе попадают на хвостовое оперение самолета и снижают его эффективность, вызывают тряску (явление Бафтинга).

Пограничный слой разделяют на ламинарный и турбулентный (Рис. 7). При установившемся ламинарном течении пограничного слоя проявляются только силы внутреннего трения, обусловленные вязкостью воздуха, поэтому сопротивление воздуха в ламинарном слое мало.

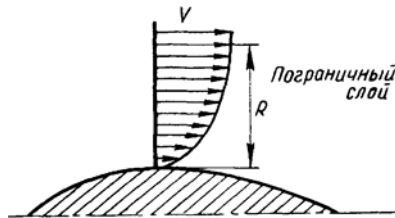


Рис. 5 Изменение скорости течения воздуха в пограничном слое

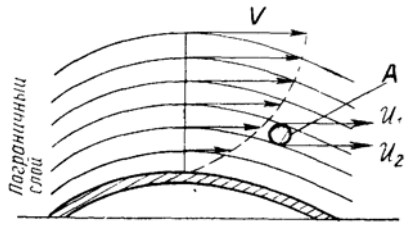


Рис. 6 Обтекание тела воздушным потоком - торможение потока в пограничном слое

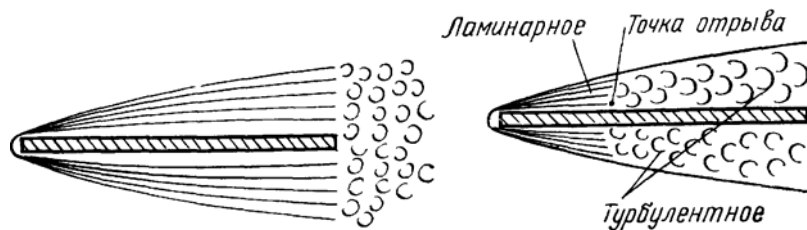


Рис. 7 Ламинарное и турбулентное течение

В турбулентном пограничном слое наблюдается непрерывное перемещение струек воздуха во всех направлениях, что требует большего количества энергии для поддержания беспорядочного вихревого движения и, как следствие этого, создается большее по величине сопротивление воздушного потока движущемуся телу.

Для определения характера пограничного слоя служит коэффициент C_f . Тело определенной конфигурации имеет свой коэффициент. Так, например, для плоской пластины коэффициент сопротивления ламинарного пограничного слоя равен:

$$C_f = \frac{1,328}{\sqrt{R_e}}, \quad (1.5)$$

для турбулентного слоя

$$C_f = \frac{0,074}{\sqrt[5]{R_e}}, \quad (1.6)$$

где R_e - число Рейнольдса, выражающее отношение инерционных сил к силам трения и определяющее отношение двух составляющих - профильное сопротивление (сопротивление формы) и сопротивление трения. Число Рейнольдса R_e определяется по формуле:

$$R_e = \frac{VI}{\gamma},$$

где V - скорость воздушного потока,

I - характер размера тела,

γ - кинетический коэффициент вязкости сил трения воздуха.

При обтекании тела воздушным потоком в определенной точке происходит переход пограничного слоя из ламинарного в турбулентный. Эта точка называется точкой перехода. Расположение ее на поверхности профиля тела зависит от вязкости и давления воздуха, скорости струек воздуха, формы тела и его положения в воздушном потоке, а также от шероховатости поверхности. При создании профилей крыльев конструкторы стремятся отнести эту точку как можно дальше от передней кромки профиля, чем

достигается уменьшение сопротивления трения. Для этой цели применяют специальные ламинизированные профили, увеличивают гладкость поверхности крыла и ряд других мероприятий.

При увеличении скорости воздушного потока или увеличении угла положения тела относительно воздушного потока до определенной величины в некоторой точке происходит отрыв пограничного слоя от поверхности, при этом резко уменьшается давление за этой точкой.

В результате того, что у задней кромки тела давление больше чем за точкой отрыва, происходит обратное течение воздуха из зоны большего давления в зону меньшего давления к точке отрыва, которое влечет за собой отрыв воздушного потока от поверхности тела (Рис. 8).

Ламинарный пограничный слой отрывается легче от поверхности тела, чем турбулентный.

УРАВНЕНИЕ НЕРАЗРЫВНОСТИ СТРУИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

Уравнение неразрывности струи воздушного потока (постоянства расхода воздуха) - это уравнение аэродинамики, вытекающее из основных законов физики - сохранения массы и инерции - и устанавливающее взаимосвязь между плотностью, скоростью и площадью поперечного сечения струи воздушного потока.

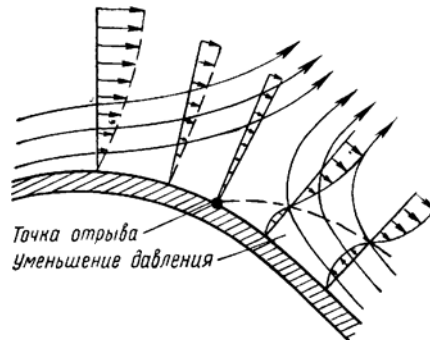


Рис. 8 Течение в пограничном слое вблизи точки отрыва

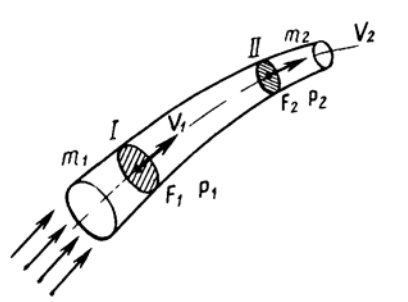


Рис. 9 Пояснение к закону неразрывности струи воздушного потока

При рассмотрении его принимают условие, что изучаемый воздух не обладает свойством сжимаемости (Рис. 9).

В струйке переменного сечения через сечение I протекает за определенный промежуток времени секундный объем воздуха, этот объем равен произведению скорости воздушного потока на поперечное сечение F.

Секундный массовый расход воздуха m равен произведению секундного расхода воздуха на плотность ρ воздушного потока струйки. Согласно закону сохранения энергии, масса воздушного потока струйки m_1 , протекающего через сечение I (F_1), равна массе m_2 данного потока, протекающего через сечение II (F_2), при условии, если воздушный поток установившийся:

$$m_1 = m_2 = const, \quad (1.7)$$

$$m_1 F_1 V_1 = m_2 F_2 V_2 = const. \quad (1.8)$$

Это выражение и называется уравнением неразрывности струи воздушного потока струйки.

Так как мы рассматриваем несжимаемый воздушный поток, где плотность струи ρ_1 сечения F_1 равна плотности струи ρ_2 сечения F_2 , $\rho_1 = \rho_2 = const$, то уравнение можно записать в следующем виде:

$$F_1 V_1 = F_2 V_2 = const. \quad (1.9)$$

Итак, из формулы видно, что через различные сечения струйки в определенную единицу времени (секунду) проходит одинаковый объем воздуха, но с разными скоростями.

Запишем уравнение (1.9) в следующем виде:

$$\frac{F_1}{F_2} = \frac{V_2}{V_1} = const.$$

Из формулы видно, что скорость воздушного потока струи обратно пропорциональна площади поперечного сечения струи и наоборот.

Тем самым уравнение неразрывности струи воздушного потока устанавливает взаимосвязь между сечением струи и скоростью при условии, что воздушный поток струи установившийся.

СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ И СКОРОСТНОЙ НАПОР УРАВНЕНИЕ БЕРНУЛЛИ

Самолет, находящийся в неподвижном или подвижном относительно него воздушном потоке, испытывает со стороны последнего давление, в первом случае (когда воздушный поток неподвижен) - это статическое давление и во втором случае (когда воздушный поток подвижен) - это динамическое давление, оно чаще называется скоростным напором. Статическое давление в струйке аналогично давлению покоящейся жидкости (вода, газ). Например: вода в трубе, она может находиться в состоянии покоя или движения, в обоих случаях стенки трубы испытывают давление со стороны воды. В случае движения воды давление будет несколько меньше, так как появился скоростной напор.

Согласно закону сохранения энергии, энергия струйки воздушного потока в различных сечениях струйки воздуха есть сумма кинетической энергии потока, потенциальной энергии сил давления, внутренней энергии потока и энергии положения тела. Эта сумма - величина постоянная:

$$E_{кин} + E_p + E_{вн} + E_n = const \quad (1.10)$$

Кинетическая энергия ($E_{кин}$) - способность движущегося воздушного потока совершать работу. Она равна

$$E_{кин} = \frac{mV^2}{2} \quad (1.11)$$

где m - масса воздуха, кгс с²м; V -скорость воздушного потока, м/с. Если вместо массы m подставить массовую плотность воздуха ρ , то получим формулу для определения скоростного напора q (в кгс/м²)

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \quad (1.12)$$

Потенциальная энергия E_p - способность воздушного потока совершать работу под действием статических сил давления. Она равна (в кгс-м)

$$E_p = PFS, \quad (1.13)$$

где P - давление воздуха, кгс/м²; F - площадь поперечного сечения струйки воздушного потока, м²; S - путь, пройденный 1 кг воздуха через данное сечение, м; произведение SF называется удельным объемом и обозначается ν , подставляя значение удельного объема воздуха в формулу (1.13), получим

$$E_p = P\nu. \quad (1.14)$$

Внутренняя энергия $E_{вн}$ - это способность газа совершать работу при изменении его температуры:

$$E_{вн} = \frac{C\nu T}{A}, \quad (1.15)$$

где $C\nu$ - теплоемкость воздуха при неизменном объеме, кал/кг-град; T -температура по шкале Кельвина, К; A - термический эквивалент механической работы (кал-кг-м).

Из уравнения видно, что внутренняя энергия воздушного потока прямо пропорциональна его температуре.

Энергия положения E_n - способность воздуха совершать работу при изменении положения центра тяжести данной массы воздуха при подъеме на определенную высоту и равна

$$E_n = mh \quad (1.16)$$

где h - изменение высоты, м.

Ввиду мизерно малых значений разности центров тяжести масс воздуха по высоте в струйке воздушного потока этой энергией в аэродинамике пренебрегают.

Рассматривая во взаимосвязи все виды энергии применительно к определенным условиям, можно сформулировать закон Бернулли, который устанавливает связь между статическим давлением в струйке воздушного потока и скоростным напором.

Рассмотрим трубу (Рис. 10) переменного диаметра (1, 2, 3), в которой движется воздушный поток. Для измерения давления в рассматриваемых сечениях используют манометры. Анализируя показания манометров, можно сделать заключение, что наименьшее динамическое давление показывает манометр сечения 3-3. Значит, при сужении трубы увеличивается скорость воздушного потока и давление падает.

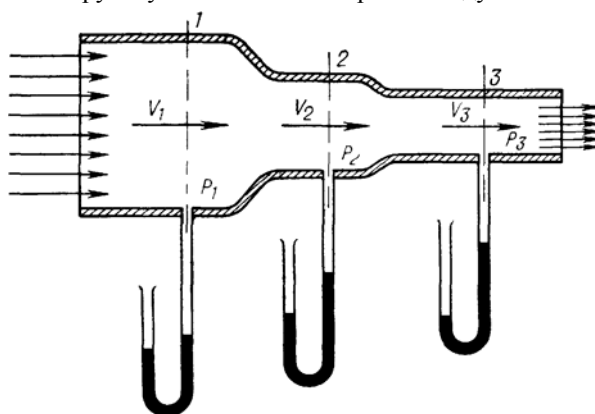


Рис. 10 Объяснение закона Бернулли

Причиной падения давления является то, что воздушный поток не производит никакой работы (трение не учитываем) и поэтому полная энергия воздушного потока остается постоянной. Если считать температуру, плотность и объем воздушного потока в различных сечениях постоянными ($T_1=T_2=T_3; \rho_1=\rho_2=\rho_3, V_1=V_2=V_3$), то внутреннюю энергию можно не рассматривать.

Значит, в данном случае возможен переход кинетической энергии воздушного потока в потенциальную и наоборот.

Когда скорость воздушного потока увеличивается, то увеличивается и скоростной напор и соответственно кинетическая энергия данного воздушного потока.

Подставим значения из формул (1.11), (1.12), (1.13), (1.14), (1.15) в формулу (1.10), учитывая, что внутренней энергией и энергией положения мы пренебрегаем, преобразуя уравнение (1.10), получим

$$P_1 + \frac{\rho_1 V_1^2}{2} = P_2 + \frac{\rho_2 V_2^2}{2} = P_3 + \frac{\rho_3 V_3^2}{2}. \quad (1.17)$$

Это уравнение для любого сечения струйки воздуха пишется следующим образом:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = const.$$

Такой вид уравнения является самым простым математическим уравнением Бернулли и показывает, что сумма статического и динамического давлений для любого сечения струйки установившегося воздушного потока есть величина постоянная. Сжимаемость в данном случае не учитывается. При учете сжимаемости вносятся соответствующие поправки.

Для наглядности закона Бернулли можно провести опыт. Взять два листка бумаги, держа параллельно друг другу на небольшом расстоянии, подуть в промежуток между ними.

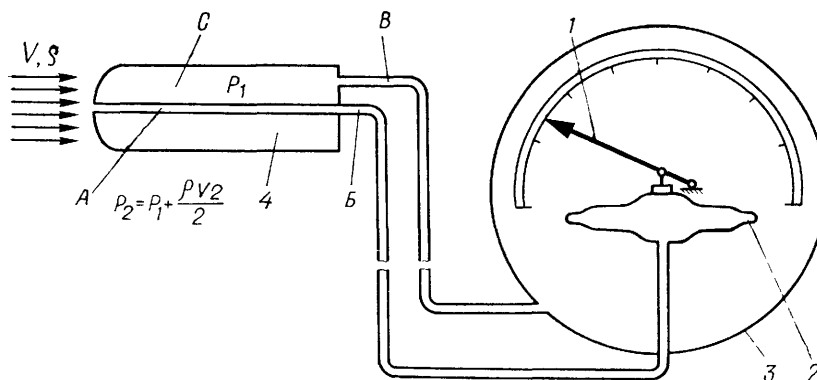


Рис. 11 Измерение скорости воздушного потока

Листы сближаются. Причиной их сближения является то, что с внешней стороны листов давление атмосферное, а в промежутке между ними вследствие наличия скоростного напора воздуха давление

уменьшилось и стало меньше атмосферного. Под действием разности давлений листки бумаги прогибаются вовнутрь.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ

Экспериментальная установка для исследования явлений и процессов, сопровождающих обтекание тел потоком газа называется аэродинамической трубой. Принцип действия аэродинамических труб основан на принципе относительности Галилея: вместо движения тела в неподвижной среде изучается обтекание неподвижного тела потоком газа. В аэродинамических трубах экспериментально определяются действующие на ЛА аэродинамические силы и моменты, исследуются распределения давления и температуры по его поверхности, наблюдается картина обтекания тела, изучается аэроупругость и т.д.

Аэродинамические трубы в зависимости от диапазона **чисел Маха M** разделяются на **дозвуковые** ($M=0,15-0,7$), **трансзвуковые** ($M=0,7-1,3$), **сверхзвуковые** ($M=1,3-5$) и **гиперзвуковые** ($M=5-25$), по принципу действия - на **компрессорные (непрерывного действия)**, в которых поток воздуха создается спец компрессором, и **баллонные с повышенным давлением**, по компоновке контура - на **замкнутые и незамкнутые**.

Компрессорные трубы имеют высокий КПД, они удобны в работе, но требуют создания уникальных компрессоров с большими расходами газа и большой мощности. Баллонные аэродинамические трубы по сравнению с компрессорными менее экономичны, поскольку при дросселировании газа часть энергии теряется. Кроме того, продолжительность работы баллонных аэродинамических труб ограничена запасом газа в баллонах и составляет для различных аэродинамических труб от десятков секунд до несколько минут.

Широкое распространение баллонных аэродинамических труб обусловлено тем, что они проще по конструкции а мощности компрессоров, необходимые для наполнения баллонов, относительно малы. В аэродинамических трубах с замкнутым контуром используется значительная часть кинетической энергии, оставшейся в газовом потоке после его прохождения через рабочую область, что повышает КПД трубы. При этом, однако, приходится увеличивать общие размеры установки.

В дозвуковых аэродинамических трубах исследуются аэродинамические характеристики дозвуковых самолетов вертолетов а также характеристики сверхзвуковых самолетов на взлетно-посадочных режимах. Кроме того, они используются для изучения обтекания автомобилей и др. наземных транспортных средств, зданий, монументов, мостов и др. объектов. На рис показана схема дозвуковой аэродинамической трубы с замкнутым контуром.

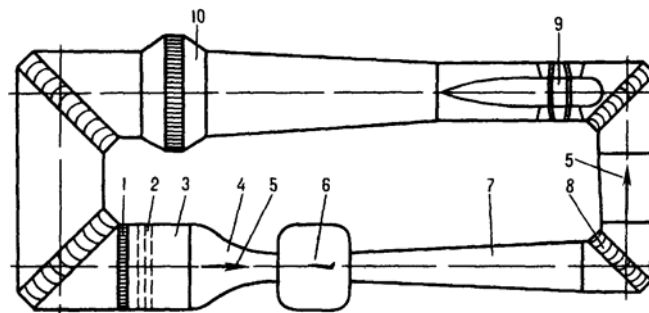


Рис. 12 Схема дозвуковой компрессорной аэродинамической трубы.

1- хонейкомб 2 - сетки 3 - форкамера 4 - конфузур 5 - направление потока 6 - рабочая часть с моделью
7 - диффузор, 8 - колено с поворотными лопатками, 9 - компрессор 10 - воздухоохладитель

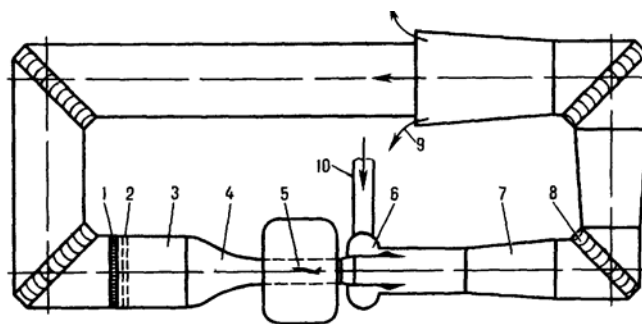


Рис. 13 Схема баллонной трансзвуковой эжекторной аэродинамической трубы

1 - хонейкомб 2 - сетки 3 - форкамера 4 - конфузур 5 - перфорированная рабочая часть с моделью 6 - эжектор 7 - диффузор 8 - колено с направляющими лопатками 9 - выброс воздуха 10 - подвод воздуха от баллонов

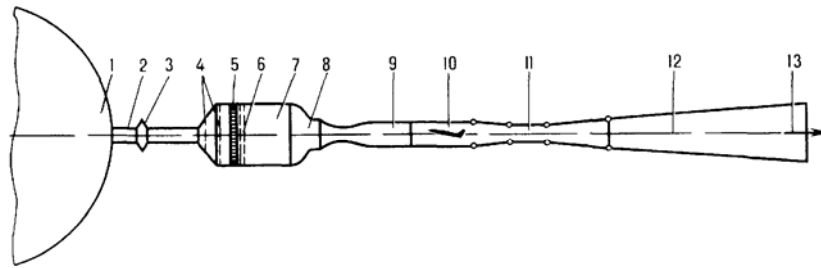


Рис. 14 Схема сверхзвуковой баллонной аэродинамической трубы

1 - баллон со сжатым воздухом 2 - трубопровод 3 - регулирующий дроссель 4 - выравнивающие сетки 5 - хонейкомб 6 - детурбулизирующие сетки 7 - форкамера 8 - конфузор 9 - сверхзвуковое сопло 10 - рабочая часть с моделью 11 - сверхзвуковой диффузор 12 - дозвуковой диффузор 13 - выброс в атмосферу

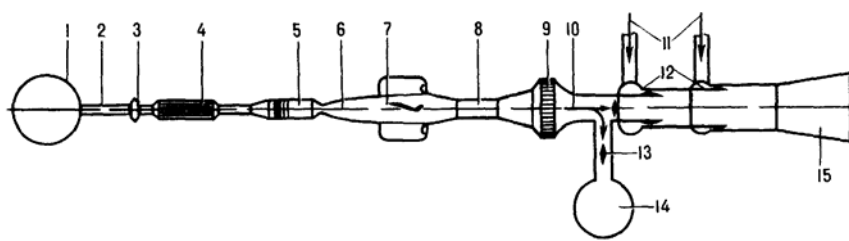


Рис. 15 Схема баллонной гиперзвуковой аэродинамической трубы

1 - баллон с высоким давлением 2 - трубопровод 3 - регулирующий дроссель 4 - подогреватель 5 - форкамера с хонейкомбом и сетками 6 - гиперзвуковое осесимметричное сопло 7 - рабочая часть с моделью 8 - гиперзвуковой осесимметричный диффузор 9 - воздухоохладитель 10 - направление потока 11 - подвод воздуха в эжекторы 12 - эжекторы 13 - затворы 14 - вакуумная емкость 15 - дозвуковой диффузор

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

ОБТЕКАНИЕ ТЕЛ ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ

При обтекании твердого тела воздушный поток подвергается деформации, что приводит к изменению скорости, давления, температуры и плотности в струйках потока. Таким образом, около поверхности обтекаемого тела создается область переменных скоростей и давлений воздуха. Наличие различных по величине давлений у поверхности твердого тела приводит к возникновению аэродинамических сил и моментов. Распределение этих сил зависит от характера обтекания тела, его положения в потоке, конфигурации тела. Для изучения физической картины обтекания твердых тел применяются различные способы показа видимой картины обтекания тела. Видимую картину обтекания тел воздушным потоком принято называть **аэродинамическим спектром**.

Для получения аэродинамических спектров применяют такие приборы, как дымканалы (Рис. 16), используют шелковинки, оптические меры исследования (для сверхзвуковых потоков) и др.

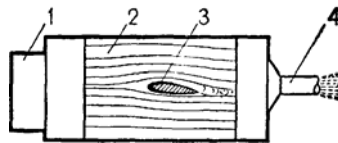


Рис. 16 Дымканал

1 - источник дыма; 2 - струйки дыма; 3 - обтекаемое тело; 4 - вентилятор

В дымканале аэродинамический спектр создается струйками дыма, выпускаемыми из специального дымаля в поток воздуха, обтекающий тело.

Сущность способа с использованием шелковинки состоит в том, что в интересующих местах на поверхность обтекаемого тела наклеиваются специальные шелковинки, которые при обдуве тела располагаются вдоль обтекающих тело струек. По положению шелковинки судят о характере движения потока вблизи поверхности тела.

Рассмотрим аэродинамические спектры некоторых тел.

Плоская пластинка (Рис. 17), помещенная в поток под углом 90° , создает довольно резкое изменение направления движения потока, обтекающего ее: торможение потока перед ней, поджатие струек у ее краев и образование непосредственно за краем пластинки разрежения и больших вихрей, которые заполняют всю область за пластинкой. Позади пластинки можно наблюдать хорошо заметную спутную струю. Перед пластинкой давление будет больше чем в невозмущенном потоке, а за пластинкой вследствие разрежения давление уменьшится.

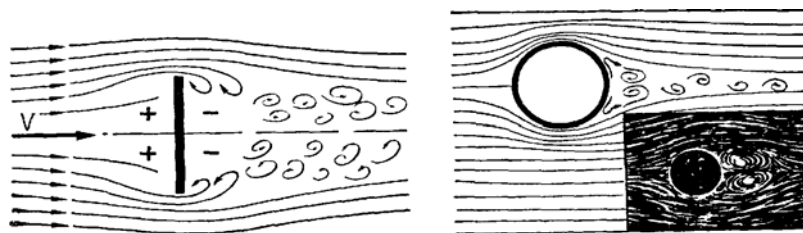


Рис. 17 Аэродинамический спектр плоской пластинки и шара

Симметричное удобообтекаемое (каплеобразное) тело имеет более плавный характер обтекания как в передней, так и в хвостовой частях.

В сечении А - В (наибольшая величина поперечного сечения аэродинамический спектр показывает наибольшую деформацию струек, наибольшее их поджатие. В хвостовой части образуются небольшие завихрения потока, которые создают спутную струю и уносятся потоком, постепенно затухая (Рис. 18).

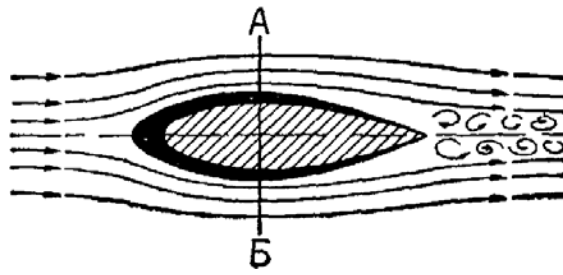


Рис. 18 Аэродинамический спектр удобообтекаемого тела

Удобообтекаемое несимметричное тело по характеру обтекания близко к удобообтекаемому симметричному, и отличается величиной деформации струек в верхней и нижней частях тела (см. Рис. 19).

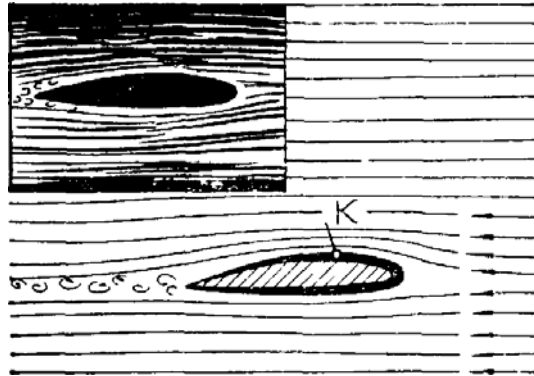


Рис. 19 Аэродинамический спектр удобообтекаемого несимметричного тела (профиля крыла)

Наибольшая деформация струек наблюдается там, где тело имеет наибольшую величину искривления поверхности тела (точка К). В районе этой точки струйки поджимаются, поперечное сечение их уменьшается. Нижняя, менее искривленная поверхность мало влияет на характер обтекания. Здесь имеет место так называемое несимметричное обтекание. При обтекании воздушным потоком симметричных (и несимметричных) удобообтекаемых тел, помещенных под некоторым углом α к вектору скорости невозмущенного потока (Рис. 20), также будем иметь картину несимметричного обтекания и получим аэродинамический спектр, аналогичный тому, что получается при обтекании несимметричного удобообтекаемого тела (см. Рис. 19).

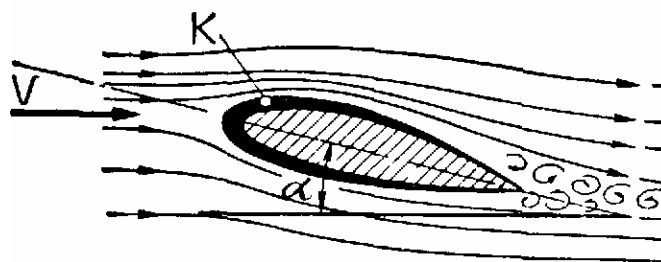


Рис. 20 Аэродинамический спектр удобообтекаемого тела (профиля крыла), помещенного в поток под углом α

На верхней поверхности тела, в месте наибольшего поджатия струек, согласно закону неразрывности струй будет наблюдать местное увеличение скорости потока и, следовательно, уменьшение давления. На нижней поверхности деформация потока будет меньше и, следовательно, меньше изменение скорости и давления.

Нетрудно заметить, что степень деформации струек в потоке будет зависеть от конфигурации тела и его положения в потоке. Зная спектр обтекания тела, можно для каждой его точки подсчитать величину давления воздуха и таким образом судить о величинах и характере действия аэродинамических сил. Так как на различные точки поверхности обтекаемого тела (профиля крыла) действуют разные по величине силы давления, результирующая их будет отлична от нуля. Это различие давлений в разных точках поверхности движущегося крыла является основным фактором, обуславливающим появление аэродинамических сил.

Величины давлений на поверхность для различных тел определяют в лабораториях путем продувки в аэродинамических трубах. Полученные значения давлений для каждой точки наносят на специальные графики (Рис. 21)

Кроме сил давления, на поверхность крыла по касательной к ней действуют силы трения, которые обусловлены вязкостью воздуха и целиком определяются процессами, происходящими в пограничном слое.

Суммируя распределенные по поверхности крыла силы давления и трения, получим равнодействующую силу, которая называется *полной аэродинамической силой*.

Точка приложения полной аэродинамической силы на хорде профиля крыла называется *центром давления*.

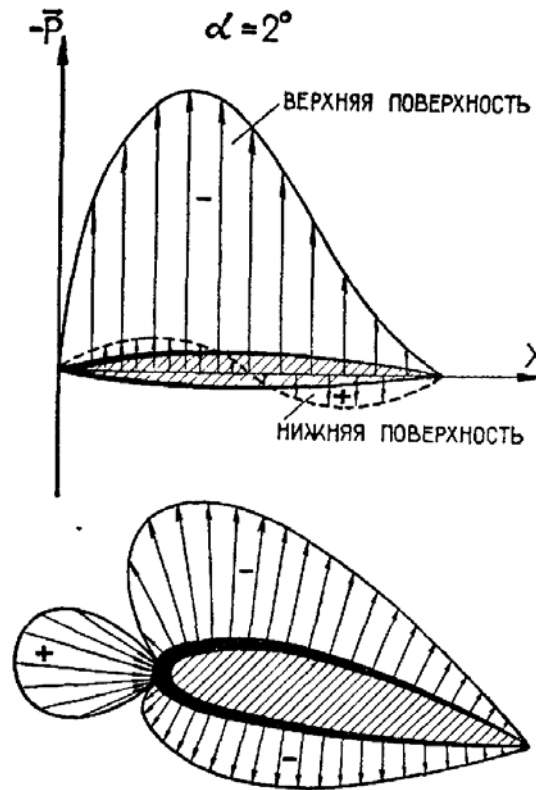


Рис. 21 Распределение давлений по профилю крыла

КРЫЛО И ЕГО НАЗНАЧЕНИЕ

Крыло самолета предназначено для создания подъемной силы, необходимой для поддержки самолета в воздухе.

Аэродинамическое качество крыла тем больше, чем больше подъемная сила и меньше лобовое сопротивление.

Подъемная сила и лобовое сопротивление крыла зависят от геометрических характеристик крыла. Геометрические характеристики крыла в основном сводятся к характеристикам крыла в плане и характеристикам профиля крыла.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Геометрические характеристики крыла сводятся в основном к характеристикам формы крыла в плане и к характеристикам профиля крыла. Крылья современных самолетов по форме в плане могут быть (Рис. 22): *эллипсовидные (а), прямоугольные (б), трапециевидные (в), стреловидные (г) и треугольные (д)*

Наилучшей в аэродинамическом отношении является эллипсовидная форма, но такое крыло сложно в производстве, поэтому редко применяется. Прямоугольное крыло менее выгодно с точки зрения аэродинамики, но значительно проще в изготовлении. Трапециевидное крыло по аэродинамическим характеристикам лучше прямоугольного, но несколько сложнее в изготовлении.

Стреловидные и треугольные в плане крылья в аэродинамическом отношении на дозвуковых скоростях уступают трапециевидным и прямоугольным, но на околозвуковых и сверхзвуковых имеют значительные преимущества. Поэтому такие крылья применяются только на самолетах, летающих на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

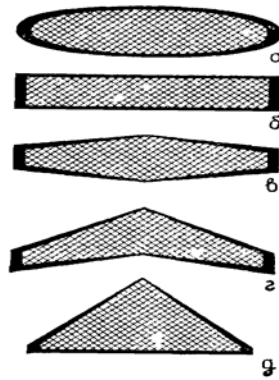


Рис. 22 Формы крыльев в плане

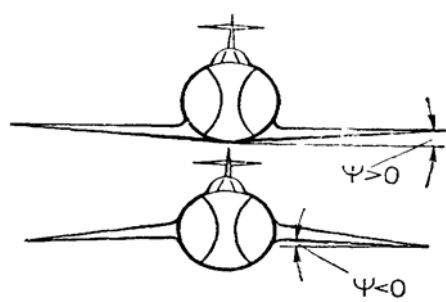


Рис. 23 Угол поперечного V крыла

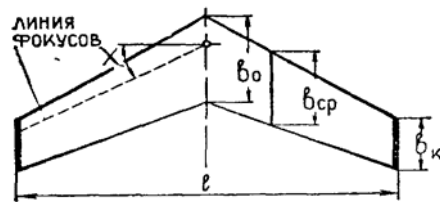


Рис. 24 Геометрические характеристики крыла

Форма крыла в плане характеризуется размахом, площадью удлинением, сужением, стреловидностью (Рис. 24) и поперечным V (Рис. 23)

Размахом крыла L называется расстояние между концами крыла по прямой линии.

Площадь крыла в плане $S_{кр}$ ограничена контурами крыла.

Площадь трапецевидного и стреловидного крыльев вычисляет как площади двух трапеций

$$S_{кр} = 2 \frac{b_k + b_o}{2} \cdot \frac{l}{2} = l \cdot b_{ср} [M^2] \quad (2.1)$$

где b_0 - корневая хорда, м;

b_k - концевая хорда, м;

$$b = \frac{b_o + b_k}{2} \quad \text{- средняя хорда крыла, м.}$$

Удлинением крыла λ называется отношение размаха крыла к средней хорде

$$\lambda = \frac{l}{b_{ср}} \quad (2.2)$$

Если вместо $b_{ср}$ подставить его значение из равенства (2.1), то удлинение крыла будет определяться по формуле

$$\lambda = \frac{l^2}{S_{кр}} \quad (2.3)$$

Для современных сверхзвуковых и околозвуковых самолетов удлинение крыла не превышает 2- 5. Для самолетов малых скоростей величина удлинения может достигать 12-15, а для планеров до 25.

Сужением крыла η называется отношение осевой хорды к концевой хорде

$$\eta = \frac{b_o}{b_k} \quad (2.4)$$

Для дозвуковых самолетов сужение крыла обычно не превышает 3, а для околозвуковых и сверхзвуковых оно может изменяться в широких пределах.

Углом стреловидности χ называется угол между линией передней кромки крыла и поперечной осью самолета. Стреловидность также может быть замерена по линии фокусов (проходящей на расстоянии 1/4 хорды от ребра атаки) или по другой линии крыла. Для околозвуковых самолетов она достигает 45°, а для сверхзвуковых - до 60°.

Углом поперечного V крыла называется угол между поперечной осью самолета и нижней поверхностью крыла (Рис. 23). У современных самолетов угол поперечного V колеблется от +5° до -15°.

Профилем крыла называется форма его поперечного сечения. Профили могут быть (Рис. 25): симметричными и несимметричными. Несимметричные в свою очередь могут быть двояковыпуклыми, плосковыпуклыми, вогнутовыпуклыми и .S-образными. Чечевицеобразные и клиновидные могут применяться для сверхзвуковых самолетов.

На современных самолетах применяются в основном симметричные и двояковыпуклые несимметричные профили.

Основными характеристиками профиля являются: хорда профиля, относительная толщина, относительная кривизна (Рис. 26).

Хордой профиля b называется отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля.

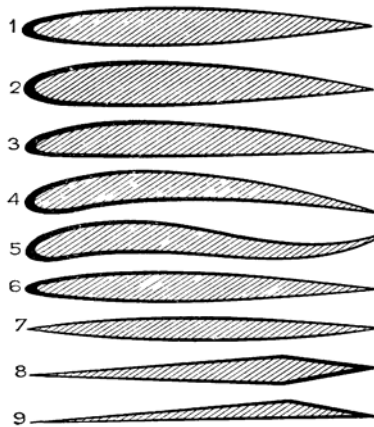


Рис. 25 Формы профилей крыла

1 - симметричный; 2 - не симметричный; 3 - плосковыпуклый; 4 - двояковыпуклый; 5 - S-образный; 6 - ламинизированный; 7 - чечевицеобразный; 8 - ромбовидный; 9 - дельта-видный

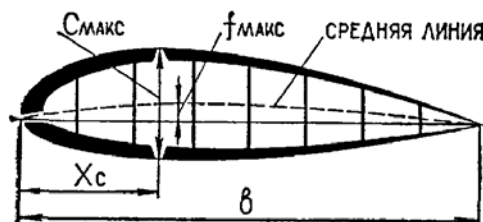


Рис. 26 Геометрические характеристики профиля:

b - хорда профиля; $c_{макс}$ - наибольшая толщина; $f_{макс}$ - стрела кривизны; x_c - координата наибольшей толщины

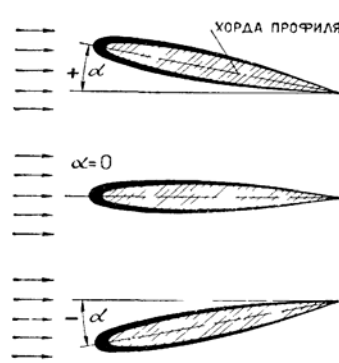


Рис. 27 Углы атаки крыла

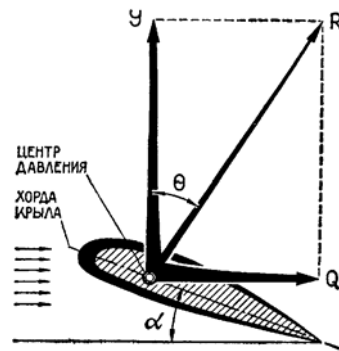


Рис. 28 Полная аэродинамическая сила и точка ее приложения

R - полная аэродинамическая сила; *Y* - подъемная сила; *Q* - сила лобового сопротивления; α - угол атаки; θ - угол качества

Относительной толщиной профиля *c* называется отношение максимальной толщины $C_{\text{макс}}$ к хорде, выраженное в процентах:

$$c = \frac{c_{\text{макс}}}{b} \cdot 100\%. \quad (2.5)$$

Положение максимальной толщины профиля X_c выражается в процентах от длины хорды и отсчитывается от носка

$$\chi_c = \frac{\chi_c}{b} \cdot 100\%. \quad (2.6)$$

У современных самолетов относительная толщина профиля находится в пределах 4-16%.

Относительной кривизной профиля *f* называется отношение максимальной кривизны *f* к хорде, выраженное в процентах.

Максимальное расстояние от средней линии профиля до хорды определяет кривизну профиля. Средняя линия профиля проводится на равном расстоянии от верхнего и нижнего обводов профиля.

$$f = \frac{f_{\text{макс}}}{b} \cdot 100\%. \quad (2.7)$$

У симметричных профилей относительная кривизна равна нулю, для несимметричных же эта величина отлична от нуля и не превышает 4%.

СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА КРЫЛА

Всякое вращательное движение самолета в полете совершается вокруг его центра тяжести. Поэтому важно уметь быстро определять положение ЦТ и знать, как будет изменяться балансировка при изменении его положения. Положение центра тяжести, как правило, ориентируется относительно средней аэродинамической хорды крыла.

Средней аэродинамической хордой крыла (САХ) называется хорда такого прямоугольного крыла, которое имеет одинаковые с данным крылом площадь, величину полной аэродинамической силы и положение центра давления (ЦД) при равных углах атаки (Рис. 29).

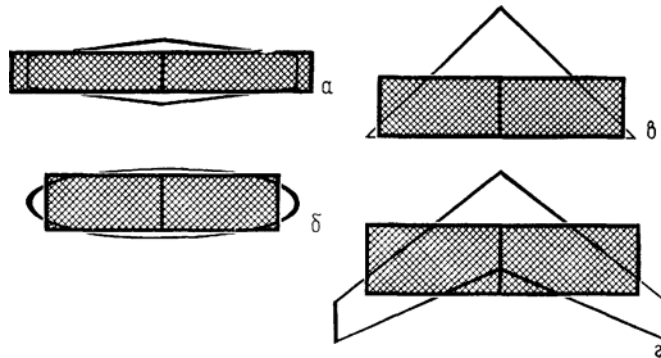


Рис. 29 Средние аэродинамические хорды крыльев

Величина и координаты САХ для каждого самолета определяются в процессе проектирования и указываются в техническом описании.

Если величина и положение САХ данного самолета неизвестны, то их можно определить приближенно. Для трапециевидного незакрученного крыла САХ определяется **путем геометрического построения**. Для этого крыло самолета вычерчивается в плане (и в определенном масштабе). На продолжении корневой хорды откладывается отрезок, равный по величине концевой хорде (Рис. 30), а на продолжении концевой хорды (вперед) откладывается отрезок, равный корневой хорде. Концы отрезков соединяют прямой линией. Затем проводят среднюю линию крыла, соединяя прямой середины корневой и концевой хорд. Через точку пересечения этих двух линий и пройдет средняя аэродинамическая хорда (САХ).

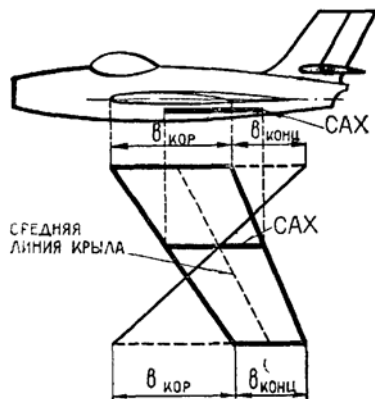
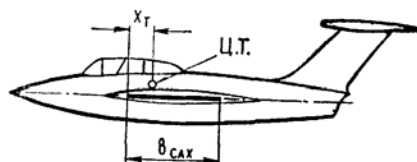


Рис. 30 Геометрическое определение САХ

Зная величину и положение САХ на самолете и приняв ее как базовую линию, определяют относительно нее положение центра тяжести самолета, центра давления крыла и т. д.

Аэродинамическая сила самолета создается крылом и приложена в центре давления. Центр давления и центр тяжести, как правило, не совпадают и поэтому образуется момент сил. Величина этого момента зависит от величины силы и расстояния между ЦТ и центром давления, положение которых определяется как расстояние от начала САХ, выраженное в линейных величинах или в процентах длины САХ.



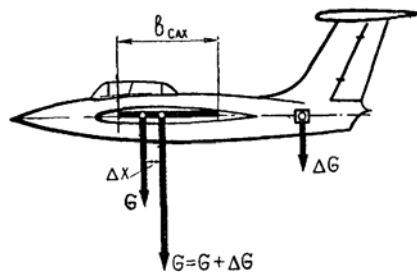


Рис. 31 Положение центра тяжести самолета

Рис. 32 Расчет центровки при изменении веса самолета

ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

Лобовое сопротивление - это сопротивление движению крыла самолета в воздухе. Оно складывается из профильного, индуктивного и волнового сопротивлений:

$$X_{кр} = X_{пр} + X_{инд} + X_{в}. \quad (2.8)$$

Волновое сопротивление рассматриваться не будет, так как возникает на скоростях полета свыше 450 км/ч.

Профильное сопротивление складывается из сопротивления давления и сопротивления трения:

$$X_{пр} = X_{д} + X_{тр} \quad (2.9)$$

Сопротивление давления - это разность давлений перед и за крылом. Чем больше эта разность, тем больше сопротивление давления. Разность давлений зависит от формы профиля, его относительной толщины и кривизны (Рис. 33, на рисунке обозначено C_x - коэффициент профильного сопротивления).

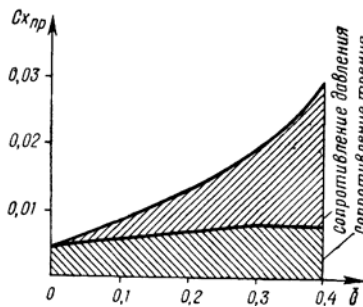


Рис. 33 График зависимости профильного сопротивления от толщины профиля

Чем больше относительная толщина C профиля, тем больше повышается давление перед крылом и больше уменьшается за крылом, на его задней кромке. В результате увеличивается разность давлений и, как следствие, увеличивается сопротивление давления. Обтекание воздушным потоком крыльев самолетов Як-52 и Як-55 в рабочем диапазоне углов атаки (линейный участок характеристики $C_y = f(\alpha)$) происходит без отрыва пограничного слоя со всей поверхности профиля крыла, в результате этого сопротивление давления возникает из-за разности давлений передней части крыла и задней. Величина сопротивления давления невелика. Возникновение сопротивления давления сопровождается образованием слабых вихрей в спутной струе, образующейся из пограничного слоя.

При обтекании профиля крыла воздушным потоком на углах атаки, близких к критическому, сопротивление давления значительно возрастает. При этом размеры завихренной спутной струи и самих вихрей резко увеличиваются.

Сопротивление трения возникает вследствие проявления вязкости воздуха в пограничном слое обтекающего профиля крыла. Величина сил трения зависит от структуры пограничного слоя и состояния обтекаемой поверхности крыла (его шероховатости). В ламинарном пограничном слое воздуха сопротивление трения меньше, чем в турбулентном пограничном слое. Следовательно, чем большую часть поверхности крыла обтекает ламинарный пограничный слой воздушного потока, тем меньше сопротивление трения.

На величину сопротивления трения влияют: скорость самолета; шероховатость поверхности; форма крыла. Чем больше скорость полета, с худшим качеством обработана поверхность крыла и толще профиль крыла, тем больше сопротивление трения.

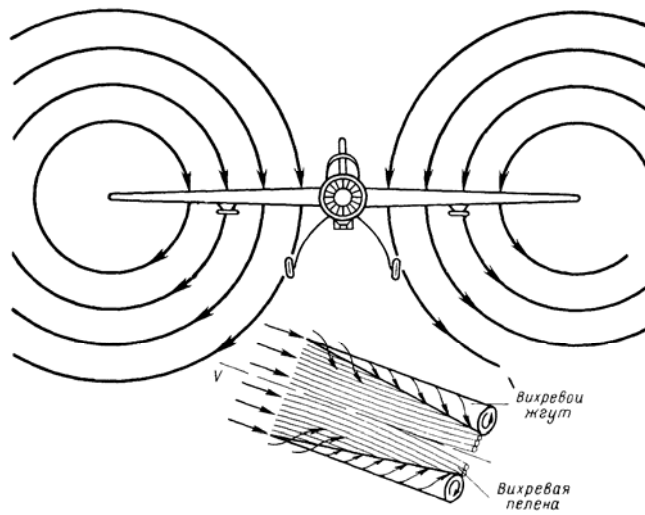


Рис. 34 Обтекание крыла конечного размаха

Для уменьшения сопротивления трения при подготовке самолетов к полету необходимо сохранять гладкость поверхности крыла и частей самолета, особенно носка крыла. Изменение углов атаки на величину сопротивления трения практически не влияет.

Соотношение между сопротивлением трения и сопротивлением давления в большой степени зависит от толщины профиля (см. Рис. 33). На рисунке видно, что с ростом относительной толщины профиля увеличивается доля, приходящаяся на сопротивление давления. Это же можно сказать, анализируя и сопоставляя профили самолетов Як-52 и Як-55.

Индуктивное сопротивление - это прирост лобового сопротивления, связанный с образованием подъемной силы крыла. При обтекании крыла невозмущенным воздушным потоком возникает разность давлений над крылом и под ним. В результате часть воздуха на концах крыльев перетекает из зоны большего давления в зону меньшего давления (Рис. 34).

Поток воздуха перетекает с нижней поверхности крыла на верхнюю и накладывается на воздушный поток, набегающий на верхнюю часть крыла, что приводит к образованию завихренной массы воздуха за задней кромкой, т. е. образуется вихревой жгут. Воздух в вихревом жгуте вращается. Скорость вращения вихревого жгута различна, в центре она наибольшая, а по мере удаления от оси вихря - уменьшается.

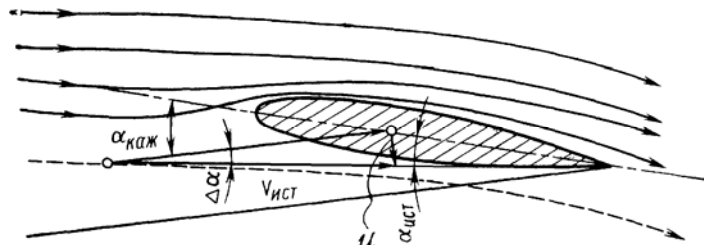


Рис. 35 Отклонение воздушного потока вниз, вызванное вихревым инуром

Так как воздух обладает вязкостью, то вращающийся воздух в жгуте увлекает за собой окружающий воздух. Вихревые жгуты левого и правого полукрыльев вращаются в разные стороны таким образом, что в пределах крыла движение воздушных масс направлено сверху вниз.

Такое движение воздушных масс сообщает воздушному потоку, обтекающему крыло, дополнительную скорость, направленную вниз. При этом любая часть воздуха, обтекающая крыло со скоростью V , отклоняется вниз со скоростью U . Величина этой скорости обратно пропорциональна расстоянию точки от оси вихревого жгута, т. е. в конечном счете от удлинения крыла, от разности давлений над и под крылом и от формы крыла в плане.

Угол $\Delta\alpha$, на который отклоняется поток воздуха, обтекающий крыло со скоростью V , наведенной вертикальной скоростью U , называется **углом скоса потока** (Рис. 35). Величина его зависит от значения вертикальной скорости, индуктированной вихревым жгутом, и скорости набегающего потока V :

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha \approx \Delta\alpha = \frac{U}{V}. \quad (2.10)$$

Поэтому благодаря скосу потока истинный угол атаки $\alpha_{ист}$ крыла в каждом его сечении будет отличаться от геометрического или кажущегося угла атаки $\alpha_{каж}$ на величину $\Delta\alpha$ (Рис. 36):

$$\alpha_{ист} \approx \alpha_{каж} - \Delta\alpha = \alpha_{каж} - \frac{U}{V}. \quad (2.11)$$

Как известно, подъемная сила крыла Y всегда перпендикулярна набегающему потоку, его направлению. Поэтому вектор подъемной силы крыла отклоняется на угол $\Delta\alpha$ и перпендикулярен к направлению воздушного потока V .

Подъемной силой будет не вся сила Y' а ее составляющая Y , направленная перпендикулярно набегающему потоку:

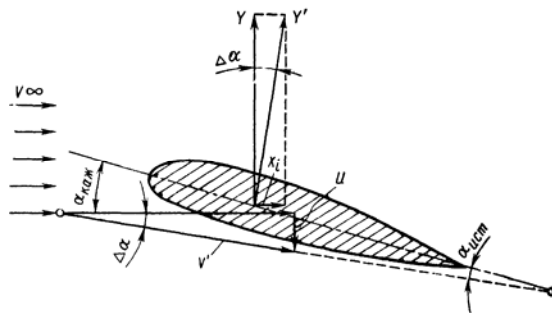


Рис. 36 Образование индуктивного сопротивления

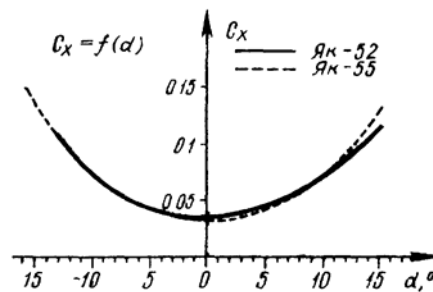


Рис. 37 Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_x от угла атаки самолетов Як-52 и Як-55

$$Y = Y' \cos \Delta\alpha \approx Y'. \quad (2.12)$$

Ввиду малости величины $\Delta\alpha$ считаем $\cos \Delta\alpha \approx 1$. Другая составляющая сила Y' будет равна

$$X_1 = Y' \operatorname{tg} \Delta\alpha \approx Y' \Delta\alpha. \quad (2.13)$$

Эта составляющая направлена по потоку и называется **индуктивным сопротивлением** (Рис. 36).

Чтобы найти величину индуктивного сопротивления, необходимо вычислить скорость U и угол схода потока.

Зависимость угла схода потока от удлинения крыла, коэффициента подъемной силы C_y и формы крыла в плане выражается формулой

$$\Delta\alpha = A = \frac{C_y}{\lambda}. \quad (2.14)$$

где A - коэффициент, учитывающий форму крыла в плане.

Для крыльев самолетов коэффициент A равен

$$A = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{эф}} (1 + \delta). \quad (2.15)$$

где $\lambda_{эф}$ - удлинение крыла без учета площади фюзеляжа, занимающей часть крыла;

δ - величина, зависящая от формы крыла в плане.

Подставим значения формул (2.14), (2.15) в формулу (2.13), преобразуя ее, получим

$$X_i = C_{xi} \frac{\rho \cdot V^2}{2} S, \quad (2.16)$$

где C_{xi} - коэффициент индуктивного сопротивления.

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda}.$$

Он определяется по формуле. Из формулы видно, что C_x прямо пропорционален коэффициенту подъемной силы и обратно пропорционален удлинению крыла.

При угле атаки нулевой подъемной силы α_o индуктивное сопротивление будет равно нулю.

На закритических углах атаки нарушается плавное обтекание профиля крыла и, следовательно, формула определения C_{xi} не приемлема для определения его величины.

Так как величина C_x обратно пропорциональна удлинению крыла, поэтому самолеты, предназначенные для полетов на большие расстояния, имеют большое удлинение крыла: $\lambda=14...15$.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КРЫЛА

С точки зрения аэродинамики наиболее выгодным будет такое крыло, которое обладает способностью создавать возможно большую подъемную силу при возможно меньшем лобовом сопротивлении. Для оценки аэродинамического совершенства крыла вводится понятие аэродинамического качества крыла.

Аэродинамическим качеством крыла называется отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления крыла на данном угле атаки

$$K = \frac{Y}{Q}, \quad (2.17)$$

где Y - подъемная сила, кг;

Q - сила лобового сопротивления, кг. Подставив в формулу значения Y и Q , получим

$$K = \frac{C_y}{C_x}. \quad (2.18)$$

Чем больше аэродинамическое качество крыла, тем оно совершеннее. Величина качества для современных самолетов может достигать **14-15**, а для планеров **45-50**. Это означает, что крыло самолета может создавать подъемную силу, превышающую лобовое сопротивление в **14-15 раз**, а у планеров даже в **50 раз**.

Аэродинамическое качество характеризуется углом θ (см. Рис. 28).

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{Q}{Y}.$$

или

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K}. \quad (2.19)$$

Угол θ между векторами подъемной и полной аэродинамической сил называется углом качества. Чем больше аэродинамическое качество, тем меньше угол качества, и наоборот.

Аэродинамическое качество крыла, как видно из формулы (2.18), зависит от тех же факторов, что и коэффициенты C_y и C_x , т. е. от угла атаки, формы профиля, формы крыла в плане, числа M полета и от обработки поверхности.

ВЛИЯНИЕ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО УГЛА АТАКИ.

По известным значениям аэродинамических коэффициентов C_y и C_x для различных углов атаки строят график $K = f(\alpha)$ (Рис. 38).

Из графика видно, что с увеличением угла атаки до определенной величины аэродинамическое качество возрастает. При некотором угле атаки качество достигает максимальной величины K_{\max} . Этот угол называется *наивыгоднейшим углом атаки, $\alpha_{\text{наив}}$* .

На угле атаки нулевой подъемной силы α_0 где $C_y=0$ аэродинамическое качество будет равно нулю.

Влияние на аэродинамическое качество формы профиля связано с относительными толщиной и кривизной профиля. При этом большое влияние оказывают форма обводов профиля, форма носка и положение максимальной толщины профиля вдоль хорды (Рис. 39).

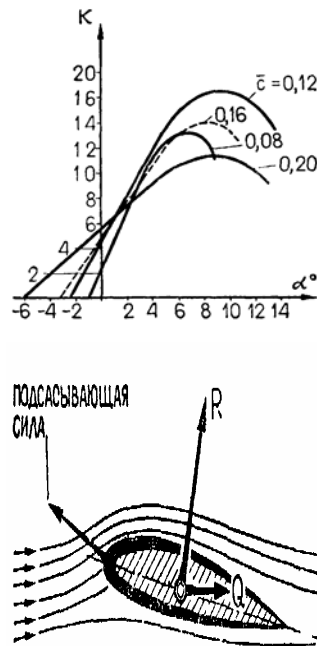


Рис. 38 График зависимости аэродинамического качества от угла атаки

Рис. 39 Зависимость аэродинамического качества от угла атаки и толщины профиля

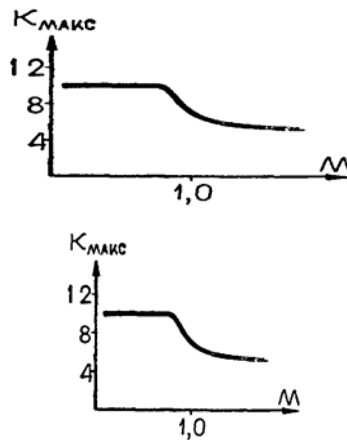


Рис. 40. Образование подсосывающей силы

Рис. 41 Изменение аэродинамического качества крыла в зависимости от числа M

При обтекании профилей с закругленными и утолщенными носками на носке профиля образуется подсосывающая сила, которая может значительно уменьшить лобовое сопротивление. Наибольшей величины она достигает на углах атаки, близких к $\alpha_{наив}$, когда подсосывающая сила может превышать силу трения (Рис. 40).

Для получения больших значений $K_{макс}$ выбираются оптимальные толщина и кривизна профиля, формы обводов и удлинение крыла.

Форма крыла в плане также оказывает влияние на аэродинамическое качество крыла. Для получения наибольших значений качества наилучшей формой крыла является эллипсовидная с закругленной передней кромкой. Такое крыло имеет наименьшее индуктивное сопротивление. Увеличение

$$C_y = \frac{Y}{\rho v^2 S}; \quad C_x = \frac{Q}{\rho v^2 S}$$

удлинения крыла уменьшает его индуктивное сопротивление (вспомним $\frac{Y}{\rho v^2 S}; \frac{Q}{\rho v^2 S}$) следовательно, увеличивает аэродинамическое качество.

При увеличении числа M полета до появления волнового кризиса качество будет незначительно возрастать (для данного угла атаки), так как проявление сжимаемости воздуха увеличивает C_y . С наступлением волнового кризиса качество резко уменьшается, потому что коэффициент подъемной силы уменьшается, а C_x увеличивается (Рис. 41).

Состояние поверхности крыла (шероховатость, волнистость, отступление от заданной формы) влияет на величину профильного сопротивления. Поэтому, улучшая состояние поверхности крыла (или поддерживая ее в хорошем состоянии), можно добиться повышения аэродинамического качества самолета.

ПОСТРОЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА И САМОЛЕТА

ПОЛЯРА КРЫЛА

Для различных расчетов летных характеристик крыла особенно важно знать одновременное изменение C_y и C_x в диапазоне летных углов атаки. Для этой цели строится график зависимости коэффициента C_y от C_x , называемый полярной.

Для построения полярной для данного крыла, крыло (или его модель) продувается в аэродинамической трубе при различных углах атаки. При продувке для каждого угла атаки аэродинамическими весами измеряются величины подъемной силы Y и силы лобового сопротивления Q . Определив величины сил Y и Q для данного профиля, вычисляют их аэродинамические коэффициенты. Из формулы подъемной силы и силы лобового сопротивления находим:

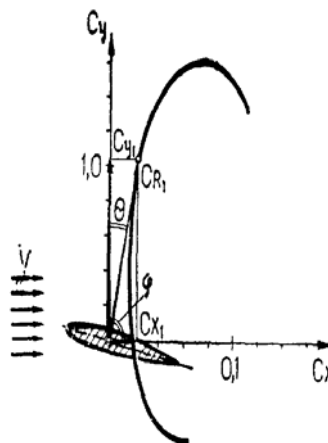
$$C_y = \frac{Y}{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S}; \quad C_x = \frac{Q}{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S}. \quad (2.20)$$

Такой расчет производится для каждого угла атаки. Результаты замеров и вычислений заносятся в таблицу.

Для построения полярной проводятся две взаимно перпендикулярные оси. На вертикальной оси откладывают значения C_y , а на горизонтальной - C_x . Масштабы для C_y и C_x обычно берутся разные.

Принято для C_y брать масштаб в 5 раз крупнее, чем для C_x , так как в пределах летных углов атаки диапазон изменения C_y в несколько раз больше, чем диапазон изменения C_x . Каждая точка полученного графика соответствует определенному углу атаки.

Название «полярная» объясняется тем, что эту кривую можно рассматривать как полярную диаграмму, построенную на координатах коэффициента полной аэродинамической силы C_R и φ , где φ - угол наклона полной аэродинамической силы R к направлению скорости набегающего потока (при условии, если масштабы C_y и C_x взять одинаковыми).



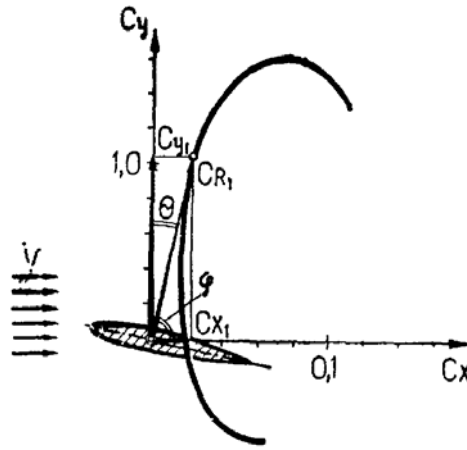


Рис. 42 Принцип построения поляры крыла

Рис. 43 Поляра крыла

Если из начала координат (Рис. 42), совмещенного с центром давления профиля, провести вектор к любой точке на поляре, то он будет представлять собой диагональ прямоугольника, стороны которого соответственно равны C_y и C_x лобового сопротивления и коэффициента подъемной силы от углов атаки - так называемая поляра крыла.

Так как коэффициенты C_y и C_x пропорциональны аэродинамическим силам, то нетрудно убедиться, что угол, заключенный между векторами C_r и C_{r_0} , представляет собой угол качества θ . Угол качества θ можно непосредственно замерять на поляре, построенной в равных масштабах C_y и C_x , а поскольку поляры построены, как правило, на разномасштабных коэффициентах C_y и C_x , то угол качества определяется из отношения

$$\theta = \arctan \frac{C_y}{C_x} \quad (2.21)$$

Поляра строится для вполне определенного крыла с заданными геометрическими размерами и формой профиля (Рис. 43). По поляре крыла можно определить ряд характерных углов атаки.

Угол нулевой подъемной силы α_0 находится на пересечении поляры с осью C_x . При этом угле атаки коэффициент подъемной силы равен нулю ($C_y = 0$).

Для крыльев современных самолетов обычно $\alpha_0 = \arctan \frac{C_{x0}}{C_{y0}}$

Угол атаки, на котором C_x имеет наименьшую величину $\alpha_{C_{x, \min}}$, находится проведением касательной к поляре, параллельной оси C_y . Для современных крыльевых профилей этот угол заключен в диапазоне от 0 до 1°.

Наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{\text{наив}}$. Так как на наивыгоднейшем угле атаки аэродинамическое качество крыла максимальное, то угол между осью C_y и касательной, проведенной из начала координат, т. е. угол качества θ , на этом угле атаки, согласно формуле (2.19), будет минимальным. Поэтому для определения $\alpha_{\text{наив}}$ нужно провести из начала координат касательную к поляре. Точка касания будет соответствовать $\alpha_{\text{наив}}$. Для современных крыльев $\alpha_{\text{наив}}$ лежит в пределах 4 - 6°.

Критический угол атаки $\alpha_{\text{крит}}$. Для определения критического угла атаки необходимо провести касательную к поляре, параллельную оси C_x . Точка касания и будет соответствовать $\alpha_{\text{крит}}$. Для крыльев современных самолетов $\alpha_{\text{крит}} = 16-30^\circ$.

Углы атаки с одинаковым аэродинамическим качеством находятся проведением из начала координат секущей к поляре. В точках пересечения найдем углы атаки (α_1 и α_2) при полете, на которых аэродинамическое качество будет одинаково и обязательно меньше $K_{\text{макс}}$.

ПОЛЯРА САМОЛЕТА

Одной из основных аэродинамических характеристик самолета является поляра самолета. Ранее было установлено, что коэффициент подъемной силы крыла C_y равен коэффициенту подъемной силы всего

самолета, а коэффициент лобового сопротивления самолета для каждого угла атаки больше C_x крыла на величину $C_{x_{вр}}$, т. е.

$$C_{x_{кр}} \cong C_{x_{самол}}, \quad a \quad C_{x_{самол}} = C_{x_{кр}} + C_{x_{вр}}.$$

Поэтому поляру самолета можно получить путем прибавления величины $C_{x_{вр}}$ к C_x крыла на поляре крыла для соответствующих углов атаки. Поляра самолета будет при этом сдвинута вправо от поляры крыла на величину $C_{x_{вр}}$ (Рис. 44). Обычно поляру самолета строят, используя данные зависимостей $C_y=f(\alpha)$ и $C_x=f(\alpha)$, полученных экспериментально путем продувок моделей в аэродинамических трубах. Углы атаки на поляре самолета проставляются путем переноса по горизонтали углов атаки, размеченных на поляре крыла.

Определение аэродинамических характеристик и характерных углов атаки по поляре самолета производится так же, как это делалось на поляре крыла.

Угол атаки нулевой подъемной силы α самолета практически не отличается от угла атаки нулевой подъемной силы крыла. Так как на угле α_0 подъемная сила равна нулю, то на этом угле атаки возможно только вертикальное движение самолета вниз, называемое отвесным пикированием, или вертикальная горка под углом 90° .

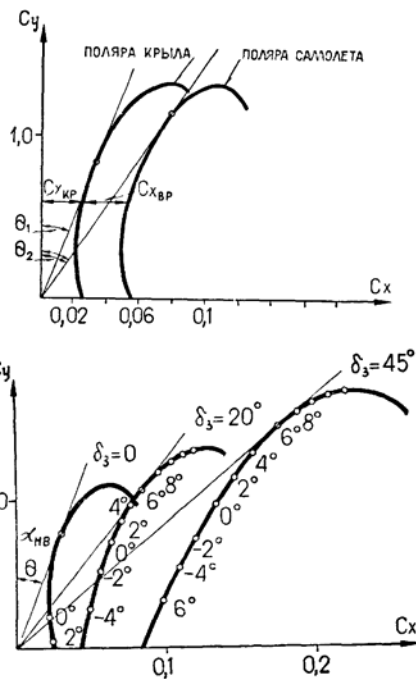


Рис. 44 Поляры крыла и самолета

Рис. 45 Поляры самолета с выпущенными закрылками

Угол атаки, при котором коэффициент лобового сопротивления имеет минимальную величину ($\alpha_{сх.мин}$) находится проведением параллельно оси C_y касательной к поляре. При полете на этом угле атаки будут наименьшие потери на сопротивление. На этом угле атаки (или близком к нему) совершается полет с максимальной скоростью.

Наивыгоднейший угол атаки ($\alpha_{наив}$) соответствует наибольшему значению аэродинамического качества самолета. Графически этот угол, так же, как и для крыла, определяется путем проведения касательной к поляре из начала координат. Из графика видно, что наклон касательной к поляре самолета больше, чем касательной к поляре крыла. А так как

$$\frac{C_y}{C_x} = K = tg \frac{1}{\theta}, \quad (2.22)$$

то можно сделать вывод, что максимальное качество самолета в целом всегда меньше максимального аэродинамического качества отдельно взятого крыла.

Из этого же графика видно, что наивыгоднейший угол атаки самолета больше наивыгоднейшего угла атаки крыла на $2 - 3^\circ$.

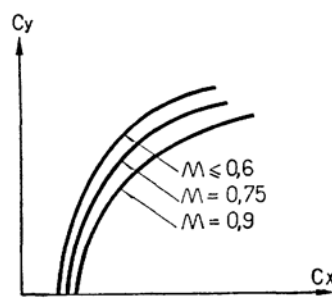


Рис. 46 Поляры самолета для различных чисел M

Критический угол атаки самолета ($\alpha_{\text{крит}}$) по своей величине не отличается от величины этого же угла для крыла.

На Рис. 44 изображены поляры самолета в трех вариантах:

- закрылки убраны;
- закрылки выпущены во взлетное положение ($\delta_3 = 20^\circ$);
- закрылки выпущены в посадочное положение ($\delta_3 = 45^\circ$).

Выпуск закрылков во взлетное положение ($\delta_3 = 15-25^\circ$) позволяет увеличить максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y_{\text{макс}}}$ при сравнительно небольшом увеличении коэффициента лобового сопротивления. Это позволяет уменьшить требуемую минимальную скорость полета, которая практически определяет скорость отрыва самолета при взлете. Благодаря выпуску закрылков (или щитков) во взлетное положение длина разбега сокращается до 25%.

При выпуске закрылков (или щитков) в посадочное положение ($\delta_3 = 45 - 60^\circ$) максимальный коэффициент подъемной силы может возрасти до 80%, что резко снижает посадочную скорость и длину пробега. Однако лобовое сопротивление при этом возрастает интенсивнее, чем подъемная сила, поэтому аэродинамическое качество значительно уменьшается. Но это обстоятельство используется как положительный эксплуатационный фактор - увеличивается крутизна траектории при планировании перед посадкой и, следовательно, самолет становится менее требователен к качеству подходов в створе посадочной полосы.

Ранее нами были рассмотрены поляры крыла и самолета для таких скоростей полета (чисел M), когда влиянием сжимаемости можно было пренебречь. Однако при достижении таких чисел M , при которых сжимаемостью уже нельзя пренебречь ($M > 0,6 - 0,7$) коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления нужно определять с учетом поправки на сжимаемость.

$$C_{y_{\text{сж}}} = \frac{C_{y_{\text{несж}}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}, \quad (2.23)$$

где $C_{y_{\text{сж}}}$ - коэффициент подъемной силы с учетом сжимаемости;

$C_{y_{\text{несж}}}$ - коэффициент подъемной силы несжимаемого потока для того же угла атаки, что и $C_{y_{\text{сж}}}$.

До чисел $M \approx 0,6 - 0,7$ все поляры практически совпадают, но при больших числах M они начинают смещаться вправо и одновременно увеличивают наклон к оси C_x . Смещение поляр вправо (на большие C_x) обусловлено ростом коэффициента профильного сопротивления за счет влияния сжимаемости воздуха, а при дальнейшем увеличении числа ($M > 0,75 - 0,8$) за счет появления волнового сопротивления (Рис. 46).

Увеличение наклона поляр объясняется ростом коэффициента индуктивного сопротивления, так как при одном и том же угле атаки C_{x_1} в дозвуковом потоке сжимаемого газа увеличится пропорционально $C_{y_{\text{кр}}}^2$. Аэродинамическое качество самолета с момента заметного проявления эффекта сжимаемости начинает уменьшаться.

МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА

На современных самолетах с целью получения высоких летно-тактических характеристик, в частности для достижения больших скоростей полета, значительно уменьшены и площадь крыла и его удлинение. А это отрицательно сказывается на аэродинамическом качестве самолета и особенно на взлетно-посадочных характеристиках.

Для удержания самолета в воздухе в прямолинейном полете с постоянной скоростью необходимо, чтобы подъемная сила была равна весу самолета - $Y = G$. Но так как

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} \cdot S,$$

то и

$$G = C_y \frac{\rho v^2}{2} \cdot S. \quad (2.24)$$

Из формулы (2.24) следует, что для удержания самолета в воздухе на наименьшей скорости (при посадке, например) нужно, чтобы коэффициент подъемной силы C_y был наибольшим. Однако C_y можно увеличивать путем увеличения угла атаки только до $\alpha_{крит}$. Увеличение угла атаки больше критического приводит к срыву потока на верхней поверхности крыла и к резкому уменьшению C_y , что недопустимо. Следовательно, для обеспечения равенства подъемной силы и веса самолета необходимо увеличить скорость полета v .

Вследствие указанных причин посадочные скорости современных самолетов довольно велики. Это сильно усложняет взлет и посадку и увеличивает длину пробега самолета.

С целью улучшения взлетно-посадочных характеристик и обеспечения безопасности на взлете и особенно посадке необходимо посадочную скорость по возможности уменьшить. Для этого нужно, чтобы C_y был возможно больше. Однако профили крыла, имеющие большое $C_{у, макс}$ обладают, как правило, большими значениями лобового сопротивления $C_{х, мин}$, так как у них большие относительные толщина и кривизна. А увеличение $C_{х, мин}$ препятствует увеличению максимальной скорости полета. Изготовить профиль крыла, удовлетворяющий одновременно двум требованиям: получению больших максимальных скоростей и малых посадочных - **практически невозможно**.

Поэтому при проектировании профилей крыла самолета стремятся в первую очередь обеспечить максимальную скорость, а для уменьшения посадочной скорости применяют на крыльях специальные устройства, **называемые механизацией крыла**.

Применяя механизированное крыло, значительно увеличивают величину $C_{у, макс}$, что дает возможность уменьшить посадочную скорость и длину пробега самолета после посадки, уменьшить скорость самолета в момент отрыва и сократить длину разбега при взлете. Применение механизации улучшает устойчивость и управляемость самолета на больших углах атаки. Кроме того, уменьшение скорости при отрыве на взлете и при посадке увеличивает безопасность их выполнения и сокращает расходы на строительство взлетно-посадочных полос.

Итак, механизация крыла служит для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета путем увеличения максимального значения коэффициента подъемной силы крыла $C_{у, макс}$.

Суть механизации крыла состоит в том, что с помощью специальных приспособлений увеличивается кривизна профиля (в некоторых случаях и площадь крыла), вследствие чего изменяется картина обтекания. В результате получается увеличение максимального значения коэффициента подъемной силы.

Эти приспособления, как правило, выполняются управляемыми в полете: при полете на малых углах атаки (при больших скоростях полета) они не используются, а применяются лишь на взлете, на посадке, когда увеличение угла атаки не обеспечивает получения нужной величины подъемной силы.

Существуют следующие виды механизации крыла: **щитки, закрылки, предкрылки, отклоняемые носки крыла, управление пограничным слоем, реактивные закрылки**.

Щиток представляет собой отклоняющуюся поверхность, которая в убранном положении примыкает к нижней, задней поверхности крыла. Щиток является одним из самых простых и наиболее распространенных средств повышения $C_{у, макс}$.

Увеличение $C_{у, макс}$ при отклонении щитка объясняется изменением формы профиля крыла, которое можно условно свести к увеличению эффективного угла атаки и вогнутости (кривизны) профиля.

При отклонении щитка образуется вихревая зона подсосывания между крылом и щитком. Пониженное давление в этой зоне распространяется частично на верхнюю поверхность профиля у задней кромки и вызывает отсос пограничного слоя с поверхности, лежащей выше по течению. За счет отсасывающего действия щитка предотвращается срыв потока на больших углах атаки, скорость потока над крылом возрастает, а давление уменьшается. Кроме того, отклонение щитка повышает давление под крылом

за счет увеличения эффективной кривизны профиля $f_{эф}$ и эффективного угла атаки $\alpha_{эф}$.

Благодаря этому выпуск щитков увеличивает разность относительных давлений над крылом и под крылом, а следовательно, и коэффициент подъемной силы C_y .

На Рис. 50 показан график зависимости C_y от угла атаки для крыла с различным положением щитка: убранное, взлетное $\delta_{щ} = 15^\circ$, посадочное $\delta_{щ} = 40^\circ$.

При отклонении щитка вся кривая $C_{yщ} = f(\alpha)$ смещается вверх почти эквидистантно кривой $C_y = f(\alpha)$ основного профиля.

Из графика видно, что при отклонении щитка в посадочное положение ($\delta_{щ} = 40^\circ$) приращение C_y составляет 50-60%, а критический угол атаки при этом уменьшается на 1-3°.

Для увеличения эффективности щитка конструктивно его выполняют таким образом, что при отклонении он одновременно смещается назад, к задней кромке крыла. Тем самым увеличиваются эффективность отсоса пограничного слоя с верхней поверхности крыла и протяженность зоны повышенного давления под крылом.

При отклонении щитка одновременно с увеличением коэффициента подъемной силы увеличивается и коэффициент лобового сопротивления, аэродинамическое качество крыла при этом уменьшается.

Закрылок. Закрылок представляет собой отклоняющуюся часть задней кромки крыла либо поверхность, выдвигаемую (с одновременным отклонением вниз) назад из-под крыла. По конструкции закрылки делятся на *простые (нецелевые), однощелевые и многощелевые*.

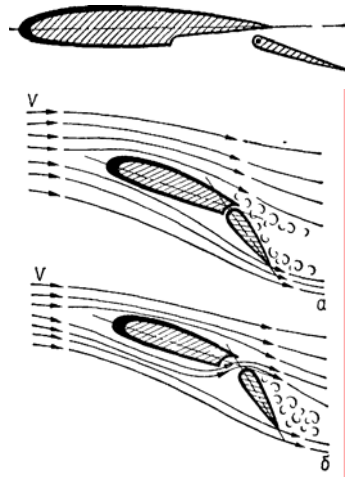


Рис. 47 Профиль крыла со щитком, смещающимся назад

Рис. 48 Закрылки: а - нещелевой; б - щелевой

Щелевой закрылок увеличивает коэффициент подъемной силы C_y за счет увеличения кривизны профиля. При наличии между носком закрылка и крылом специально профилированной щели эффективность закрылка увеличивается, так как воздух, проходящий с большой скоростью через сужающуюся щель, препятствует набуханию и срыву пограничного слоя. Для дальнейшего увеличения эффективности закрылков иногда применяют двухщелевые закрылки, которые дают прирост коэффициента подъемной силы C_y профиля до 80%.

Увеличение $C_{y\max}$ крыла при выпуске закрылков или щитков зависит от ряда факторов: их относительных размеров, угла отклонения, угла стреловидности крыла. На стреловидных крыльях эффективность механизации, как правило, меньше, чем у прямых крыльев. Отклонение закрылков, так же как и щитков, сопровождается не только повышением C_y , но в еще большей степени приростом C_x , поэтому аэродинамическое качество при выпущенной механизации уменьшается.

Критический угол атаки при выпущенных закрылках незначительно уменьшается, что позволяет получить $C_{y\max}$ при меньшем подъеме носа самолета (Рис. 51).

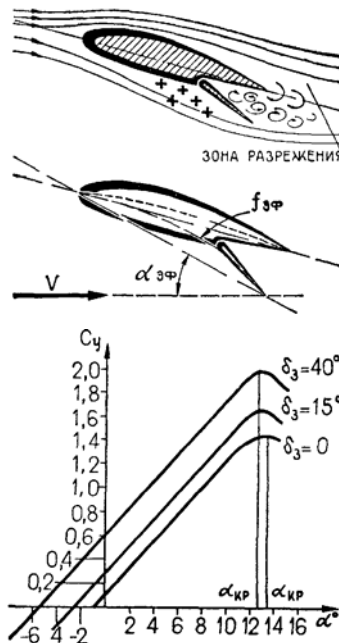


Рис. 49 Профиль крыла с щитком

Рис. 50 Влияние выпуска щитков на кривую $C_y=f(\alpha)$

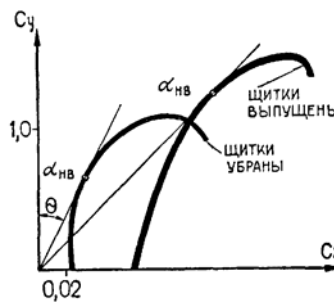


Рис. 51 Поляра самолета с убранными и выпущенными щитками

Предкрылок представляет собой небольшое крылышко, находящееся впереди крыла (Рис. 52).

Предкрылки бывают фиксированные и автоматические.

Фиксированные предкрылки на специальных стойках постоянно закреплены на некотором удалении от носка профиля крыла. Автоматические предкрылки при полете на малых углах атаки плотно прижаты к крылу воздушным потоком. При полете на больших углах атаки происходит изменение картины распределения давления по профилю, в результате чего предкрылок как бы отсасывается. Происходит автоматическое выдвижение предкрылка (Рис. 53).

При выдвинутом предкрылке между крылом и предкрылком образуется суживающаяся щель. Увеличиваются скорость воздуха, проходящего через эту щель, и его кинетическая энергия. Щель между предкрылком и крылом профилирована таким образом, что воздушный поток, выходя из щели, с большой скоростью направляется вдоль верхней поверхности крыла. Вследствие этого скорость пограничного слоя увеличивается, он становится более устойчивым на больших углах атаки и отрыв его отодвигается на большие углы атаки. Критический угол атаки профиля при этом значительно увеличивается (на $10^\circ-15^\circ$), а $C_{y\text{макс}}$ увеличивается в среднем на 50% (Рис. 54).

Обычно предкрылки устанавливаются не по всему размаху, а только на его концах. Это объясняется тем, что, кроме увеличения коэффициента подъемной силы, увеличивается эффективность элеронов, а это улучшает поперечную устойчивость и управляемость. Установка предкрылка по всему размаху значительно увеличила бы критический угол атаки крыла в целом, и для его реализации на посадке пришлось бы стойки основных ног шасси делать очень высокими.

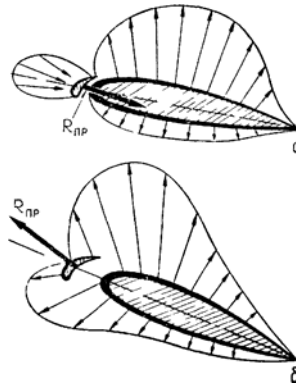
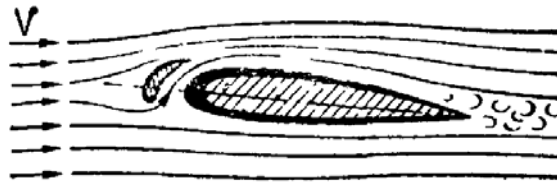


Рис. 52 Предкрылок

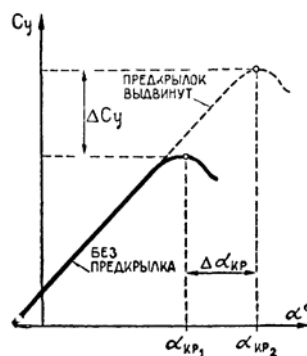
Рис. 53 Принцип действия автоматического предкрылка: а - малые углы атаки; б – большие углы атаки

Фиксированные предкрылки устанавливаются, как правило, на нескоростных самолетах, так как такие предкрылки значительно увеличивают лобовое сопротивление, что является помехой для достижения больших скоростей полета.

Отклоняемый носок (Рис. 55) применяется на крыльях с тонким профилем и острой передней кромкой для предотвращения срыва потока за передней кромкой на больших углах атаки.

Изменяя угол наклона подвижного носка, можно для любого угла атаки подобрать такое положение, когда обтекание профиля будет безотрывным. Это позволит улучшить аэродинамические характеристики тонких крыльев на больших углах атаки. Аэродинамическое качество при этом может возрасть.

Искривление профиля отклонением носка повышает $C_{y_{\max}}$ крыла без существенного изменения критического угла атаки.



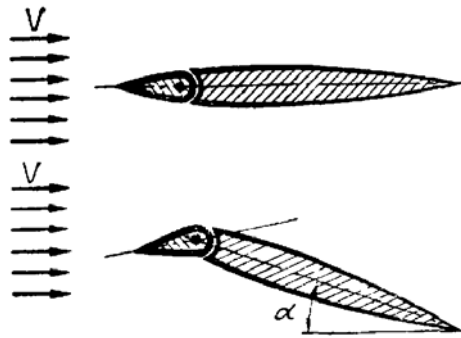


Рис. 54 Кривая $C_y = f(\alpha)$ для крыла с предкрылками

Рис. 55 Отклоняемый носок крыла

Управление пограничным слоем (Рис. 56) является одним из наиболее эффективных видов механизации крыла и сводится к тому, что пограничный слой либо отсасывается внутрь крыла, либо сдувается с его верхней поверхности.

Для отсоса пограничного слоя или для его сдувания применяют специальные вентиляторы либо используют компрессоры самолетных газотурбинных двигателей.

Отсасывание заторможенных частиц из пограничного слоя внутрь крыла уменьшает толщину слоя, увеличивает его скорость вблизи поверхности крыла и способствует безотрывному обтеканию верхней поверхности крыла на больших углах атаки.

Сдувание пограничного слоя увеличивает скорость движения частиц воздуха в пограничном слое, тем самым предотвращает срыв потока.

Управление пограничным слоем дает хорошие результаты в сочетании с щитками или закрылками.

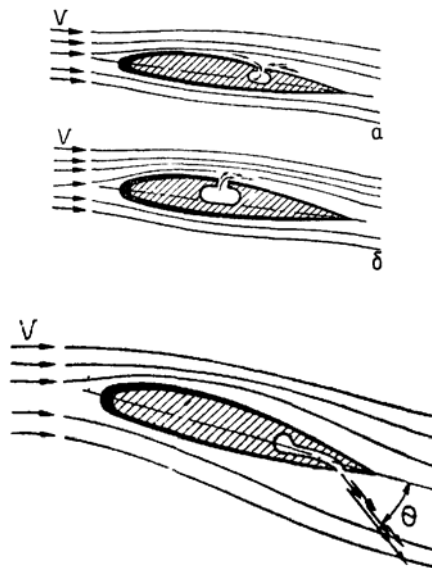


Рис. 56 Управление пограничным слоем

Рис. 57 Реактивный закрылок

Реактивный закрылок (Рис. 57) представляет струю газов, вытекающую с большой скоростью под некоторым углом вниз из специальной щели, расположенной вблизи задней кромки крыла. При этом струя газа воздействует на поток, обтекающий крыло, подобно отклоненному закрылку, вследствие чего перед реактивным закрылком (под крылом) давление повышается, а позади его понижается, вызывая увеличение скорости движения потока над крылом. Кроме того образуется реактивная сила P , создаваемая вытекающей струей.

Эффективность действия реактивного закрылка зависит от угла атаки крыла, угла выхода струи θ и величины силы тяги P . Их используют для тонких, стреловидных крыльев малого удлинения. Реактивный закрылок позволяет увеличить коэффициент подъемной силы $C_{у\max}$ в 5-10 раз.

Для создания струи используются газы, выходящие из турбореактивного двигателя.

ПЕРЕМЕЩЕНИЕ ЦЕНТРА ДАВЛЕНИЯ КРЫЛА И САМОЛЕТА

Центром давления крыла называется точка пересечения равнодействующей аэродинамических сил с хордой крыла.

Положение центра давления определяется его координатой X_D - расстоянием от передней кромки крыла, которое может быть выражено в долях хорды $\frac{X_D}{B} = \overline{X_D}$.

Направление действия силы R определяется углом φ , образуемым с направлением невозмущенного воздушного потока (Рис. 58, а). Из рисунка видно, что

$$tg \varphi = \frac{Y}{X} = K, \quad (2.25)$$

где K - аэродинамическое качество профиля.

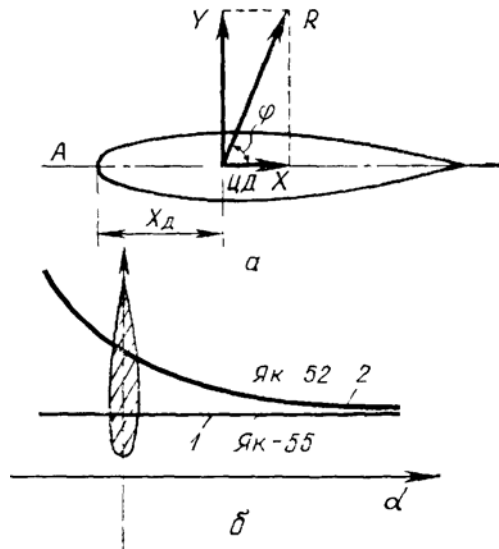


Рис. 58 Центр давления крыла и изменение его положения в зависимости от угла атаки

Положение центра давления зависит от формы профиля и угла атаки. На Рис. 58, б показано, как изменяется положение центра давления в зависимости от угла атаки для профилей самолетов Як 52 и Як-55, кривая 1 -для самолета Як-55, кривая 2-для самолета Як-52.

Из графика видно, что положение ЦД при изменении угла атаки у симметричного профиля самолета Як-55 остается неизменным и находится примерно на 1/4 расстояния от носка хорды.

Таблица 2

нагрузка

Обозначение веса (груза)

- Пустой самолет
- Взлетный вес
- Летчик в передней кабине
- Летчик в задней кабине
- Топливо в баках
- Масло в баках
- G_n
- $G_{взл}$
- G_1
- G_2
- G_T
- G_M

При изменении угла атаки изменяется распределение давления по профилю крыла, и поэтому центр давления перемещается вдоль хорды (для несимметричного профиля самолета Як-52), как показано на Рис. 59. Например, при отрицательном угле атаки самолета Як 52, примерно равном -1° , силы давления в

носовой и хвостовой частях профиля направлены в противоположные стороны и равны. Этот угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы.

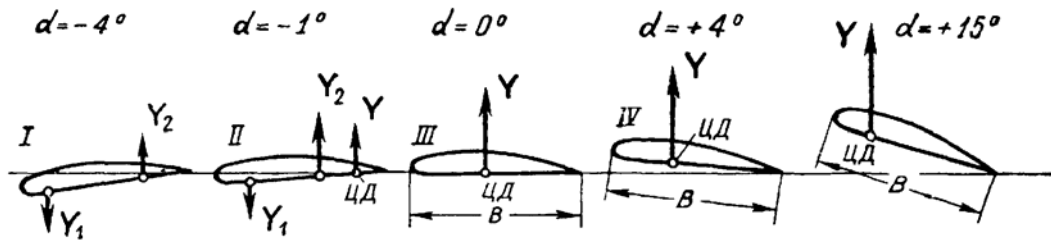


Рис. 59 Перемещение центра давления крыла самолета Як-52 при изменении угла атаки

При несколько большем угле атаки силы давления, направленные вверх, больше силы, направленной вниз, их равнодействующая Y будет лежать за большей силой (II), т. е. центр давления окажется расположенным в хвостовой части профиля. При дальнейшем увеличении угла атаки местонахождение максимальной разности давлений передвигается все ближе к носовой кромке крыла, что, естественно, вызывает перемещение ЦД по хорде к передней кромке крыла (III, IV).

Наиболее переднее положение ЦД при критическом угле атаки $\alpha_{кр} = 18^\circ (V)$.

НАЗНАЧЕНИЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУШНЫХ ВИНТАХ

Силловая установка предназначена для создания силы тяги, необходимой для преодоления лобового сопротивления и обеспечения поступательного движения самолета.

Сила тяги создается установкой, состоящей из двигателя, движителя (винта, например) и систем, обеспечивающих работу двигательной установки (топливная система, система смазки, охлаждения и т.д.).

В настоящее время в транспортной и военной авиации широкое распространение получили турбореактивные и турбовинтовые двигатели. В спортивной, сельскохозяйственной и различного назначения вспомогательной авиации пока еще применяются силовые установки с поршневыми авиационными двигателями внутреннего сгорания.

На самолетах Як-52 и Як-55 силовая установка состоит из поршневого двигателя М-14П и воздушного винта изменяемого шага В530ТА-Д35. Двигатель М-14П преобразует тепловую энергию сгорающего топлива в энергию вращения воздушного винта.

Воздушный винт - лопастный агрегат, вращаемый валом двигателя, создающий тягу в воздухе, необходимую для движения самолета.

Работа воздушного винта основана на тех же принципах, что и крыло самолета.

КЛАССИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

Винты классифицируются:

по числу лопастей - двух-, трех-, четырех- и многолопастные;

по материалу изготовления - деревянные, металлические;

по направлению вращения (смотреть из кабины самолета по направлению полета) - левого и правого вращения;

по расположению относительно двигателя - тянущие, толкающие;

по форме лопастей - обычные, саблевидные, лопатообразные;

по типам - фиксированные, неизменяемого и изменяемого шага.

Воздушный винт состоит из ступицы, лопастей и укрепляется на валу двигателя с помощью специальной втулки (Рис. 60).

Винт неизменяемого шага имеет лопасти, которые не могут вращаться вокруг своих осей. Лопасти со ступицей выполнены как единое целое.

Винт фиксированного шага имеет лопасти, которые устанавливаются на земле перед полетом под любым углом к плоскости вращения и фиксируются. В полете угол установки не меняется.

Винт изменяемого шага имеет лопасти, которые во время работы могут при помощи гидравлического или электрического управления или автоматически вращаться вокруг своих осей и устанавливаться под нужным углом к плоскости вращения.

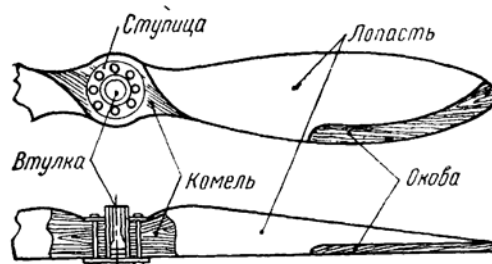


Рис. 60 Воздушный двухлопастный винт неизменяемого шага

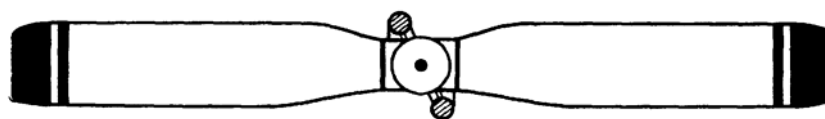


Рис. 61 Воздушный винт В530ТА Д35

По диапазону углов установки лопастей воздушные винты подразделяются:

на обычные, у которых угол установки изменяется от 13 до 50°, они устанавливаются на легкомоторных самолетах;

на флюгерные - угол установки меняется от 0 до 90°;

на тормозные или реверсные винты, имеют изменяемый угол установки от -15 до +90°, таким винтом создают отрицательную тягу и сокращают длину пробега самолета.

К воздушным винтам предъявляются следующие требования:

винт должен быть прочным и мало весить;

должен обладать весовой, геометрической и аэродинамической симметрией;

должен развивать необходимую тягу при различных эволюциях в полете;

должен работать с наибольшим коэффициентом полезного действия.

На самолетах Як-52 и Як-55 установлен обычный веслообразный деревянный двухлопастный тянущий винт левого вращения, изменяемого шага с гидравлическим управлением В530ТА-Д35 (Рис. 61).

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА

Лопастей при вращении создают такие же аэродинамические силы, что и крыло. Геометрические характеристики винта влияют на его аэродинамику.

Рассмотрим геометрические характеристики винта.

Форма лопасти в плане - наиболее распространенная симметричная и саблевидная.

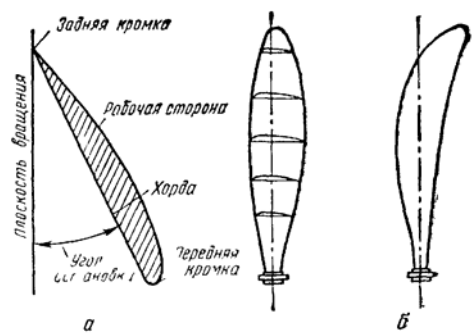


Рис. 62. Формы воздушного винта: а - профиль лопасти, б - формы лопастей в плане

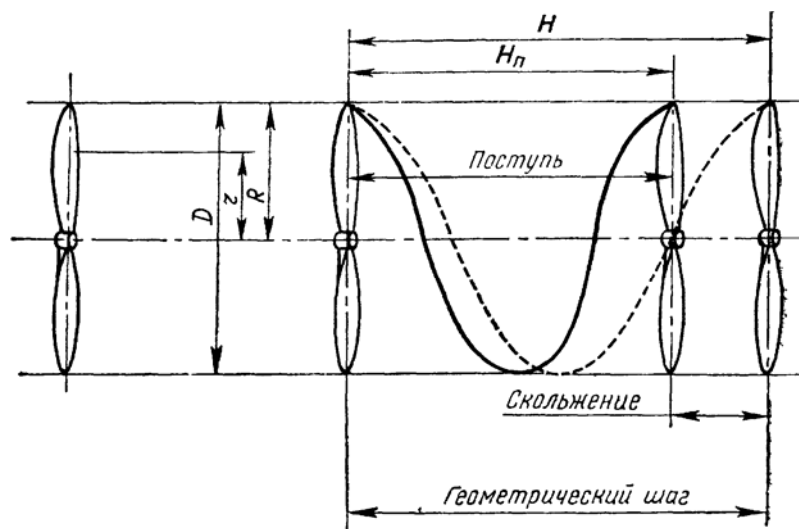


Рис. 63 Диаметр, радиус, геометрический шаг воздушного винта

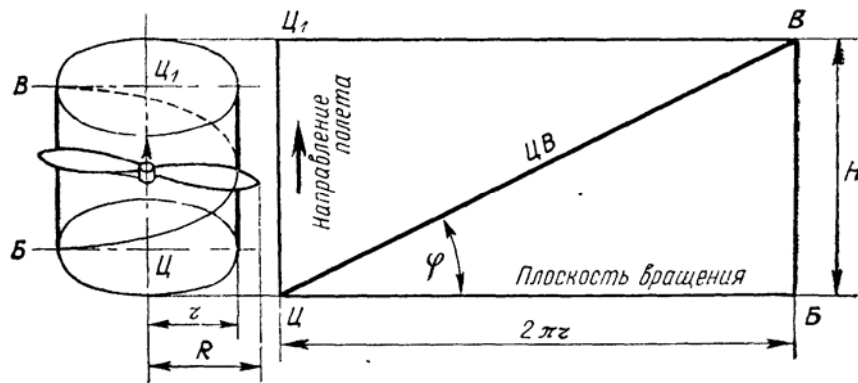


Рис. 64 Развертка винтовой линии

Сечения рабочей части лопасти имеют крыльевые профили. Профиль лопасти характеризуется хордой, относительной толщиной и относительной кривизной.

Для большей прочности применяют лопасти с переменной толщиной - постепенным утолщением к корню. Хорды сечений лежат не в одной плоскости, так как лопасть выполнена закрученной. Ребро лопасти, рассекающее воздух, называется передней кромкой, а заднее - задней кромкой. Плоскость, перпендикулярная оси вращения винта, называется плоскостью вращения винта (Рис. 62).

Диаметром винта называется диаметр окружности, описываемой концами лопастей при вращении винта. Диаметр современных винтов колеблется от 2 до 5 м. Диаметр винта В530ТА-Д35 равен 2,4 м.

Геометрический шаг винта - это расстояние, которое движущийся поступательно винт должен пройти за один свой полный оборот, если бы он двигался в воздухе как в твердой среде (Рис. 63).

Угол установки лопасти винта φ - это угол наклона сечения лопасти к плоскости вращения винта (Рис. 64).

Для определения, чему равен шаг винта, представим, что винт движется в цилиндре, радиус г которого равен расстоянию от центра вращения винта до точки Б на лопасти винта. Тогда сечение винта в этой точке опишет на поверхности цилиндра винтовую линию. Развернем отрезок цилиндра, равный шагу винта Н по линии БВ. Получится прямоугольник, в котором винтовая линия превратилась в диагональ этого прямоугольника ЦБ. Эта диагональ наклонена к плоскости вращения винта БЦ под углом φ. Из прямоугольного треугольника ЦВБ находим, чему равен шаг винта:

$$H = 2\pi r \tan \varphi. \quad (3.1)$$

Шаг винта будет тем больше, чем больше угол установки лопасти φ. Винты подразделяются на винты с постоянным шагом вдоль лопасти (все сечения имеют одинаковый шаг), переменным шагом (сечения имеют разный шаг).

Воздушный винт В530ТА-Д35 имеет переменный шаг вдоль лопасти, так как это выгодно с аэродинамической точки зрения. Все сечения лопасти винта набегают на воздушный поток под одинаковым углом атаки.

Если все сечения лопасти винта имеют разный шаг, то за общий шаг винта считается шаг сечения, находящегося на расстоянии от центра вращения, равном 0,75R, где R-радиус винта. Этот шаг называется **номинальным**, а **угол установки этого сечения - номинальным углом установки**.

Геометрический шаг винта отличается от поступи винта на величину скольжения винта в воздушной среде (см. Рис. 63).

Поступь воздушного винта - это действительное расстояние, на которое движущийся поступательно винт продвигается в воздухе вместе с самолетом за один свой полный оборот. Если скорость самолета выражена в км/ч, а число оборотов винта в секунду, то поступь винта **Нп** можно найти по формуле

$$H_{п} = \frac{V}{n}. \quad (3.2)$$

Поступь винта несколько меньше геометрического шага винта. Это объясняется тем, что винт как бы проскальзывает в воздухе при вращении ввиду низкого значения плотности его относительно твердой среды.

Разность между значением геометрического шага и поступью воздушного винта называется **скольжением винта** и определяется по формуле

$$S = H - H_{п}. \quad (3.3)$$

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

СКОРОСТЬ ДВИЖЕНИЯ И УГОЛ АТАКИ ЭЛЕМЕНТА ЛОПАСТИ ВИНТА

К аэродинамическим характеристикам воздушных винтов относятся угол атаки и тяга воздушного винта.

Угол атаки элементов лопасти винта α называется угол между хордой элемента и направлением его истинного результирующего движения W (Рис. 65).

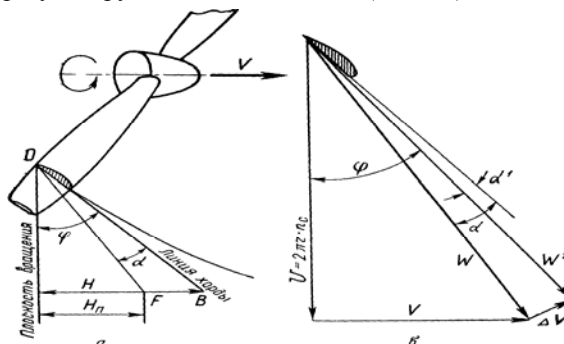


Рис. 65 Угол установки и угол атаки лопастей: а - угол атаки элемента лопасти, б - скорости элемента лопасти

Каждый элемент лопасти совершает сложное движение, состоящее из вращательного и поступательного. Вращательная скорость равна

$$U = 2\pi n_c r, \tag{3.4}$$

где n_c - обороты двигателя.

Поступательная скорость - это скорость самолета V . Чем дальше элемент лопасти находится от центра вращения воздушного винта, тем больше вращательная скорость U .

При вращении винта каждый элемент лопасти будет создавать аэродинамические силы, величина и направление которых зависят от скорости движения самолета (скорости набегающего потока) и угла атаки.

Рассматривая Рис. 65, а, нетрудно заметить, что:

когда воздушный винт вращается, а поступательная скорость равна нулю ($V=0$), то каждый элемент лопасти винта имеет угол атаки, равный углу установки элемента лопасти ϕ ;

при поступательном движении воздушного винта угол атаки элемента лопасти винта отличается от угла наклона элемента лопасти винта (становится меньше его);

угол атаки будет тем больше, чем больше угол установки элемента лопасти винта;

результатирующая скорость вращения элемента лопасти винта W равна геометрической сумме поступательной и вращательной скоростей и находится по правилу прямоугольного треугольника

$$W = \sqrt{V^2 + U^2}, \tag{3.5}$$

чем больше вращательная скорость, тем больше угол атаки элемента лопасти воздушного винта. И наоборот, чем больше поступательная скорость воздушного винта, тем меньше угол атаки элемента лопасти воздушного винта.

В действительности картина получается сложнее. Так как винт засасывает и вращает воздух, отбрасывает его назад, сообщая ему дополнительную скорость v , которую называют скоростью подсосывания. В результате истинная скорость W' будет по величине и направлению отличаться от скорости подсосывания, если их сложить геометрически. Следовательно, и истинный угол атаки α' будет отличаться от угла α (Рис. 65, б).

Анализируя вышесказанное, можно сделать выводы:

при поступательной скорости $V=0$ угол атаки максимальный и равен углу установки лопасти винта;

при увеличении поступательной скорости угол атаки уменьшается и становится меньше угла установки;

при большой скорости полета угол атаки лопастей может стать отрицательным;

чем больше скорость вращения воздушного винта, тем больше угол атаки его лопасти;

если скорость полета неизменна и обороты двигателя уменьшаются, то угол атаки уменьшается и может стать отрицательным.

Сделанные выводы объясняют, как изменяется сила тяги винта неизменяемого шага при изменении скорости полета и числа оборотов.

Сила тяги винта возникает в результате действия аэродинамической силы ΔR на элемент лопасти винта при его вращении (Рис. 66).

Разложив эту силу на две составляющие, параллельную оси вращения и параллельную плоскости вращения, получим силу ЛР и силу сопротивления вращению ΔX элемента лопасти винта.

Суммируя силу тяги отдельных элементов лопасти винта и приложив ее к оси вращения, получим силу тяги винта P .

Тяга винта зависит от диаметра винта D , числа оборотов в секунду n , плотности воздуха ρ и подсчитывается по формуле (в кгс или Н)

$$P = \alpha \rho n^2 D^4, \quad (3.6)$$

где α - коэффициент тяги винта, учитывающий форму лопасти в плане, форму профиля и угла атаки, определяется экспериментально. Коэффициент тяги воздушного винта самолетов Як-52 и Як-55 В530ТА-Д35 равен 1,3.

Таким образом, сила тяги винта прямо пропорциональна своему коэффициенту, плотности воздуха, квадрату числа оборотов винта в секунду и диаметру винта в четвертой степени.

Так как лопасти винта имеют геометрическую симметрию, то величины сил сопротивления и удаления их от оси вращения будут одинаковые.

Сила сопротивления вращению определяется по формуле

$$X_B = C_{X_l} \frac{SW^2}{2} S_l K, \quad (3.7)$$

где C_{X_l} - коэффициент сопротивления лопасти, учитывающий ее форму в плане, форму профиля, угол атаки и качество обработки поверхности;

W - результирующая скорость, м/с;

S_l - площадь лопасти;

K - количество лопастей.

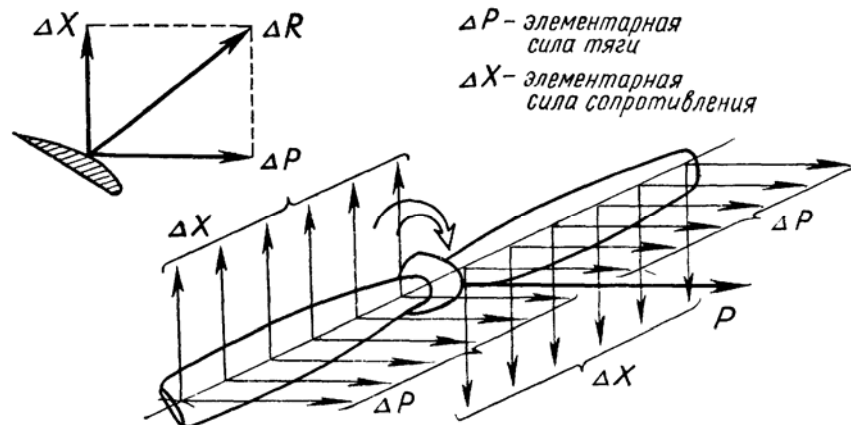


Рис. 66 Аэродинамические силы воздушного винта

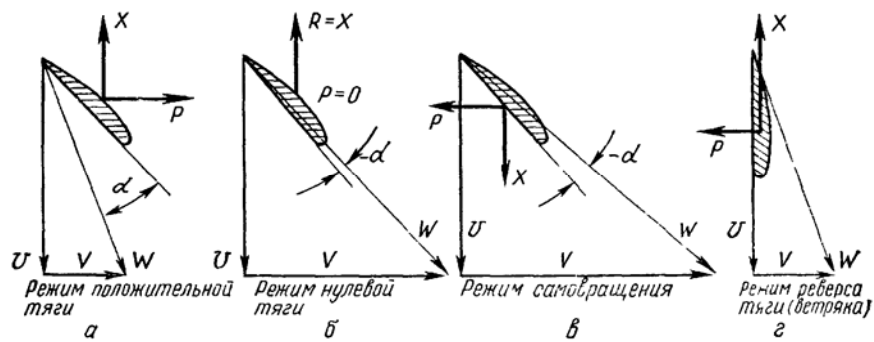


Рис. 67. Режимы работы воздушного винта

Сила сопротивления вращению винта относительно его вращения создает момент сопротивления вращению винта, который уравнивается крутящим моментом двигателя:

$$M_{mp} = X_v r_v \quad (3.8)$$

Крутящий момент, создаваемый двигателем, определяется (в кгс-м) по формуле

$$M_{кр} = 716,2 \frac{N_e}{n}, \quad (3.9)$$

где N_e - эффективная мощность двигателя.

Рассмотренный режим называется режимом положительной тяги винта, так как эта тяга тянет самолет вперед (Рис. 67, а). При уменьшении угла атаки лопастей уменьшаются силы P и X (уменьшается тяга винта и тормозящий момент). Можно достичь такого режима, когда $P=0$ и $X=R$. Это режим нулевой тяги (Рис. 67, б).

При дальнейшем уменьшении угла атаки достигается режим, когда винт начнет вращаться не от двигателя, а от действия сил воздушного потока. Такой режим называется **самовращением винта** или **авторотацией** (Рис. 67, в).

При дальнейшем уменьшении угла атаки элементов лопасти винта получим режим, на котором сила сопротивления лопасти винта X будет направлена в сторону вращения винта, и при этом винт будет иметь отрицательную тягу. На этом режиме винт вращается от набегающего воздушного потока и вращает двигатель. Происходит раскрутка двигателя, этот режим называется **режимом ветряка** (Рис. 67, г).

Режимы самовращения и ветряка возможны в горизонтальном полете и на пикировании.

На самолетах Як-52 и Як-55 эти режимы проявляются при выполнении вертикальных фигур вниз на малом шаге лопасти винта. Поэтому рекомендуется при выполнении вертикальных фигур вниз (при разгоне скорости более 250 км/ч) винт затягивать на 1/3 хода рычага управлением шага винта.

ЗАВИСИМОСТЬ ТЯГИ ВИНТА ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ТЯГУ ВИНТА

С увеличением скорости полета углы атаки лопасти винта, неизменяемого шага и фиксированного, быстро уменьшаются, тяга винта падает. Наибольший угол атаки лопасти винта будет на скорости полета, равной нулю, при полных оборотах двигателя.

Соответственно уменьшается тяга воздушного винта до нулевого значения и далее становится отрицательной. Раскручивается вал двигателя. Чтобы предупредить раскрутку винта, уменьшают обороты двигателя. Если двигатель не дросселировать, то может произойти его разрушение.

Зависимость тяги винта В530ТА-Д35 от скорости полета изображена на графике Рис. 68. Для его построения измеряют тягу воздушного винта при разных скоростях. Полученный график называется характеристикой силовой установки по тяге.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ТЯГУ ВИНТА.

Выясняя зависимость тяги от скорости полета, рассматривалась работа винта на неизменной высоте при постоянной плотности воздуха. Но при полетах на разных высотах плотность воздуха влияет на тягу воздушного винта. С увеличением высоты полета плотность воздуха падает, соответственно пропорционально будет падать и тяга винта (при неизменных оборотах двигателя). Это видно при анализе формулы (3.6).

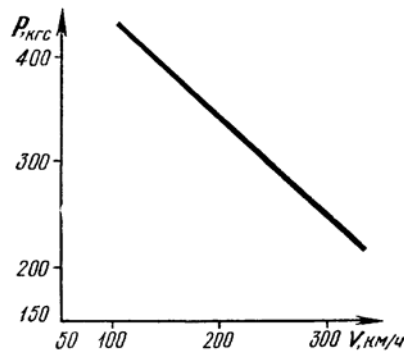


Рис. 68 Характеристика силовой установки М-14П по тяге (для $H=500$ м) самолетов Як-52 и Як-55 с воздушным винтом В530ТА-Д35

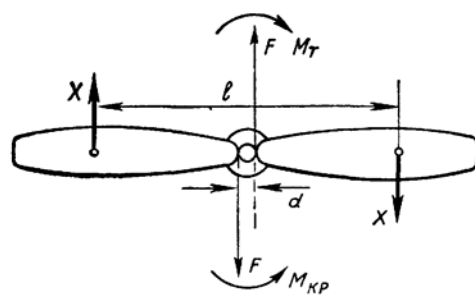


Рис. 69 Тормозящий момент воздушного винта и крутящий момент двигателя

ТОРМОЗЯЩИЙ МОМЕНТ ВИНТА И КРУТЯЩИЙ МОМЕНТ ДВИГАТЕЛЯ.

Как ранее рассматривалось, тормозящий момент винта противодействует крутящему моменту двигателя.

Для того чтобы винт вращался с постоянными оборотами, необходимо, чтобы тормозящий момент M_T , равный произведению $X \cdot e$, был равен крутящему моменту двигателя $M_{кр}$, равному произведению $F_d \cdot r$, т.е. $M_T = M_{кр}$ или $X \cdot e = F_d$ (Рис. 69). Если это равенство будет нарушено, то двигатель будет уменьшать обороты или увеличивать.

Увеличение оборотов двигателя приводит к увеличению $M_{кр}$ и наоборот. Новое равновесие устанавливается на новых оборотах двигателя.

МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ НА ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Эта мощность затрачивается на преодоление сил сопротивления вращению винта.

Формула для определения мощности воздушного винта (в л. с.) имеет вид:

$$N_{BP} = \frac{\beta}{75} \cdot \rho m_c^3 D^5, \tag{3.10}$$

где β - коэффициент мощности, зависящий от формы воздушного винта, числа лопастей, угла установки,

$$\lambda = \frac{\Delta V}{n_c D}.$$

формы лопасти в плане, от условия работы воздушного винта (относительной поступи)

Из формулы (3.10) видно, что потребная мощность для вращения воздушного винта зависит от коэффициента мощности, от скорости и высоты полета, оборотов и диаметра воздушного винта.

С увеличением скорости полета уменьшается угол атаки элемента лопасти воздушного винта, количество отбрасываемого назад воздуха и его скорость, поэтому уменьшается и потребная мощность на вращение воздушного винта. С увеличением высоты полета плотность воздуха уменьшается и потребная на вращение воздушного винта мощность также уменьшается.

С увеличением оборотов двигателя увеличивается сопротивление вращению воздушного винта и потребная мощность на вращение воздушного винта увеличивается.

Воздушный винт, вращаемый двигателем, развивает тягу и преодолевает лобовое сопротивление самолета, самолет движется.

Работа, производимая силой тяги воздушного винта за 1 с при движении самолета, называется тягой или полезной мощностью воздушного винта.

Тяговая мощность воздушного винта определяется по формуле

$$N_B = \frac{P_B V}{75}, \quad (3.11)$$

где P_B - тяга, развиваемая воздушным винтом; V - скорость самолета.

С увеличением высоты и скорости полета тяговая мощность воздушного винта уменьшается. При работе воздушного винта, когда самолет не движется, развивается максимальная тяга, но тяговая мощность при этом равна нулю, так как скорость движения равна нулю.

КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. ЗАВИСИМОСТЬ КПД ОТ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Часть энергии вращения двигателя затрачивается на вращение воздушного винта и направлена на преодоление сопротивления воздуха, закрутку отбрасываемой струи и др. Поэтому полезная секундная работа, или полезная тяговая мощность винта, N_B , будет меньше мощности двигателя N_e , затраченной на вращение воздушного винта.

Отношение полезной тяговой мощности к потребляемой воздушным винтом мощности (эффективной мощности двигателя) называется коэффициентом полезного действия (кпд) воздушного винта и обозначается η . Он определяется по формуле

$$\eta_B = \frac{N_B}{N_e}. \quad (3.12)$$

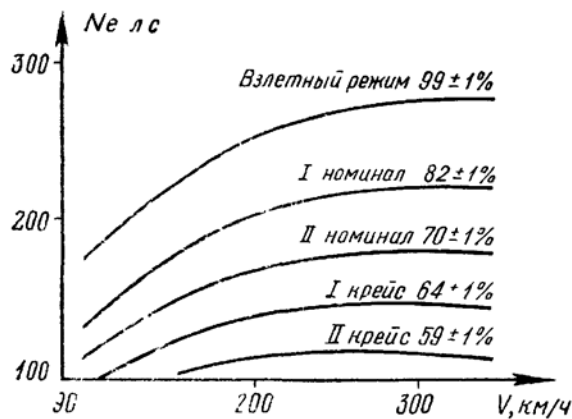


Рис. 70 Характеристики по мощности двигателя М-14П самолетов Як-52 и Як-55

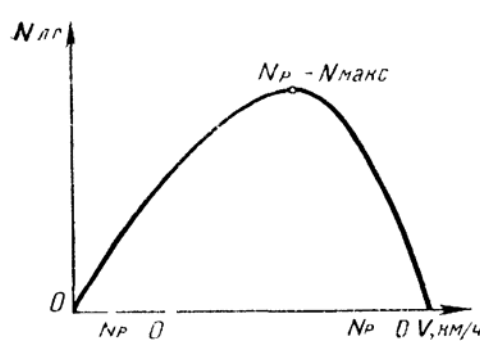


Рис. 71 Примерный вид кривой изменения располагаемой мощности в зависимости от скорости полета

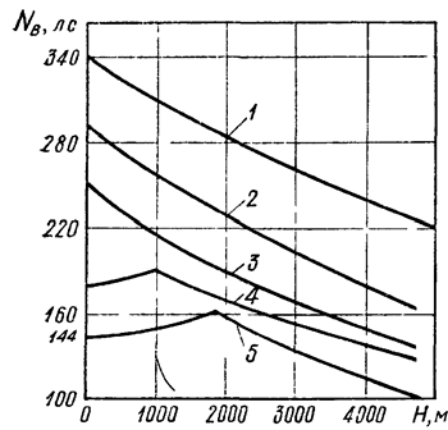


Рис. 72 Высотная характеристика двигателя М-14П на режимах 1 - взлетный, 2- номинальный 1, 3 - номинальный 2, 4 - крейсерский 1; 5 - крейсерский 2

Величина КПД воздушного винта зависит от тех же факторов, что и тяговая мощность воздушного винта.

КПД всегда меньше единицы и достигает у лучших воздушных винтов величины 0,8...0,9.

График зависимости располагаемой эффективной мощности от скорости полета для самолетов Як-52 и Як-55 изображен на Рис. 70.

График Рис. 71 называется характеристикой силовой установки по мощности.

При $V=0$, $N_p=0$; при скорости полета $V=300$ км/ч, $N_p=275$ л.с. (для самолета Як-52) и $V=320$ км/ч, $N_p=275$ л.с. (для самолета Як-55), где N_p - потребляемая мощность.

С увеличением высоты эффективная мощность падает вследствие уменьшения плотности воздуха. Характеристика изменения ее для самолетов Як-52 и Як-55 от высоты полета H изображена на Рис. 72.

Для уменьшения скорости вращения воздушного винта в двигателе применяется редуктор.

Степень редукции подбирается таким образом, чтобы на номинальном режиме концы лопастей обтекались дозвуковым потоком воздуха.

ВИНТЫ ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА

Для устранения недостатков воздушных винтов неизменяемого шага и фиксированного применяется воздушный винт изменяемого шага (ВИШ). Основоположником теории ВИШ является Ветчинкин.

ТРЕБОВАНИЯ К ВИШ:

ВИШ должен устанавливать на всех режимах полета наиболее выгодные углы атаки лопастей; снимать с двигателя номинальную мощность на всем рабочем диапазоне скоростей и высот; сохранять максимальное значение коэффициента полезного действия на возможно большем диапазоне скоростей.

Лопастей ВИШ либо управляются специальным механизмом, либо устанавливаются в нужное положение под влиянием сил, действующих на воздушный винт. В первом случае это гидравлические и электрические воздушные винты, во втором - аэродинамические.

Гидравлический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится давлением масла подаваемого в механизм, находящийся во втулке винта.

Электрический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится электродвигателем, соединенным с лопастями механической передачей.

Аэромеханический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится автоматически - аэродинамическими и центробежными силами.

Наибольшее распространение получили гидравлические ВИШ. Автоматическое устройство в винтах изменяемого шага предназначено для сохранения постоянными заданных оборотов воздушного винта (двигателя) путем синхронного изменения угла наклона лопастей при изменении режима полета (скорости, высоты) и называется регулятором постоянства оборотов (РПО).

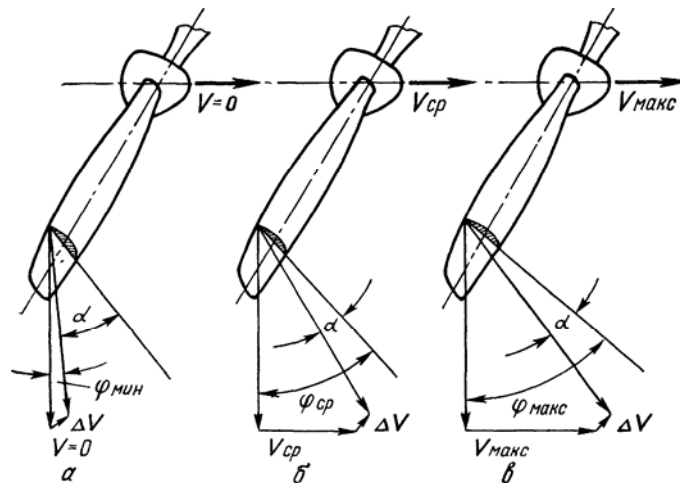


Рис. 73 Работа воздушного винта изменяемого шага В530ТА-Д35 при разных скоростях полета

РПО совместно с механизмом поворота лопастей изменяет шаг винта (угол наклона лопастей) таким образом, чтобы обороты, заданные летчиком с помощью рычага управления ВИШ, при изменении режима полета оставались неизменными (заданными).

При этом следует помнить, что обороты будут сохраняться до тех пор, пока эффективная мощность на валу двигателя N_e будет больше мощности, потребной для вращения воздушного винта при установке лопастей на самый малый угол наклона (малый шаг).

На Рис. 73 показана схема работы ВИШ.

При изменении скорости полета от взлетной до максимальной в горизонтальном полете угол установки лопастей φ возрастает от своего минимального значения $\varphi_{мин}$ до максимального $\varphi_{макс}$ (большой шаг). Благодаря этому углы атаки лопасти изменяются мало и сохраняются близкими к наивыгоднейшим.

Работа ВИШ на взлете характерна тем, что на взлете используется вся мощность двигателя - развивается наибольшая тяга. Это возможно при условии, что двигатель развивает максимальные обороты, а каждая часть лопасти винта развивает наибольшую тягу, имея наименьшее сопротивление вращению.

Для этого необходимо, чтобы каждый элемент лопасти воздушного винта работал на углах атаки, близких к критическому, но без срыва воздушного потока. На Рис. 73, а видно, что угол атаки лопасти перед взлетом ($V=0$) за счет перетекания воздуха со скоростью ΔV немного отличается от угла наклона лопасти на величину $\varphi_{мин}$. Угол атаки лопасти соответствует величине максимальной подъемной силы.

Сопротивление вращению достигает в этом случае величины, при которой мощность, расходуемая на вращение винта, и эффективная мощность двигателя сравниваются и обороты будут неизменными. С увеличением скорости угол атаки лопастей воздушного винта уменьшается (Рис. 73, б). Уменьшается сопротивление вращению и воздушный винт как бы облегчается. Обороты двигателя должны возрастать, но РПО удерживает их за счет изменения угла атаки лопастей постоянными. По мере увеличения скорости полета лопасти разворачиваются на больший угол $\varphi_{ср}$.

При выполнении полета на максимальной скорости ВИШ также должен обеспечивать максимальное значение тяги. При полете на максимальной скорости угол наклона лопастей имеет предельное значение $\varphi_{макс}$ (Рис. 73, в). Следовательно, при изменении скорости полета происходит изменение угла атаки лопасти, при уменьшении скорости полета угол атаки увеличивается - винт затяжается, при увеличении скорости полета угол атаки уменьшается - винт облегчается. РПО автоматически переводит лопасти винта на соответствующие углы.

При увеличении высоты полета мощность двигателя уменьшается и РПО уменьшает угол наклона лопастей, чтобы облегчить работу двигателя, и наоборот. Следовательно, РПО удерживает обороты двигателя с изменением высоты полета постоянными.

При заходе на посадку воздушный винт устанавливается на малый шаг, что соответствует оборотам взлетного режима. Это дает возможность летчику при выполнении всевозможных маневров на глиссаде посадки получить взлетную мощность двигателя при увеличении оборотов до максимальных.

ДЕЙСТВИЕ НА ЛОПАСТЬ ВИНТА СОБСТВЕННЫХ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СИЛ

При рассмотрении действия на лопасть воздушного винта собственных центробежных сил выделим в поперечном сечении элемента лопасти два небольших объема, расположенных в передней и задней частях сечения (Рис. 75).

Во время вращения воздушного винта на массы, заключенные в этих объемах, действуют центробежные силы $P_{ц1}$ и $P_{ц2}$, приложенные к их центрам тяжести и направленные по радиусам вращения r_1 и r_2 .

Раскладывая эти центробежные силы на составляющие, направленные параллельно и перпендикулярно оси поворота лопасти, проанализируем их взаимодействие.

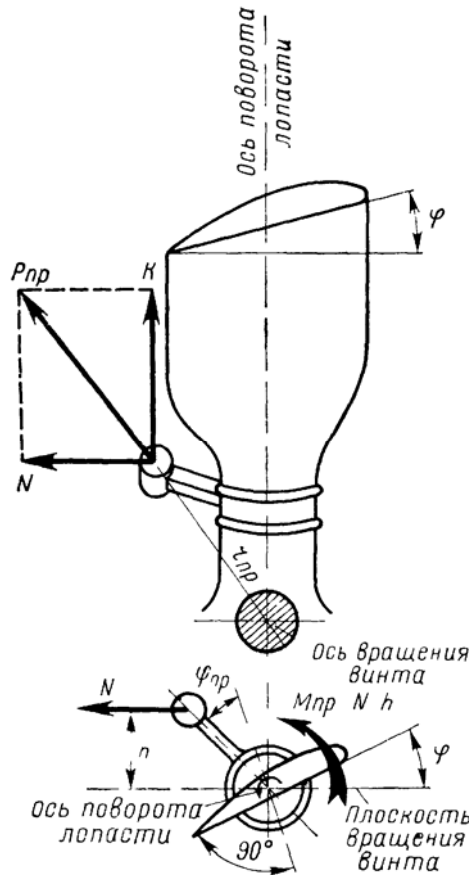


Рис. 74 Характер действия на лопасть воздушного винта собственных центробежных сил

Продольная сила X , направленная параллельно оси поворота лопасти, стремится вырвать лопасть из лопастного стакана, вызывая растяжение лопасти. Поперечная сила T , направленная перпендикулярно оси поворота лопасти, стремится повернуть лопасть в сторону уменьшения угла установки Φ (Поперечные силы T_1 и T_2 создают моменты $M_{л1}$ и $M_{л2}$ лопасти, которые зависят от их массы, числа оборотов воздушного винта и установочного угла лопасти Φ , а также от расстояния объемов от оси поворота лопасти h_1 и h_2 . Максимальное значение его соответствует 0 или 90°.

Рассмотрим действие на лопасть винта центробежных сил противовеса (Рис. 74).

Центробежные силы противовесов лопастей $P_{пр}$ приложены в центре тяжести противовесов и направлены по радиусам их вращения.

При анализе действия центробежной силы противовеса $P_{пр}$ раскладываем ее на две составляющие: силу K , направленную параллельно оси лопасть, которая стремится изогнуть кронштейн противовеса, и силу N , направленную перпендикулярно оси поворота лопасти, которая стремится повернуть лопасть в сторону увеличения ее угла установки Φ

Момент противовеса $M_{пр} = N h (K r_c)$ зависит от величины массы противовеса, радиуса его вращения, числа оборотов воздушного винта, угла установки лопасти и угла установки противовеса $\Phi_{пр}$.

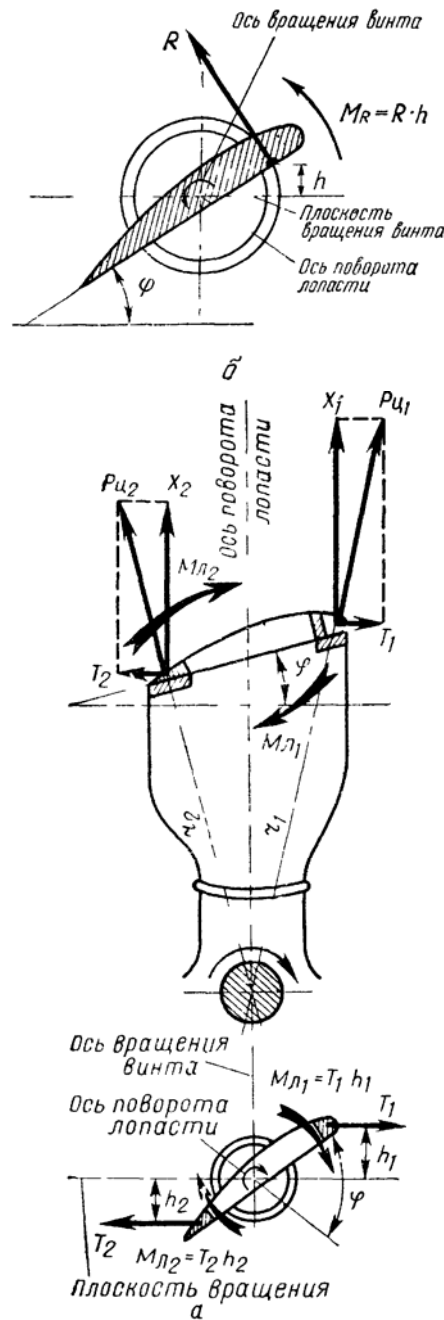


Рис. 75 а - характер действия на лопасть воздушного винта центробежных сил лопасти, б - аэродинамические силы, действующие на винт

Аэродинамическая сила R (Рис. 75, б), приложенная в центре давления профиля, создает момент, поворачивающий лопасть в сторону увеличения шага.

При увеличении угла установки лопасти φ увеличивается и момент аэродинамической силы, но его абсолютное значение в диапазоне рабочих углов поворота рабочих лопастей небольшое по сравнению с величинами аэродинамических центробежных моментов лопастей и противовесов.

Автоматические воздушные винты с гидравлическим управлением работают по прямой, обратной или двусторонней схеме.

Лопастей винтов, работающих по прямой схеме, на малый шаг переводятся действием давления масла и центробежных сил лопастей, на большой шаг - центробежными силами противовесов лопастей и аэродинамическими силами лопастей.

Воздушные винты, работающие по двусторонней схеме, переводятся на малый шаг давлением масла, центробежными силами лопастей, на большой шаг - давлением масла, центробежными силами противовесов и аэродинамическими силами лопастей.

ВЗАИМНОЕ ВЛИЯНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА И САМОЛЕТА

Воздушный винт, установленный на самолетах Як-52 и Як-55, при работе испытывает влияние от расположенных вблизи него частей самолета, при этом уменьшается скорость воздушного потока в плоскости вращения винта, что увеличивает тягу воздушного винта. Такое изменение тяги характеризуется величиной ϵ , называемой коэффициентом торможения скорости, и входит в виде поправки в относительную поступь

$$\lambda = \lambda_0(1 + \epsilon), \tag{3.13}$$

где λ_0 - поступь изолированного воздушного винта.

Величина ϵ всегда больше нуля, поэтому $\lambda > \lambda_0$. С другой стороны, воздушный винт отбрасывает за собой массу воздуха, скорость которого больше скорости полета, увеличивает тем самым лобовое сопротивление частей самолета, находящихся в струе за воздушным винтом. Увеличение сопротивления самолета превышает по своей величине прирост тяги. В итоге - влияние обдувки самолета выражается общим понижением тяги двигательной установки.

Кроме того, за счет того, что скорость отбрасываемого воздушного потока воздушным винтом больше скорости полета, при обтекании частей самолета создается дополнительный прирост подъемной силы. Величина ее зависит от площади крыла, скорости полета, мощности силовой установки.

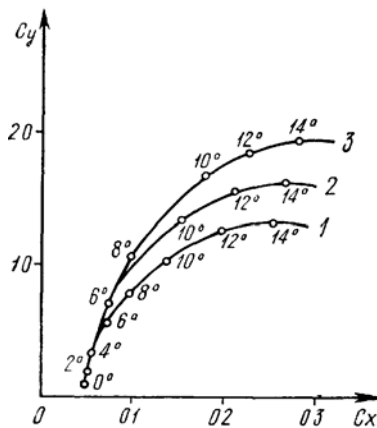


Рис. 76. Поляра самолета с учетом обдувки воздушным винтом

1- без обдувки, 2- работа двигателя в номинале 3- работа двигателя на взлетном режиме

Увеличение скорости полета уменьшает прирост аэродинамических сил.

Чем больше мощность силовой установки, тем больше прирост аэродинамических сил.

Для учета влияния обдувки воздушного винта на аэродинамические силы и их коэффициенты проводится их перерасчет для наиболее характерных режимов силовой установки

Из Рис. 76 видно, что обдувка крыла увеличивает значения C_y и C_x , причем C_y увеличивается больше, чем C_x .

Чем больше углы атаки крыла, тем больше прирост C_y . Так, для самолетов Як-52 и Як-55 на взлетном режиме работы двигателя на угле атаки α , равном 14° , прирост C_y составляет примерно 0,4.

Увеличение C_x за счет увеличения местной скорости воздушного потока на крыле происходит в меньшей степени, чем C_y . На угле атаки α , равном 16° , C_x возрастает на 0,046 или на 22% потому, что индуктивное сопротивление обдуваемой части будет меньше, чем его величина для крыла вне струи от винта.

Улучшение аэродинамических характеристик самолетов Як-52 и Як-55 за счет обдувки от воздушного винта корректирует некоторые параметры самолетов, например: скорость отрыва уменьшается на 15...20%, а длина разбега - на 25...30%.

(Приложение. Описание работы винта В530-ТА-Д35)

ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ В530ТА-Д35

Автоматический воздушный винт В530ТА-Д35 самолетов Як-52 и Як-55 двухлопастный, работает совместно с регулятором оборотов Р-2 по прямой схеме. На малый шаг винт переводится давлением масла и

центробежными силами лопастей, на большой шаг - центробежными силами противовесов и аэродинамическими силами лопастей.

Автоматическая работа воздушного винта с регулятором оборотов обеспечивает поддержание постоянных оборотов, заданных летчиком, путем поворота лопастей в сторону увеличения или уменьшения установочного угла для изменения нагрузки на двигатель и снятия с винта наибольшего КПД.

При отказе регулятора оборотов центробежные силы и аэродинамические силы лопастей переводят винт на большой шаг, сохраняя безопасность полета.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА В530ТА-Д35

Тип винта	Тянущий, автоматический, изменяемого шага
Схема работы	Прямая
Принцип работы	Гидроцентробежный
Направление вращения	Левое
Диаметр винта, м	2,4
Число лопастей две	
Материал	Сосна, дельта-древесина, фанера и стальная оковка
Форма лопастей	Веслообразная
Угол установки лопастей на 1000 мм:	
минимальный	$14^{\circ}30' \pm 10'$
максимальный	$34^{\circ}30' \pm 30'$
Диапазон установки противовеса	$20^{\circ}+40'$
Угол установки противовеса	25°
Масса винта, кг	$40+2\%$

СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ВОЗДУШНОГО ВИНТА В530ТА-Д35 И РЕГУЛЯТОРА ОБОРОТОВ Р2

Совместная работа воздушного винта и регулятора оборотов обеспечивает автоматическое изменение шага винта и сохранение заданной частоты вращения коленчатого вала двигателя.

Работа регулятора оборотов основана на гидроцентробежном принципе. Необходимая частота вращения коленчатого вала двигателя задается изменением силы сжатия золотника вниз и подводом масла в цилиндр для перевода винта на малый шаг.

Центробежные Г - образные грузики на малых оборотах (**48% или 1400 об/мин**) создают центробежные силы, недостаточные для перемещения золотника вверх даже при малом сжатии пружины, т. е. при положении рычага управления винтом «**Большой шаг**».

Вследствие этого невозможно перевести винт на большой шаг при наддуве ниже 400 мм рт. ст., что соответствует частоте вращения коленчатого вала 1300 об/мин при малом шаге.

Таким образом, регулятор оборотов автоматически разгружает двигатель при любом положении рычага управления винтом, переведя винт на малый шаг во время посадки самолета и при остановке двигателя. Это происходит потому, что зубчатая рейка не имеет кинематической связи с золотником и не может удерживать его в верхнем положении.

Перемещение золотника вверх осуществляется центробежными силами Г-образных грузиков, значение которых зависит от числа оборотов коленчатого вала двигателя. Коническая пружина перемещает золотник вниз во всех условиях, случаях, когда сила ее упругости больше центробежных сил Г-образных грузиков.

РАБОТА ВОЗДУШНОГО ВИНТА И РЕГУЛЯТОРА ОБОРОТОВ НА РАВНОВЕСНОМ РЕЖИМЕ

При работе на равновесных режимах (оборотах) (Рис. 77), когда мощность двигателя, скорость полета и высота не меняются, центробежные силы Г-образных грузиков уравнивают силу упругости конической пружины и удерживают золотник в нейтральном положении. При этом масло, находящееся в полости цилиндра воздушного винта, оказывается закрытым в ней. Лопастей воздушного винта под действием аэродинамических и центробежных сил противовесов стремятся повернуться в сторону увеличения шага и переместить поршень воздушного винта вперед, а закрытое в цилиндре масло удерживает поршень, являясь для него гидравлическим упором. Это удерживает лопасти от поворота, сохраняя шаг винта и обороты двигателя постоянными.

Масло, нагнетаемое насосом регулятора, при работе на равновесных оборотах не расходуется и направляется через редукционный клапан на вход в насос с давлением не выше 15 кгс/см^2 .

Если в полете увеличивается частота вращения коленчатого вала двигателя в результате повышения наддува или увеличения скорости полета, растут центробежные силы Г-образных грузов, которые, преодолевая силу сжатия конической пружины, перемещают золотник вверх, открывая канал слива масла из цилиндра винта в картер двигателя. Масло из нагнетательной полости насоса поступает через редукционный клапан на вход в насос с давлением 15 кгс/см². Лопастей винта под действием аэродинамических и центробежных сил противовесов поворачиваются в сторону увеличения шага (Рис. 78), повышая нагрузку на двигатель. При этом уменьшается число оборотов двигателя, снижаются центробежные силы Г-образных грузиков и коническая пружина перемещает золотник в нейтральное положение при оборотах, равных заданным, при которых центробежные силы грузиков уравниваются силой упругости конической пружины

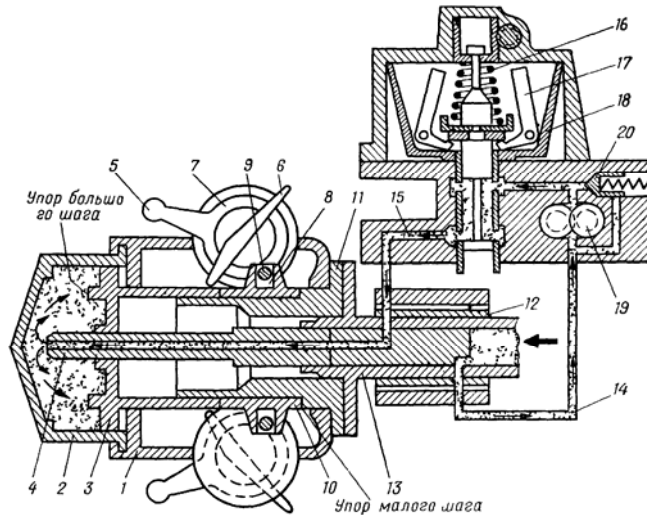


Рис. 77 Схема работы воздушного винта на равновесных оборотах

1- корпус винта 2- цилиндр 3- поршень 4- штуцер переходника 5- противовес, 6- лопасть 7- стакан лопасти 8- палец 9- сухарь 10- поводок 11- ступица 12- кольца маслоуплотнительные 13- вал винта 14- канал подвода масла к регулятору оборотов $P=2$ 15 - канал подвода масла к винту, 16 - коническая пружина 17- грузик регулятора, 18 - золотник 19 - маслонасос регулятора 20 - редукционный клапан

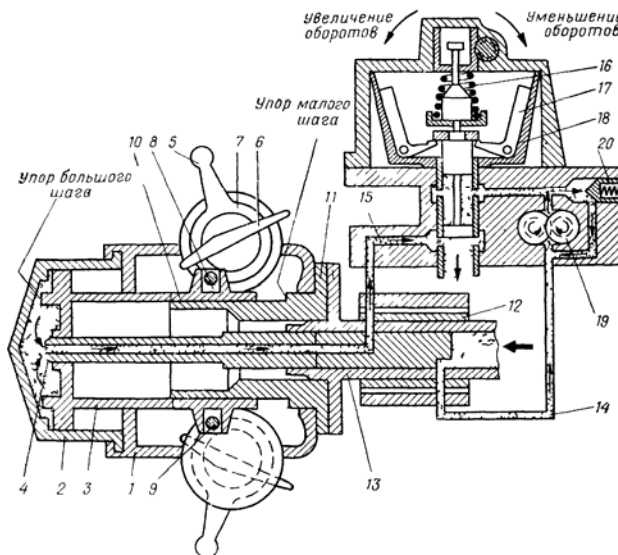


Рис. 78 Схема работы воздушного винта при переводе лопастей на «Большой шаг» (см. Рис. 77)

Если в полете число оборотов двигателя уменьшается в результате снижения наддува или скорости полета, уменьшаются центробежные силы Г-образных грузиков и коническая пружина перемещает золотник вниз, открывая канал подвода масла в цилиндр винта для перемещения поршня назад и поворот лопастей в сторону уменьшения шага (Рис. 79)

При этом увеличиваются обороты двигателя, растут центробежные силы Г-образных грузиков, которые, преодолевая упругость сжатой конической пружины, перемещают золотник в нейтральное

положение при оборотах, равных заданным, обеспечивая восстановление равновесия между силой упругости сжатой конической пружины и центробежными силами вращения грузиков.

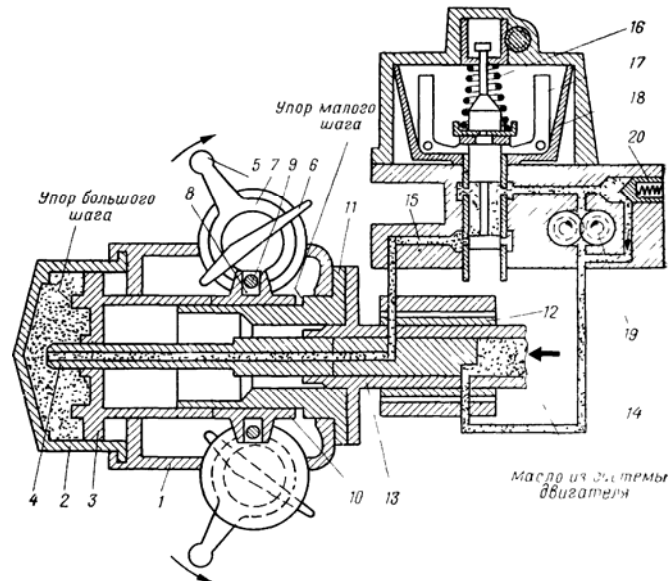


Рис. 79 Схема работы воздушного винта при переводе лопастей на «Малый шаг»

ПРИНУДИТЕЛЬНОЕ ИЗМЕНЕНИЕ ШАГА ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Во время опробования двигателя для проверки работы воздушного винта и регулятора оборотов устанавливают рычагом газа 2050 об/мин (70%), а затем, плавно перемещая рычаг управления регулятором оборотов в положение «Большой шаг», проверяют изменение режима работы двигателя.

Число оборотов коленчатого вала двигателя при этом должно снизиться до 1450 об/мин (50%).

Зубчатая рейка регулятора оборотов перемещается вверх, уменьшается сжатие конической пружины, и Г-образные грузики под действием центробежных сил перемещают золотник в верхнее положение, обеспечивая слив масла из цилиндра винта в картер двигателя и поворот лопастей на большой шаг под действием центробежных сил противовесов и аэродинамических сил лопастей. Масло, нагнетаемое насосом, будет перепускаться редукционным клапаном на вход в насос регулятора.

Во время перемещения рычага управления регулятора оборотов в положение «Малый шаг» зубчатая рейка передвигается в нижнее положение, увеличивая сжатие конической пружины, которая перемещает золотник в нижнее положение, обеспечивая подвод масла в цилиндр винта и поворот лопастей на малый шаг. При этом обороты восстанавливаются до первоначальных 2050 об/мин (70%), указывая на полный диапазон поворота лопастей и нормальную работу регулятора оборотов.

Полное затяжеление винта со взлетного режима вызывает уменьшение оборотов до 2050 об/мин, т. е. на 850 об/мин, и снижение наддува на 50 мм рт. ст. и мощности на 120 л. с. Следовательно, взлет самолета и уход на второй круг при большом шаге винта затрудняются.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ САМОЛЕТА

Полет самолета от взлета до посадки представляет собой сочетание различных видов движения. Наиболее продолжительным видом движения является прямолинейный полет.

Установившимся прямолинейным полетом называется такое движение самолета, при котором скорость движения с течением времени не изменяется по величине и направлению.

К установившемуся прямолинейному полету относятся горизонтальный полет, подъем и снижение самолета (планирование).

Определим характерные режимы и характеристики горизонтального полета, подъема и планирования применительно к самолетам Як-52 и Як-55, их зависимость от высоты полета, полетного веса и режима работы двигателя.

УСТАНОВИВШИЙСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейный полет с постоянной скоростью без набора высоты и снижения.

На Рис. 80 показаны силы, действующие на самолет в горизонтальном полете без скольжения, где

Y - подъемная сила;

X - лобовое сопротивление;

G - вес самолета;

P - сила тяги двигателя.

Все эти силы необходимо считать приложенными к центру тяжести самолета, так как его прямолинейный полет возможен лишь при условии, что сумма моментов всех сил относительно центра тяжести равна нулю.

Необходимое равновесие моментов летчик создает соответствующим отклонением рулей управления.

Из рисунка видно, что вес самолета G уравновешивает подъемная сила самолета Y , а лобовое сопротивление X - сила тяги P .

Для установившегося горизонтального полета необходимы два условия:

$$Y - G = 0 \text{ (условие постоянства высоты } H = \text{const}); \quad (4.1)$$

$$P - X = 0 \text{ (условие постоянства скорости } V = \text{const}). \quad (4.2)$$

Эти равенства называются **уравнениями движения для установившегося горизонтального полета**. При нарушении этих равенств движение самолета станет криволинейным и неравномерным.

Пользуясь этими равенствами, можно определить скорость, коэффициент подъемной силы, тягу и мощность, потребные для горизонтального полета.

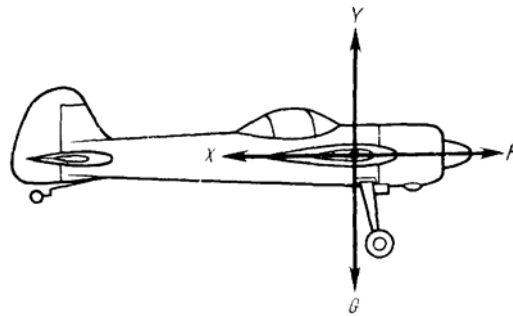


Рис. 80 Схема действующих сил на самолет в установившемся полете

СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Для того чтобы крыло самолета могло создать подъемную силу, равную весу самолета, нужно, чтобы оно двигалось с определенной скоростью относительно воздушных масс.

Скорость, необходимая для создания подъемной силы, равной весу самолета при полете самолета на данном угле атаки и данной высоте полета, называется потребной скоростью горизонтального полета.

По определению горизонтального полета должно быть выполнено условие $Y = G$.

Известно, что

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (4.3)$$

следовательно,

$$Y = G = C_y \frac{\rho v^2}{2} S. \quad (4.4)$$

Решив это уравнение, найдем скорость, потребную для выполнения горизонтального полета

$$v_{г.п.} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}}. \quad (4.5)$$

Величина потребной скорости зависит от веса самолета, площади его крыла, от высоты полета (выраженной через массовую плотность ρ) и коэффициента подъемной силы C_y .

Из формулы (4.5) видно, что с увеличением веса самолета скорость, потребная для горизонтального полета, также увеличивается, так как для уравновешивания большего веса требуется большая подъемная сила, что достигается (при прочих равных условиях) увеличением скорости полета (см. формулу 6.4). Увеличение площади крыла, наоборот, уменьшает потребную скорость. Для расчетов на практике обычно применяют отношение

$$\frac{G}{S} = P, \quad (4.6)$$

называемое удельной нагрузкой на крыло.

У современных самолетов удельная нагрузка на крыло колеблется в широких пределах: от 100 кг/м² у легких самолетов до 800 кг/м² и более у тяжелых самолетов и самолетов больших скоростей полета.

С увеличением высоты полета массовая плотность воздуха уменьшается. Согласно формуле (6.5) уменьшение плотности ρ приводит к увеличению потребной скорости полета.

Если изменять угол атаки, то пропорционально будет изменяться и коэффициент подъемной силы C_y . А изменение C_y отражается на величине потребной скорости горизонтального полета. Чем меньше C_y (и угол атаки соответственно), тем больше должна быть скорость полета, и наоборот. Из этого следует важный вывод: каждому углу атаки на данной высоте полета соответствует вполне определенная скорость горизонтального полета $V_{г.п.}$.

ТЯГА И МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНЫЕ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Потребной тягой для горизонтального полета называется тяга, необходимая для установившегося горизонтального полета, т. е. для уравновешивания лобового сопротивления самолета на данном угле атаки ($P_{п}=X$).

В горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета $Y=G$, тогда, разделив первое равенство на второе, получим

$$\frac{Y}{X} = \frac{G}{P_{п}} = K; \quad P_{п} = \frac{G}{K}. \quad (4.7)$$

Формула показывает, что чем меньше вес самолета и чем больше его качество K , тем меньшая тяга потребуется для горизонтального полета. Но качество самолета зависит от угла атаки, следовательно, при изменении угла атаки меняется и потребная тяга. Поэтому для определения потребной тяги при заданном угле атаки необходимо предварительно найти соответствующее ей качество самолета.

Чтобы найти зависимость $P_{п}$ от $V_{г.п.}$ подставим в формулу (4.7) развернутое выражение подъемной

силы, получим
$$P_{п} = \frac{C_{y_{гп}} \rho V^2}{2K}.$$
 Из формулы видно, что потребная тяга горизонтального полета зависит от квадрата скорости.

На Рис. 81 приведены кривые зависимости $P_{п}$ от $V_{гп}$ скорости полета на высоте $H=500$ м для самолетов Як-52 и Як-55.

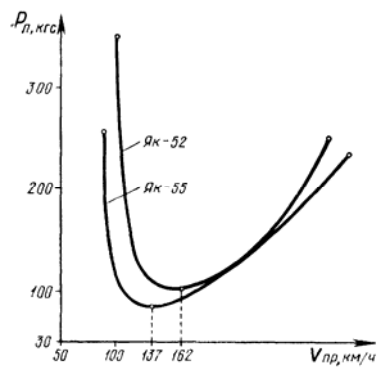


Рис. 81 Кривые потребных тяг для горизонтального полета самолетов Як-52 и Як-55

Задача 1. Определить тягу, необходимую для горизонтального полета «самолета Як-55 при угле атаки 5° и полетном весе 870 кгс

Решение. По поляре самолета Як-55 находим, что при угле атаки 5° коэффициенты имеют значения. $C_y=0,39$, $C_x=0,045$, следовательно, качество равно

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0,39}{0,045} = 8,66.$$

Тогда потребная тяга будет иметь значение

$$P_{\Pi} = \frac{G}{K} = \frac{870}{8,66} \cong 100 \text{ кгс}.$$

Задача 2. Определить тягу, необходимую для горизонтального полета «самолета Як-52 при угле атаки 7° и полетном весе 1290 кгс

Решение. На поляре самолета Як-52 находим, что при угле атаки 7° коэффициенты равны. $C_y = 0,67$, $C_x = 0,056$, следовательно,

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0,67}{0,056} = 11,96.$$

Тогда потребная тяга будет равна

$$P_{\Pi} = \frac{G}{K} = \frac{1290}{11,96} \cong 108 \text{ кгс}.$$

В задачах не указана высота полета, так как высота при равных углах атаки и отсутствии сжимаемости воздуха не влияет на потребную тягу.

Качество самолета зависит только от величины коэффициентов C_y и C_x , а на них высота полета на скоростях до 700 км/ч не влияет. Таким образом, для самолетов Як-52 и Як-55 можно считать, что потребная тяга от высоты не зависит.

Потребная мощность. Для горизонтального полета потребной мощностью называется мощность, необходимая для обеспечения установившегося горизонтального полета на данном угле атаки и обозначается N_{Π} .

Если при полете со скоростью V_{Π} требуется тяга P_{Π} , то потребная мощность определяется по формуле

$$N_{\Pi} = \frac{P_{\Pi} V_{\Pi}}{75}. \tag{4.8}$$

Эта формула показывает, что потребная мощность зависит от тех же факторов, от которых зависят потребная тяга и скорость полета. Подставив в формулу (4.8) вместо P_{Π} и V_{Π} их развернутые выражения, получим развернутую формулу потребной мощности

$$N_{\Pi} = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}}. \tag{4.9}$$

Из формулы видно, что потребная мощность зависит: от высоты полета самолета (плотность воздуха); от веса самолета и удельной нагрузки на крыло; от аэродинамического качества самолета и коэффициента подъемной силы.

Следовательно, потребная мощность тем больше, чем больше вес самолета, меньше плотность воздуха и хуже качество самолета.

При условии $G=const$ и $H=const$ потребная мощность зависит только от угла атаки и, как следствие, от скорости полета.

В горизонтальном полете потребная тяга равна лобовому сопротивлению $P_{II}=X$, тогда формула потребной мощности будет иметь следующий вид:

$$N_{II} = \frac{XV}{75}. \quad (4.10)$$

Если в формулу подставить развернутое выражение лобового сопротивления, то получим

$$N_{II} = \frac{C_x \rho \cdot V^3}{75}. \quad (4.11)$$

Формула показывает, что мощность, потребная для горизонтального полета, пропорциональна кубу скорости (потребная тяга пропорциональна квадрату скорости). На Рис. 82 приводятся кривые зависимости N_{II} от V , скорости полета на высотах $H=500$ м и $H=1000$ м для самолетов Як-52 и Як-55.

Таким образом, чтобы увеличить скорость полета в 2 раза, мощность необходимо увеличить в 8 раз.

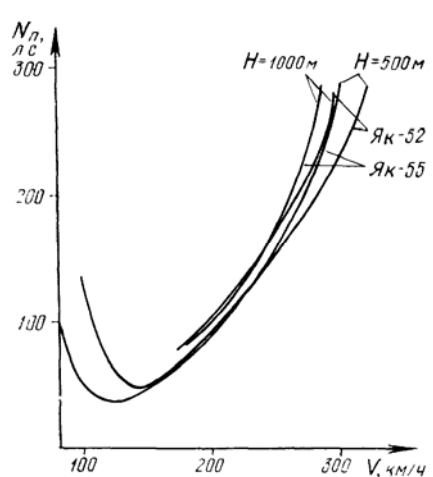


Рис. 82 Кривые мощностей, потребных для горизонтального полета

Задача. Определить мощность, потребную для горизонтального полета у земли, если вес самолета Як-52 $G=1200$ кгс, коэффициенты $C_y=0,4$ и $C_x=0,044$, $S=15$ м².

Решение. 1. Определим скорость полета

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} \sqrt{\frac{2 \cdot 1200}{0,4 \cdot 0,125 \cdot 15}} \cong 203,7 \text{ км/ч.}$$

Решение. 2. Качество самолета

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0,4}{0,044} = 9.$$

Решение. 3 Потребная тяга

$$P_{II} = \frac{G}{K} = \frac{1200}{9} = 133 \text{ кгс.}$$

Решение. 4. Потребная мощность

$$N_{II} = \frac{P_{II} \cdot V_{III}}{75} = \frac{133 \cdot 54,2}{75} \cong 96 \cong 70,6 \text{ Вт.}$$

ЗАВИСИМОСТЬ ПОТРЕБНОЙ ТЯГИ И МОЩНОСТИ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА ОТ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА. КРИВЫЕ Н. Е. ЖУКОВСКОГО

Для полной характеристики горизонтального полета и определения летных данных самолетов воспользуемся графоаналитическим методом, предложенным Н. Е. Жуковским. Наложим на кривые потребных тяг и мощностей P_p и N_p кривые располагаемых тяг и мощностей P_r и N_r . Полученные таким образом кривые носят название кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей, или кривых Н. Е. Жуковского (Рис. 83, Рис. 84).

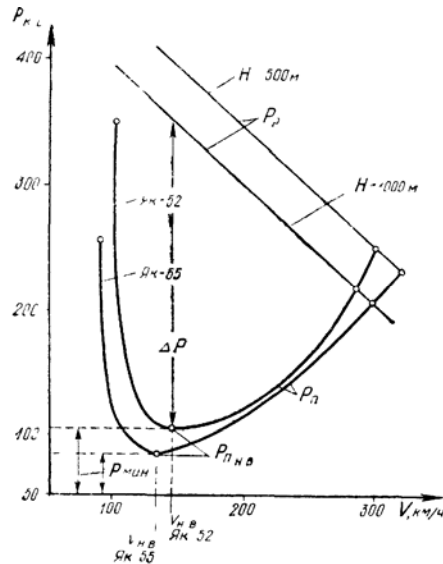


Рис. 83 Кривые располагаемых и потребных тяг самолетов Як-52 и Як-55 (кривые Н. Е. Жуковского)

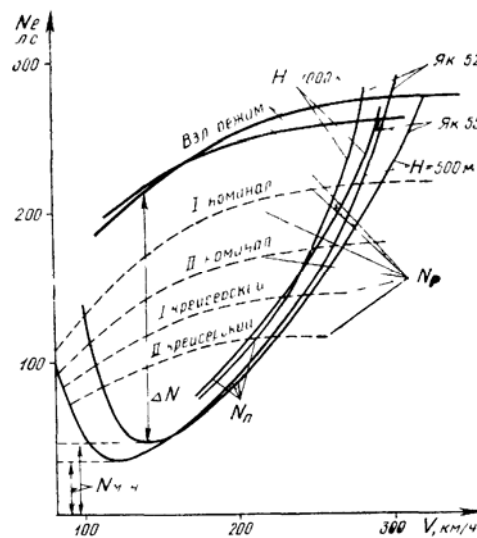


Рис. 84 Кривые располагаемых и потребных мощностей самолетов Як-52 и Як-55 (кривые Н. Е. Жуковского)

На рисунках приведены кривые P_p , N_p , P_r и N_r самолетов Як-52 и Як-55 ($H=500$ м и $H=1000$ м).

Располагаемой тягой (мощностью) принято называть наибольшую тягу (мощность), которую может развить силовая установка на данной высоте и скорости полета. Располагаемая тяга зависит от высоты, поэтому кривую необходимо брать для той высоты, на которой задано определить летные качества самолета.

Точка пересечения кривых соответствует полету с наименьшим возможным в горизонтальном полете углом атаки, то есть полету на максимальной скорости горизонтального полета (для самолета Як-52 - $V_{ГП} = 300$ км/ч, для Як-55 - $V_{ГП.макс}$).

С уменьшением скорости полета и увеличением угла атаки потребная тяга и мощность уменьшаются, минимальная потребная тяга находится проведением касательной к кривой P_p параллельно оси скорости. Точка касания обозначает угол атаки, при котором требуется минимальная тяга для горизонтального полета (для самолета Як-52 при $H=500$ м $P_{p мин} = 103$ кгс, для Як-55 при $H=500$ м $P_{p мин} = 87$ кгс).

Из формулы потребной тяги следует, что минимальная тяга для горизонтального полета потребуется при максимальном качестве самолета

$$P_{\Pi} = \frac{G}{K_{\text{МАКС}}}. \quad (4.12)$$

Максимальное качество самолета достигается при наивыгоднейшем угле атаки. Скорость, соответствующая $\alpha_{\text{НВ}}$, называется наивыгоднейшей скоростью горизонтального полета $V_{\text{НВ}}$ (для самолета Як-52 $V_{\text{НВ}}=162$ км/ч, для Як-55 $V_{\text{НВ}}=137$ км/ч).

При наивыгоднейшем угле атаки требуется минимальная потребная тяга $R_{\text{мин}}$. Следовательно, расход топлива на один километр пути будет минимальным и дальность полета максимальной.

Но расход топлива был бы минимальным, если бы двигатель работал без потерь. Поэтому для компенсации потерь требуется дополнительная тяга двигателя и общая тяга $R_{\Pi\text{НВ}}$ будет больше на эту величину. Минимальный километровый расход топлива получается на несколько большей скорости, чем наивыгоднейшая

Далее, анализируя график на Рис. 83, видно, что при дальнейшем уменьшении скорости (после наивыгоднейшей) и увеличении угла атаки потребная тяга растет. Это объясняется ухудшением качества самолета.

Скорость может быть уменьшена до минимальной, соответствующей критическому углу атаки. Касательная к кривой, параллельной оси P , отмечает угол атаки и соответствующую ему минимальную скорость горизонтального полета.

Для того чтобы установить ту или иную скорость горизонтального полета самолета, летчику необходимо создать условия (изменяя тягу двигателя) равенства располагаемой и потребной тяги ($P_{\Pi}=P_p$). Поэтому на скоростях, меньших максимальной, летчику необходимо уменьшить тягу двигателя до определенной величины, и точка пересечения располагаемой и потребной тяги будет на меньшей, выбранной летчиком скорости.

Если располагаемая тяга будет больше потребной, то самолет начнет подниматься, если меньше - снижаться. В обоих случаях самолет не будет лететь горизонтально.

Анализируя график Рис. 83, можно сделать вывод, что на всех скоростях, кроме максимальной, тяга силовой установки $P_{\text{РМАКС}}$ больше потребной тяги P_{Π} .

ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Диапазоном скоростей горизонтального полета называется разность между максимальной и практической минимальной скоростями на одной и той же высоте полета.

Следовательно, диапазон скоростей горизонтального полета будет равен

$$D = V_{\text{МАКС}} - V_{\text{ЭК}}. \quad (4.13)$$

Для сравнения разных самолетов пользуются понятием *относительный диапазон скоростей*. Относительным диапазоном скоростей называется отношение диапазона скоростей к максимальной скорости полета. Чем больше относительный диапазон скоростей, тем лучше самолет в летном отношении. В относительном диапазоне скоростей самолета находятся также характерные скорости, как экономическая, наивыгоднейшая и максимальная.

ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В установившемся горизонтальном полете тяга силовой установки должна уравновешивать лобовое сопротивление. Это значит, что в любом режиме полета, кроме $V_{\text{МАКС}}$, летчику необходимо задресселировать двигатель (уменьшить обороты коленчатого вала), то есть уменьшить мощность до такой степени, чтобы она сравнялась с потребной мощностью.

Если после уравновешивания самолета в одном из режимов установившегося горизонтального полета скорость по какой-либо причине изменится, то поведение самолета в большей степени будет зависеть от соотношения приращения потребной мощности и располагаемой мощности задресселированного двигателя $N_{\text{др}}$.

Интервал первых режимов - это все скорости от $V_{\text{МАКС}}$ до $V_{\text{ЭК}}$, для которых производные мощности от скорости полета больше производной мощности задресселированного двигателя от скорости $\frac{dN_n}{dV} > \frac{dN_n}{dV}$. Интервал вторых режимов - это все скорости от $V_{\text{ЭК}}$ до $V_{\text{мин}}$, для которых $\frac{dN_n}{dV} < \frac{dN_n}{dV}$.

Это значит, что увеличение скорости горизонтального полета на первых режимах сопровождается уменьшением избытка мощности, а на вторых режимах - увеличением избытка мощности. Границей первых и вторых режимов горизонтального полета является экономическая скорость горизонтального полета, при

$$\frac{dN_n}{dV} = \frac{dN_{др}}{dV}$$

которой устанавливается равенство (Рис. 85).

Полет самолета на первых режимах выполняется на малых углах атаки, когда крыло обтекается установившимся ламинарным воздушным потоком, самолет хорошо устойчив и управляем. Поэтому обычно пользуются первыми режимами.

Для установившегося горизонтального полета на некоторой скорости V_1 в области первых режимов (Рис. 85) двигатель должен быть задресселирован до характеристики $M_{др1}$. При случайном увеличении скорости горизонтального полета возникает отрицательный избыток мощности, самолет будет двигаться с торможением и вернется к исходной скорости. При уменьшении скорости избыток мощности будет направлен вперед и самолет также восстановит скорость исходного режима. Для сохранения скорости на первых режимах от летчика требуется одно - выдерживать горизонтальный полет при помощи руля высоты. Если летчику по условиям полета необходимо перейти на новую, большую скорость, в пределах первых режимов на той же высоте, то, сохраняя горизонтальный полет, он должен увеличить мощность двигателя, а для перехода на меньшую скорость горизонтального полета - уменьшить мощность силовой установки (уменьшить частоту вращения коленчатого вала).

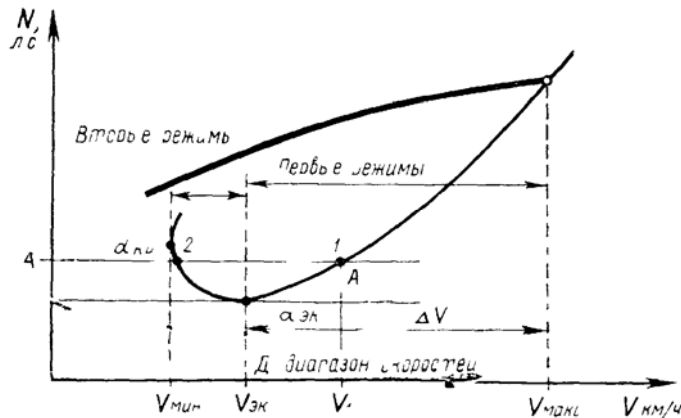


Рис. 85 Первые и вторые режимы и диапазоны скоростей горизонтального полета

Полет на вторых режимах горизонтального полета происходит на больших углах атаки и на скоростях горизонтального полета, меньших, чем экономическая скорость, что связано с ухудшением обтекания крыла и понижением эффективности рулей, и тем самым ухудшением устойчивости и управляемости самолета, особенно поперечной. Поэтому летать на вторых режимах не рекомендуется. К ним прибегают лишь при некоторых тренировочных полетах и при выполнении посадки.

Рассмотрим влияние изменения скорости на выполнение горизонтального полета на вторых режимах. Пусть самолет выполняет горизонтальный полет на скорости V_2 . С увеличением скорости возникает положительный избыток мощности, и если летчик не изменит режим работы двигателя и будет выдерживать горизонтальный полет, то увеличение скорости будет продолжаться, пока не наступит равновесие на новой скорости V_1 , лежащей в области первых режимов. При случайном уменьшении скорости избыток лобового сопротивления над тягой вызывает торможение самолета до минимальной скорости (самолет может сорваться в штопор).

Таким образом, на вторых режимах выдерживание постоянства высоты полета не обеспечивает сохранение скорости.

При выполнении длительного полета на вторых режимах для восстановления исходной скорости летчику необходимо либо изменением режима работы двигателя (при увеличении скорости тягу необходимо уменьшить, а при уменьшении скорости - увеличить), либо изменением угла наклона траектории полета восстановить заданную скорость горизонтального полета. Во втором случае траектория полета будет не прямолинейной, а волнообразной.

В области вторых режимов для увеличения скорости горизонтального полета необходимо сначала увеличить мощность двигателя, а затем, когда скорость начнет возрастать, уменьшить ее. Для уменьшения скорости горизонтального полета следует несколько задресселировать двигатель (уменьшить частоту вращения коленчатого вала), чтобы скорость начала падать, после чего увеличить мощность до потребной.

То есть на вторых режимах горизонтального полета требуется двойное движение рычагом управления дроссельной заслонкой карбюратора.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что допускать уменьшение скорости ниже экономической не следует. Иначе говоря, для самолетов Як-52 и Як-55 экономическая скорость является практически минимальной скоростью горизонтального полета.

Разность между скоростью $V_{ГП}$, которую летчик выдерживает в горизонтальном полете, и экономической скоростью называется *запасом скорости ΔV* :

$$\Delta V = V_{ГП} - V_{ЭК} \quad (4.14)$$

В полете на малой высоте рекомендуется иметь запас скорости (для самолета Як-52 $V_{мин} = 170$ км/ч), равный примерно 20...30% экономической скорости горизонтального полета.

Из сказанного ясно, что в летной практике запас скорости имеет большое значение. Имея достаточный запас скорости, летчик гарантирован от неожиданного попадания в интервал вторых режимов, следовательно, и от опасности потери скорости.

ЭВОЛЮТИВНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА

Эволютивная скорость летательного аппарата - минимальная скорость, на которой самолет имеет возможность выполнять некоторые минимальные эволюции (маневры). Для неманевренных самолетов различают минимальную эволютивную скорость: при разбеге, взлете, посадке и при уходе на второй круг.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ПОТРЕБНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА.

ГРАФИК ПОТРЕБНЫХ И РАСПОЛАГАЕМЫХ МОЩНОСТЕЙ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВЫСОТ

Воспользовавшись формулой (4.11), найдем зависимость потребной мощности от высоты полета. После преобразований получим

$$N_H = N_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}, \quad (4.15)$$

Где N_H - потребная мощность горизонтального полета на заданной высоте H ;

N_0 - потребная мощность горизонтального полета у земли. Из формулы видно, что при неизменном угле атаки потребная для горизонтального полета мощность будет увеличиваться с высотой

пропорционально $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$.

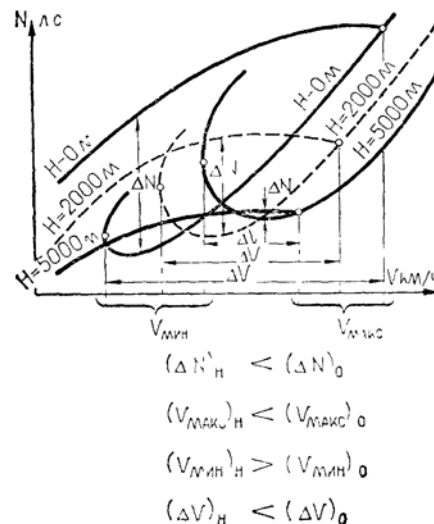


Рис. 86 Кривые потребных и располагаемых мощностей для различных высот полета



Рис. 87 Изменение характерных скоростей горизонтального полета с подъемом на высоту самолета с поршневой силовой установкой

Полет на наивыгоднейшем угле атаки и соответствующих ему максимальном качестве $k_{\text{МАКС}}$ и наивыгоднейшей скорости при увеличении высоты полета потребует увеличения потребляемой мощности, так

как наивыгоднейшая скорость с поднятием на высоту растет пропорционально $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$.

Однако отношение $\frac{N_{\text{П}}}{v}$ для всех высот сохранится постоянным, потому что

$$\text{tg } \varphi = \frac{N_{\text{П}}}{v_0} = \frac{N_{\text{П}_0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}}{v_{\text{П}_0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}} = \frac{N_{\text{П}_0}}{v_{\text{П}_0}} = \text{const.} \quad (4.16)$$

Из этого следует, что кривые для различных высот полета будут иметь общую касательную, проведенную из начала координат (Рис. 86). Кривые располагаемых мощностей снимаются с характеристик двигательных установок с учетом КПД воздушного винта.

У самолетов с высотными поршневыми двигателями располагаемая мощность увеличивается до расчетной высоты, вследствие этого увеличивается и максимальная скорость полета. Выше расчетной высоты располагаемая мощность уменьшается, уменьшается и $v_{\text{МАКС}}$ (Рис. 87). С увеличением высоты полета до расчетной увеличивается и избыток мощности. Дальнейшее увеличение высоты полета сопровождается уменьшением избытка мощности ΔN , который на потолке самолета обращается в нуль.

ВЛИЯНИЕ МАССЫ САМОЛЕТА НА ПОТРЕБНЫЕ СКОРОСТИ.

Удельная нагрузка на крыло в полете меняется в зависимости от количества горючего (его расхода).

Рассмотрим горизонтальный полет самолета Як-52 при изменении нагрузки, но при одинаковом угле атаки и на одной высоте.

Пусть полетный вес уменьшается, но условие горизонтального полета сохраняется ($Y=G$), поэтому соответственно необходимо уменьшить подъемную силу. Это можно выполнить либо уменьшением угла атаки, либо путем уменьшения скорости до величины V_1 .

Если известна потребляемая скорость V при расчетном весе G , то вычислить потребляемую скорость при новом весе можно по формуле

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} \quad \text{и} \quad V_1 = \sqrt{\frac{2G_1}{C_y \rho S}},$$

разделив второе выражение на первое и сократив, получим

$$\frac{V_1}{V} = \sqrt{\frac{G_1}{G}}, \quad V_1 = V \sqrt{\frac{G_1}{G}}. \quad (4.17)$$

Из формулы видно, что при уменьшении полетного веса потребляемая скорость уменьшается пропорционально квадратному корню отношения весов (плотность воздуха неизменна). При уменьшении веса на самолетах Як-52 и Як-55 потребляемая скорость горизонтального полета уменьшается.

Задача. Летчик выполняет перелет на высоте 500 м. Первоначальный полетный вес составлял 1240 кгс. Скорость полета $V=240$ км/ч. К концу перелета израсходовано 80 кгс горючего. Какова величина необходимой скорости горизонтального полета при том же угле атаки и той же высоте полета.

Решение 1 Определим вес самолета без израсходованного горючего. Он составляет 1160 кгс.

2 Определим необходимую скорость для сохранения горизонтального полета по формуле (725)

$$V_1 = 240 \sqrt{\frac{1160}{1240}} = 225,6 \text{ км/ч.}$$

Потребная скорость для сохранения горизонтального полета при том же угле атаки и при той же высоте полета составляет 225,6 км/ч.

Изменение полетного веса влияет также и на другие летные качества самолета. Рассматривая кривые потребных мощностей для разного веса самолета, можно сделать выводы:

при увеличении веса самолета его минимальная посадочная, экономическая и наивыгоднейшая скорости увеличиваются, максимальная скорость уменьшается по причине увеличения угла атаки, необходимого для поддержания веса самолета в горизонтальном полете;

с увеличением полетного веса диапазон скоростей уменьшается вследствие уменьшения максимальной скорости и увеличения экономической;

с увеличением полетного веса уменьшается потолок самолета вследствие уменьшения избытка мощности.

Анализируя вышесказанное, можно сделать вывод, что с увеличением полетного веса самолета его летные характеристики ухудшаются, а с уменьшением веса самолета - улучшаются.

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

Подъем является одним из видов установившегося движения самолета, при котором самолет набирает высоту по траектории, составляющей с линией горизонта некоторый угол.

Установившийся подъем - это прямолинейный полет самолета с набором высоты с постоянной скоростью. Режим подъема характеризуется следующими параметрами:

- скоростью по траектории - скорость подъема U ;
- углом наклона траектории подъема к горизонту - угол подъема θ ;
- вертикальной составляющей скорости подъема - вертикальная скорость U_y .

СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ НА ПОДЪЕМЕ

Рассмотрим прямолинейный установившийся подъем самолета, траектория которого наклонена к горизонту под некоторым углом θ , называемым углом подъема.

При подъеме на самолет действуют следующие силы (Рис. 88):

- сила тяги P - в направлении движения;
- сила лобового сопротивления Q - в направлении, обратном движению;
- составляющая сила веса G_2 в направлении, обратном направлению движения;
- в направлении, перпендикулярном к траектории полета, действуют подъемная сила Y и составляющая силы веса G_1 .

Так как подъем является плоским поступательным установившимся движением, то все силы, действующие на самолет, приложены в его центре тяжести.

Для выполнения условия равномерности и прямолинейности подъема самолета все действующие на него силы должны быть взаимно уравновешены. Следовательно, условием прямолинейности движения при подъеме является равенство сил Y и G_1 .

$$Y = G_1 = G \cdot \cos \theta. \quad (5.1)$$

Условием равномерности движения самолета будет равенство сил, действующих вдоль траектории:

$$P = Q + G_2 = Q + G \cdot \sin \theta. \quad (5.2)$$

При нарушении одного из этих равенств движение не будет прямолинейным и равномерным, так как появившиеся неуравновешенные силы будут искривлять траекторию в первом случае и ускорять или замедлять движение самолета во втором.

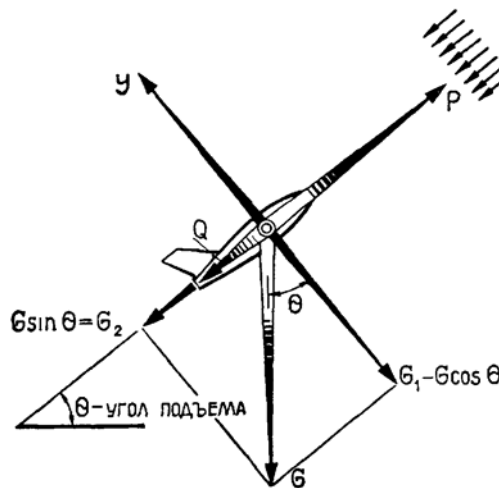


Рис. 88 Схема сил на подъеме

$$Y = G \cos \theta - \text{условие прямолинейности}$$

$$P = Q + G \sin \theta - \text{условие равномерности}$$

Из анализа уравнений сил при подъеме можно сделать следующие выводы:

- подъемная сила при подъеме меньше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, так как она уравнивает только часть веса самолета;

- потребная сила тяги при подъеме больше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, потому что кроме лобового сопротивления она уравнивает составляющую веса самолета G_2 . Таким образом, подъем совершается не за счет увеличения подъемной силы крыла, а за счет увеличения силы тяги.

С увеличением угла подъема θ составляющая веса G , направленная перпендикулярно к траектории подъема, уменьшается, следовательно, должна быть меньше и уравнивающая ее подъемная сила Y . При этом составляющая веса G_2 увеличивается, что требует увеличения тяги силовой установки. Увеличение же силы тяги при подъеме возможно только при наличии ее избытка.

Важной характеристикой самолета является его тяговооруженность - отношение максимальной располагаемой тяги у земли к весу самолета.

$$\varphi = \frac{P}{G}. \quad (5.3)$$

У современных самолетов с ТРД тяговооруженность достаточно высокая и может достигать единицы и более:

- у самолета МИГ-17 $\varphi = 0,52$,

- у самолета Л-29 $\varphi = 0,34$.

Если бы силовая установка обладала тягой, превышающей сумму веса самолета и его лобового сопротивления, то самолет мог бы выполнять установившийся вертикальный подъем ($\theta = 90^\circ$).

СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

Скоростью, потребной для подъема самолета $v_{под}$, называется скорость, необходимая для создания подъемной силы, уравнивающей составляющую веса, перпендикулярную траектории подъема на данном угле атаки.

Из условия прямолинейности движения можно определить величину потребной для подъема скорости.

$$Y = G \cos \theta.$$

Подставив в это уравнение значение подъемной силы, получим

$$C_y \frac{\rho v_{под}^2}{2} S = G \cdot \cos \theta. \quad (5.4)$$

Из уравнения (5.4) находим

$$v_{под} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho \cdot S} \cdot \cos \theta}. \quad (5.5)$$

Так как выражение $\sqrt{\frac{2G}{C_y \rho \cdot S}}$ - есть численная величина потребной скорости горизонтального полета $v_{ГП}$ то формула (5.5) примет вид

$$v_{под} = v_{ГП} \sqrt{\cos \theta}. \quad (5.6)$$

Величина $\sqrt{\cos \theta}$ всегда меньше единицы, поэтому можно сделать вывод, что для выполнения подъема самолета требуется меньшая скорость, чем при горизонтальном полете на том же угле атаки. Для небольших углов подъема (до $\theta = 20^\circ$) потребная скорость для подъема самолета незначительно отличается от потребной скорости горизонтального полета на том же угле атаки. Поэтому при подъеме с углом θ , не превышающим $20 - 25^\circ$, можно принимать, что скорость, потребная для подъема, равна скорости, потребной для горизонтального полета.

ТЯГА И МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНЫЕ ПРИ ПОДЪЕМЕ

Тяга, необходимая для того, чтобы уравновесить силу лобового сопротивления и составляющую веса Gg при подъеме самолета на данном угле атаки, называется потребной тягой для подъема.

Из условия равномерности движения можно определить величину тяги, потребной для подъема.

$$P_{под} = Q + G \cdot \sin \theta. \quad (5.7)$$

Если совершать подъем самолета на тех же углах атаки, что и горизонтальный полет, то лобовое сопротивление при подъеме будет численно равно потребной тяге горизонтального полета. Уравнение (5.7) в этом случае можно записать так:

$$P_{под} = P_{гп} + G \cdot \sin \theta. \quad (5.8)$$

Из формулы следует, что для совершения подъема требуется большая тяга, чем для горизонтального полета на том же угле атаки, так как она нужна не только для преодоления лобового сопротивления, но и для уравновешивания составляющей силы веса по траектории.

На всех скоростях горизонтального полета, кроме максимальной, имеется избыток тяги ΔP . Этот избыток при подъеме используется для уравновешивания составляющей силы веса G_2 . Поэтому тяга при подъеме с небольшими (до 30°) углами подъема равна

$$P_{под} = P_{гп} + \Delta P. \quad (5.9)$$

Если избыток тяги равен нулю (например, на максимальной скорости), то установившийся подъем самолета невозможен.

Для самолетов с поршневыми двигателями и ТВД характеристики подъема связаны с потребной и располагаемой мощностями.

Мощность, необходимая для обеспечения подъема самолета на данном угле атаки, называется потребной мощностью подъема.

$$N_{под} = N_{гп} + \Delta N. \quad (5.10)$$

Избыток мощности ΔN , представляющий собой разность между располагаемой и потребной мощностями, для различных скоростей и высот полета определяется на графике потребных и располагаемых мощностей.

ПОЛЯРА СКОРОСТЕЙ ПОДЪЕМА САМОЛЕТА. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ПОДЪЕМА

Из кривых потребных и располагаемых мощностей видно, что при полете на максимальной скорости избыток мощности равен нулю и, следовательно, вертикальная скорость также равна нулю. С уменьшением скорости от максимальной избыток мощности возрастает и при скорости полета, равной $V=162$ км/ч (для самолета Як 52) и $V=137$ км/ч (для самолета Як-55) (при оборотах двигателя $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м, достигает максимального значения). Вертикальная скорость подъема при этом также увеличивается до максимального значения. С дальнейшим уменьшением скорости от $V_{пр}=162$ км/ч (для самолета Як-52) и $V_{пр}=137$ км/ч (для самолета Як-55) до минимальной скорости $V_{мин}$ избыток мощности ΔN и вертикальная скорость набора V_y уменьшаются.

Зависимость между скоростью по траектории, вертикальной скоростью подъема и углом подъема можно представить в виде одного графика, который носит название *поляры скоростей подъема или указательницы траектории подъема*.

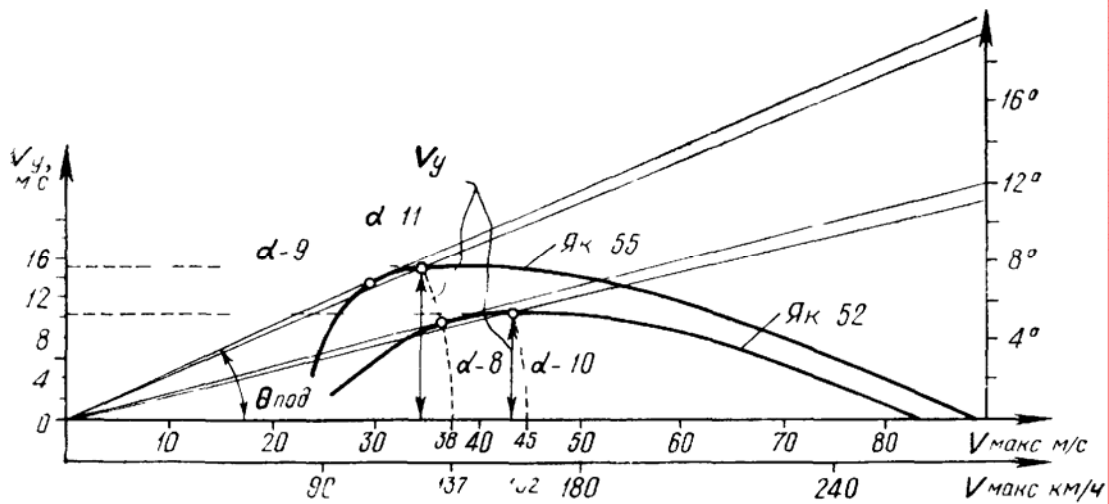


Рис. 89 Поляры скоростей подъема самолетов Як-52 и Як-55

Поляра скоростей подъема самолетов Як-52 и Як-55 на высоте 500 м и максимальном режиме работы силовой установки показана на Рис. 89.

Каждая точка поляры скоростей подъема наглядно показывает скорость по траектории $V_{под}$ (отрезок прямой, проведенной из начала координат в данную точку поляры), вертикальную скорость подъема V_y (отрезок прямой, проведенной через данную точку поляры скоростей перпендикулярно к оси скоростей V и угол подъема - угол, заключенный между вектором скорости $U_{под}$ и осью скорости полета).

Опускаясь из любой точки кривой на горизонтальную ось по дуге окружности с центром в начале координат, можно отсчитать скорость полета по траектории подъема.

Поляра скоростей подъема позволяет определить характерные режимы установившегося подъема и соответствующие максимальный угол подъема и максимальную вертикальную скорость подъема.

РЕЖИМ НАИБОЛЕЕ БЫСТРОГО ПОДЪЕМА (НАБОРА ВЫСОТЫ).

Определяется проведением касательной к поляре скоростей подъема параллельно оси скорости.

Для самолета Як-52 при оборотах двигателя $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м приборная скорость $V_{np}=162$ км/ч, $V_{уМАКС}=10$ м/с, $\alpha=8^\circ$.

Для самолета Як-55 при частоте вращения коленчатого вала двигателя, равной $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м $V_{np}=137$ км/ч, $V_{уМАКС}=15$ м/с, $\alpha=9^\circ$.

Этот режим подъема применяется в случае необходимости быстро набрать заданную высоту.

РЕЖИМ НАИБОЛЕЕ КРУТОГО ПОДЪЕМА.

Определяется проведением касательной к поляре скоростей из начала координат. Для самолета Як-52 при оборотах двигателя $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м и $V_{np}=140$ км/ч- $\theta_{макс}=12^\circ$. Для самолета Як-55 при оборотах двигателя $n=100\%$, на высоте полета $H=500$ м и $V_{np}=115$ км/ч- $\theta_{макс}=22^\circ$.

Этот режим подъема применяется, когда необходимо «перетянуть» самолет через близко расположенное препятствие.

На поляре скоростей подъема также можно найти режим максимальной теоретической скорости подъема (определяется проведением касательной дуги к поляре скоростей подъема с центром в начале координат).

Границей первых и вторых режимов подъема, как и в горизонтальном полете, для самолетов Як-52 и Як-55 является экономическая скорость.

Режимы подъема в диапазоне скоростей от $V_{МИН_{ТЕОР}}$ до $V_{ЭК}$, для которых $\frac{d\theta}{dV} > 0$, называются вторыми.

Первые режимы подъема имеют место в диапазоне скоростей от $V_{ЭК}$ до $V_{МАКС}$, для которых $\frac{d\theta}{dV} < 0$.

Кроме особенностей, рассмотренных выше применительно к горизонтальному полету, для вторых режимов установившегося подъема характерно так называемое обратное действие руля высоты, отклонение

руля высоты вверх (взятие ручки управления самолетом на себя) в конечном счете приводит не к увеличению, как в первом режиме, а к уменьшению угла наклона траектории (Рис. 90).

При взятии ручки управления на себя угол атаки увеличивается, подъемная сила Y возрастает и траектория сначала искривляется вверх, т. е. угол подъема увеличивается. Однако самолет не имеет возможности уравновеситься на более крутой траектории, так как избыток тяги ΔP_1 , имевшийся в исходном режиме полета и уравнивающий составляющую веса $G \sin \theta_1$, окажется недостаточным для уравнивания возрастающей составляющей силы веса самолета $G \cdot \sin \theta_1'$ при новом увеличенном угле подъема $\theta_1' > \theta_1$

Скорость, а значит, и подъемная сила начинают уменьшаться, а траектория, ставшая сразу после взятия ручки управления на себя более крутой, будет постепенно (по мере падения скорости) отклоняться вниз. Так как на вторых режимах избыток тяги с уменьшением скорости уменьшается, то равенство $\Delta P_2 = G \sin \theta$ будет достигнуто лишь при новом угле наклона траектории $\theta_2' < \theta_1$.

На первых режимах подъема взятие ручки управления самолетом на себя сопровождается увеличением угла подъема, так как уменьшение скорости (после взятия ручки управления на себя) вызывает увеличение избытка тяги, а большему избытку тяги соответствует более крутой подъем самолета.

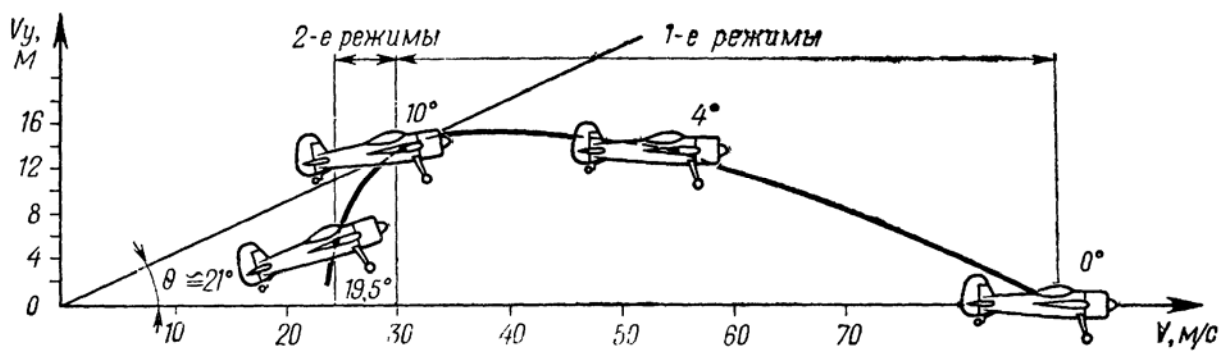


Рис. 90 1-е и 2-е режимы подъема

БАРОГРАММА ПОДЪЕМА

Важной характеристикой скороподъемности самолета является барограмма подъема, которая представляет собой график, показывающий время, затрачиваемое на набор той или иной высоты на режиме максимальной вертикальной скорости подъема.

Барограмму подъема можно получить практически в полете с помощью барографа (бароспидографа) или путем записи показаний высотомера через определенные промежутки времени. Барограмму можно построить и расчетным путем, используя график изменения вертикальной скорости подъема по высоте.

С помощью барограммы подъема можно определять время набора любой высоты.

Для построения барограммы подъема расчетным путем нужно иметь график $U_y = f(H)$ (Рис. 91). Расчет проводится в следующем порядке.

1. Разделяем всю набираемую высоту (до теоретического потолка) на ряд участков (H_1, H_2, H_3, H_4 и т. д.) с таким расчетом, чтобы вертикальные скорости в начале и конце участка отличались по величине не более чем в 1,5 раза.

2. По графику $U_y = f\{H\}$ находим значения вертикальной скорости на границе каждого участка. Полученные данные заносятся в таблицу.

$H, \text{ м}$	$\Delta H, \text{ м}$	$v_y, \text{ м/с}$	$v_{y\text{ср}}, \text{ м/с}$	$\Delta t, \text{ с}$	$\sum \Delta t, \text{ с}$	t
0		20		—	0	
1000	1000	18	19	52,7	52,7	0 мин 53 с
2000	1000	16	17	59	111,7	1 мин 52 с
3500	1500	13	14,5	69	180,7	3 мин 01 с
5000	1500	10	11,5	80	260,7	4 мин 21 с

3. Для каждого участка находим $v_{y\text{ср}}$ - среднюю скорость вертикального подъема.

4. Вычисляем продолжительность подъема на каждом участке по формуле

$$t = \frac{\Delta H}{v_{y\text{ср}}} \quad (5.11)$$

5. Складывая нарастающим итогом величины Δt , получим время набора той или иной высоты.

Для удобства пользования время выражаем в минутах.

По полученным данным строится барограмма подъема.

Из Рис. 92 видно, что, чем ближе к потолку, тем больше времени требуется для набора одинаковой высоты.

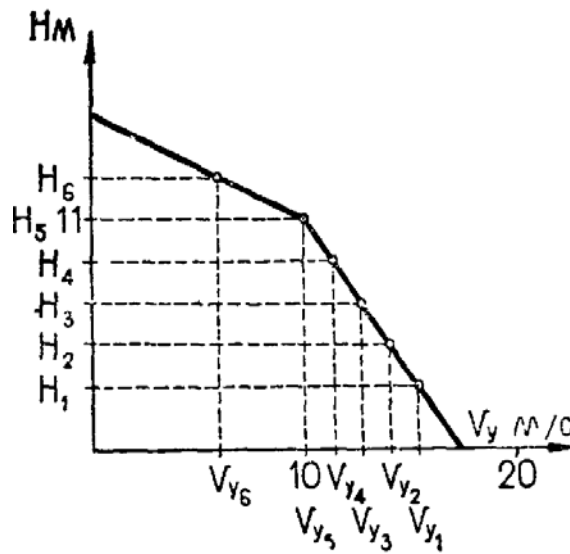


Рис. 91 К расчету барограммы подъема

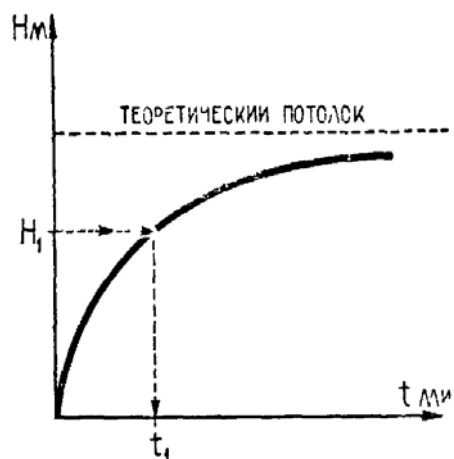


Рис. 92 Барограмма подъема

Кривая $H = f(t)$ асимптотически приближается к теоретическому потолку самолета, но для его достижения требуется бесконечно большое время.

ПОТОЛОК САМОЛЕТА

С подъемом на высоту избыток тяги уменьшается и на какой-то определенной высоте становится равным нулю. А это значит, что и вертикальная скорость установившегося подъема тоже уменьшится до нуля. На этой высоте и выше самолет не имеет возможности совершать установившийся подъем.

Высота полета, на которой вертикальная скорость установившегося подъема равна нулю, называется теоретическим (или статическим) потолком самолета.

На теоретическом потолке избытка тяги нет, поэтому возможен только горизонтальный полет и только на наивыгоднейшем угле атаки (и только на наивыгоднейшей скорости), на котором наименьшая потребная тяга. Диапазон скоростей при этом равен нулю (Рис. 93).

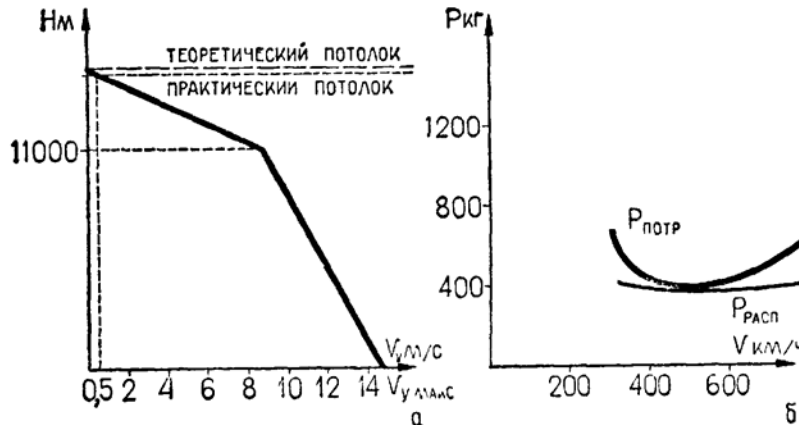


Рис. 93 К определению потолка самолета: а - график зависимости V_y от высоты полета; б - кривые потребных и располагаемых тяг на теоретическом потолке

При установившемся подъеме самолет практически не может достигнуть теоретического потолка, так как по мере приближения к нему избыток тяги становится настолько мал, что для набора оставшейся высоты потребуется затратить слишком много времени и топлива. Из-за отсутствия избытка тяги полет на теоретическом потолке практически невозможен, потому что любые нарушения режима полета без избытка тяги нельзя устранить. Например, при случайно образовавшемся даже небольшом крене самолет теряет значительную высоту (проваливается). Поэтому кроме понятия теоретического (статического) потолка введено понятие так называемого **практического потолка**.

Условно считают, что практический потолок самолета есть высота, на которой максимальная вертикальная скорость подъема равна 0,5 м/с.

Разница между теоретическим и практическим потолком у современных самолетов невелика и не превышает 200 м. Теоретический и практический потолки можно определить по графику (см. Рис. 93).

Современные самолеты при полете с большими скоростями полета обладают настолько большим запасом кинетической энергии $(\frac{Gv^2}{2g})$, что могут использовать его для набора высоты. Причем если самолет летит вблизи практического потолка, то он за счет использования запаса кинетической энергии, сохраняя управляемость, может подняться на высоту, большую его теоретического потолка, даже при отсутствии избытка тяги.

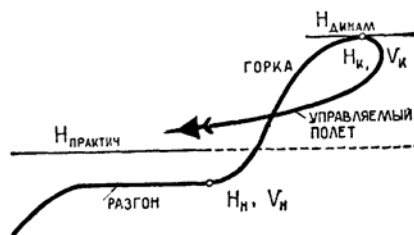


Рис. 94 Подъем самолета на динамический потолок

Максимальная высота, набираемая самолетом за счет запаса кинетической энергии, на которой можно создать скоростной напор, необходимый для сохранения управляемости, называется **динамическим потолком**.

Если в горизонтальном полете вблизи практического потолка $H_{нач}$ самолет имеет скорость $v_{нач}$ и

обладает кинетической энергией $\frac{G \cdot v_{нач}^2}{2g}$, то при дополнительном наборе высоты ΔH скорость самолета уменьшится до $v_{кон} = v_{эв}$ (минимальная эволютивная скорость, при которой еще сохраняется

управляемость) и его кинетическая энергия станет равной $\frac{G \cdot v_{кон}^2}{2g}$, но зато самолет приобретет дополнительную потенциальную энергию $G \cdot \Delta H$.

$$G \cdot \Delta H = \frac{G \cdot v_{нач}^2}{2g} - \frac{G \cdot v_{кон}^2}{2g}. \quad (5.12)$$

После преобразований получим

$$\Delta H = \frac{(v_{нач} + v_{кон})(v_{нач} - v_{кон})}{2g}.$$

или

$$\Delta H = \frac{v_{ср} \cdot \Delta v}{g}, \quad (7.19)$$

где $v_{ср}$ - средняя скорость;

Δv - потеря скорости на горке.

Как видим из формулы, прирост высоты за счет уменьшения скорости на величину Δv тем больше, чем выше средняя скорость самолета.

Достичь динамического потолка можно следующим образом: на некоторой высоте самолет разгоняется до максимальной скорости и выполняет горку. Перевод самолета на горку достигается увеличением подъемной силы Y .

Маневр нужно начинать с такой высоты, на которой можно получить достаточную для искривления траектории подъемную силу. На практическом потолке из-за малой плотности воздуха полет самолета совершается на больших углах атаки (больших C_y) и запас для увеличения C_y до $C_{y_{макс}}$ получается очень малым. Поэтому на практическом потолке маневр на горку будет выполняться с очень большим радиусом кривизны траектории. Это приводит к медленному набору высоты, а затем из-за недостатка подъемной силы траектория начнет искривляться вниз. Для набора наибольшей высоты управляемого полета (динамического потолка) разгон самолета и начало маневра целесообразно перенести на меньшие, чем $H_{пр}$, высоты. На самолетах больших скоростей разгон и маневр выхода на динамический потолок начинают при $M = M_{пред}$ на высоте, меньшей практического потолка на 2000 - 4000 м (Рис. 94).

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

Проведенные расчеты и построение графиков барограммы и траектории подъема были выполнены для штилевых условий. В действительности движение самолета осуществляется при наличии ветра и представляет собой сложное движение, состоящее из относительного движения самолета с воздушной скоростью и переносного движения самолета вместе с массой воздуха со скоростью ветра W (Рис. 95).

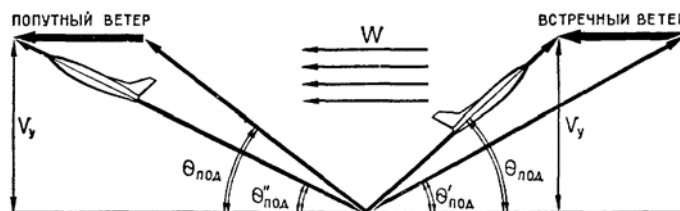


Рис. 95 Влияние ветра на подъем самолета

Скорость самолета относительно земли, так называемая *путевая скорость*, равна геометрической сумме относительной (воздушной) и переносной (скорости ветра) скоростей. Если самолет летит в безветрие, то $U_{\text{пут}} = U$, если против ветра, то $U_{\text{пут}} = U - W$, при попутном ветре $U_{\text{пут}} = U + W$

В связи с этим изменяется угол набора высоты θ (см. Рис. 95). Величина же вертикальной скорости подъема остается неизменной. При подъеме со встречным ветром угол подъема больше, а проходимый путь меньше, чем при безветрии. Подъем при попутном ветре будет проходить с меньшим углом подъема, т. е. более полого, и самолет будет проходить большее расстояние.

ПЛАНИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Прямолинейное и равномерное движение самолета по наклонной вниз траектории называется **планированием или установившимся снижением**.

Угол, образованный траекторией планирования и линией горизонта, называется **углом планирования** $\theta_{пл}$.

Снижение может производиться как при наличии тяги, так и при ее отсутствии.

Планирование есть частный случай снижения самолета, при котором самолет снижается с выключенным двигателем или двигателем, работающим на малых оборотах, с тягой, практически равной нулю. Планирование самолетов производится с целью уменьшения высоты полета и для полета к месту посадки.

Для планеров планирование является основным режимом полета. Планирование с углами $\theta_{пл}$, превышающими 30° , называется пикированием.

СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ

При планировании на самолет действуют сила веса самолета G , и полная аэродинамическая сила R . Так как движение самолета осуществляется по наклонной вниз траектории, то силы действуют следующим образом.

1. Сила веса G направлена вертикально вниз и раскладывается на две составляющие: в направлении, перпендикулярном траектории движения - $G_1 = G \cdot \cos \theta_{пл}$, и в направлении движения самолета - $G_2 = G \cdot \sin \theta_{пл}$.

2. Полная аэродинамическая сила R раскладывается на:

- подъемную силу Y , уравновешивающую силу G_1 , чем обеспечивается прямолинейность движения;
- силу лобового сопротивления, уравновешивающую силу G_2 , что обеспечивает постоянство скорости движения по траектории.

Поскольку планирование рассматривается как плоское поступательное установившееся движение самолета, то линии действия всех сил, действующих на самолет, пересекаются в его центре тяжести.

Так как при планировании самолет движется прямолинейно и равномерно, то все силы должны быть взаимно уравновешены, и самолет в этом случае будет двигаться по инерции.

Для того чтобы движение самолета было прямолинейным, необходимо равновесие сил, действующих перпендикулярно траектории движения.

Условие прямолинейности движения является равенство сил Y и G_1

$$Y = G_1 = G \cdot \cos \theta_{пл}. \quad (6.1)$$

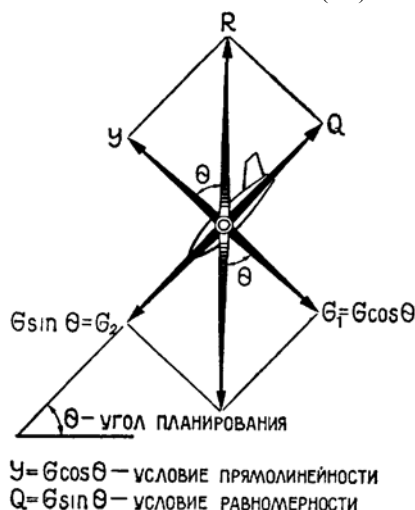


Рис. 96 Схема сил, действующих на самолет при планировании

Для того чтобы самолет двигался равномерно, необходимо силы, действующие вдоль траектории, взаимно уравновесить. Условие равномерности движения является равенство сил G_2 и Q

$$Q = G_2 = G \cdot \sin \theta_{пл}. \quad (6.2)$$

Следовательно, при отсутствии тяги уравнения движения центра тяжести самолета при планировании будут иметь вид

$$\left. \begin{aligned} Y &= G \cdot \cos \theta_{пл} \\ Q &= G \cdot \sin \theta_{пл} \end{aligned} \right\} \quad (6.3)$$

Эти два уравнения тесно связаны между собой и при нарушении одного из них нарушается и другое.

Равнодействующая сил Y и Q , т. е. полная аэродинамическая сила R , при планировании всегда направлена вверх и равна полетному весу самолета.

$$R = G. \quad (6.4)$$

Из уравнений движения при планировании можно сделать следующие выводы:

1. Подъемная сила при планировании меньше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, так как она уравновешивает только часть силы веса G_1 . С увеличением угла планирования составляющая силы веса G_1 уменьшается, следовательно, должна уменьшаться и подъемная сила Y .

2. Составляющая силы веса G_2 при планировании выполняет роль тяги. Если угол планирования увеличивается, то сила G_2 тоже увеличивается, что вызывает увеличение скорости движения по траектории, а это в свою очередь вызовет увеличение силы лобового сопротивления Q , которая уравновесит G_2 , и движение снова станет равномерным.

ПОТРЕБНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ.

ПРЕДЕЛЬНАЯ СКОРОСТЬ САМОЛЕТА

Потребной скоростью планирования называется скорость по траектории, необходимая для создания подъемной силы, равной нормальной составляющей веса самолета $G \cos \theta$ на данном угле атаки:

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

откуда

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S} \cos \theta} = V_{гп} \sqrt{\cos \theta}. \quad (6.5)$$

Максимальная скорость планирования может превышать максимальную скорость горизонтального полета.

Так, например, при крутом или отвесном пикировании, когда самолет летит на очень малых углах атаки, можно получить большие скорости по сравнению с горизонтальным полетом.

Предельная скорость полета самолета на планировании - это скорость установившегося пикирования на угле атаки нулевой подъемной силы. Эта скорость определяется из равенства $X=G$. Подставив значение развернутой формулы лобового сопротивления и решив уравнение относительно $V_{пред}^2$, получим (в м/с)

$$V_{пред} = \sqrt{\frac{2G}{C_x \rho S}}. \quad (6.6)$$

Предельная скорость планирования при отвесном пикировании самолетов Як-52 и Як-55 превышает максимальную скорость горизонтального полета почти в 3 раза. На практике ее достичь невозможно из-за ограничения прочности самолетов.

УГОЛ ПЛАНИРОВАНИЯ САМОЛЕТА

Для определения угла планирования запишем уравнение движения самолета в следующем виде

$$G \sin \theta = X,$$

$$G \cos \theta = Y.$$

Разделив первое равенство на второе, получим

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X}{Y} = \frac{1}{K}. \quad (6.7)$$

Из полученной формулы видно, что угол планирования зависит только от аэродинамического качества самолета. Следовательно,

$$\operatorname{tg} \theta_{\text{МИН}} = \frac{1}{K_{\text{МАКС}}}$$

Минимальный угол планирования достигается при наивыгоднейшем угле атаки, когда аэродинамическое качество самолета достигает максимального значения:

Для самолета Як-52 - $\theta_{\text{МИН}} = 5^\circ$ (с убранными шасси и посадочными щитками при нулевой тяге двигателя).

Для самолета Як-55 - $\theta_{\text{МИН}} = 6^\circ$ (при нулевой тяге двигателя).

При планировании с работающим двигателем угол планирования можно подсчитать по формуле

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K} - \frac{P}{G} \quad (6.8)$$

При выпуске шасси и посадочных щитков на самолете Як-52 аэродинамическое качество уменьшается, а угол планирования увеличивается.

Угол планирования можно определить графически по поляре самолета (если она построена в одинаковых масштабах для C_y и C_x), проведя из начала координат вектор к соответствующей точке кривой (Рис. 97, а, б). Угол, образованный вектором и осью C_y , покажет величину угла планирования.

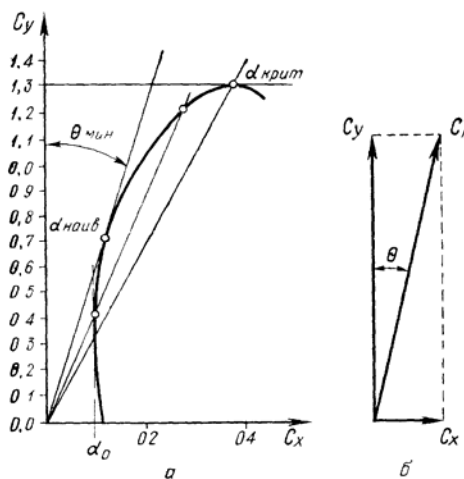


Рис. 97 Примерный вид поляры самолета в одинаковых масштабах для C_y и C_x

Минимальный угол планирования $\theta_{\text{МИН}}$ получим, проведя касательную к кривой из начала координат.

Из рисунка видно, что каждая прямая, кроме касательной, проведенная к кривой из начала координат, пересекает эту кривую в двух точках, отмечая два угла с одинаковым качеством. Следовательно, один и тот же угол планирования может быть при малом угле атаки и большой скорости, и при большом угле атаки и при малой скорости.

Так как качество самолета зависит только от угла атаки, то, следовательно, угол планирования от высоты полета и веса самолета, при условии, что вес самолета увеличен без прироста C_x , не зависит.

ПОЛЯРА СКОРОСТЕЙ ПЛАНИРОВАНИЯ

График, показывающий зависимость вертикальной скорости снижения от поступательной скорости на различных углах атаки, называется **полярной скоростью планирования или указательницей глиссад планирования**.

Для построения поляры скоростей планирования необходимо иметь поляру самолета (планера). Расчет поляры скоростей планирования производят с помощью таблицы для нескольких высот полета.

Задавшись рядом значений углов атаки, определяем величины коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления.

Определив C_y и C_x и зная полетный вес самолета (планера) и высоту полета, рассчитывают, как показано в таблице, значения аэродинамического качества, угла планирования, скорости планирования, скорости снижения для каждого угла атаки.

По расчетным данным строят поляру скоростей планирования (Рис. 98). По поляре скоростей планирования можно определить ряд характерных скоростей и режимов планирования.

1. Экономическая скорость планирования и соответствующий ей экономический угол атаки определяются проведением параллельно оси абсцисс касательной к поляре скоростей. В точке касания находится экономический угол атаки, а перпендикуляр, восстановленный из точки касания на ось скоростей планирования, обозначит экономическую скорость планирования. Планирование на экономической скорости будет происходить с наименьшей скоростью снижения V_y .

2. Наивыгоднейшую скорость планирования и наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{наив}$ можно найти проведением касательной из начала координат к поляре скоростей. В точке касания находим угол атаки, в точке пересечения перпендикуляра, восстановленного из точки касания с осью скорости, - наивыгоднейшую скорость. На этой скорости угол снижения θ минимальный, а дальность планирования - максимальная.

3. Два угла атаки (α_1 и α_2) при одинаковом угле снижения находятся, если из начала координат провести секущую к поляре скоростей. Так же как на поляре самолета ($C_y = f(C_x, \alpha)$), на поляре скоростей планирования определяются два режима планирования I и II, границей раздела которых является наивыгоднейшая скорость полета.

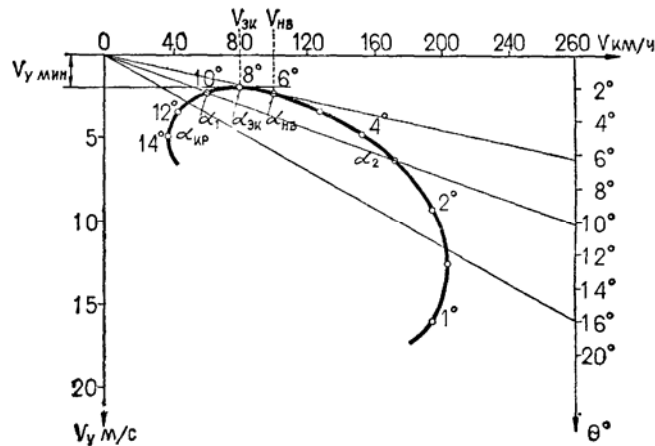


Рис. 98 Поляра скоростей планирования

Наибольшее применение поляра скоростей планирования имеет в планеризме; она более удобна для практического использования, чем обычная поляра планера, так как на ней нанесены характеристики, непосредственно измеряемые в полете. Для планериста важно: зная фактический диапазон скоростей полета планера, выбрать такие значения горизонтальных скоростей, которые удовлетворяли бы заданному режиму снижения ($V_{усл}$).

ДАЛЬНОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Расстояние, проходимое самолетом (планером) относительно земли за время планирования с данной высоты, называется дальностью планирования. Она является одной из важнейших характеристик самолета и особенно планера.

Найдем, какое расстояние пролетит самолет с высоты H , если угол планирования его равен $\theta_{пл}$.

Из Рис. 99 видно, что $L_{пл}$ - это расстояние, проходимое самолетом относительно земли, которое называется дальностью планирования.

Из Рис. 99 определим

$$tg \theta_{пл} = \frac{H}{L_{пл}}. \tag{6.9}$$

Но так как при планировании

$$tg \theta = \frac{1}{k},$$

то получим

$$\frac{H}{L_{пл}} = \frac{1}{k}, \tag{6.10}$$

откуда находим

$$L_{пл} = H \cdot k. \quad (6.11)$$

Из формулы (6.11) следует, что дальность планирования увеличивается с увеличением высоты полета и аэродинамического качества самолета. Наибольшая дальность может быть достигнута при полете на наивыгоднейшем угле атаки, так как в этом случае аэродинамическое качество имеет максимальную величину.

Скорость, при которой достигается наибольшая дальность планирования, называется скоростью наибольшей дальности планирования. Эта скорость по своей величине близка к наивыгоднейшей скорости горизонтального полета.

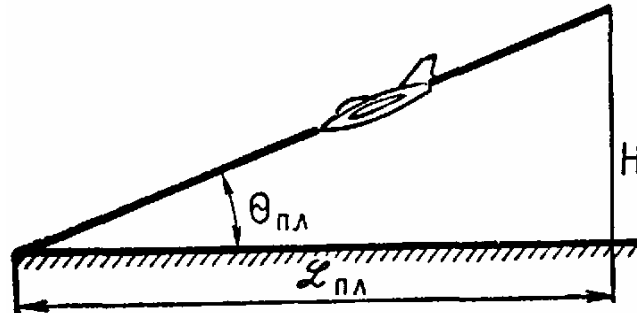


Рис. 99 К определению дальности планирования

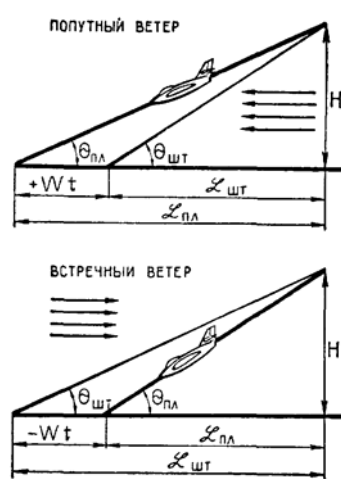


Рис. 100 Влияние ветра на дальность планирования

Рассмотрим факторы, влияющие на дальность планирования.

1. Вес самолета, как можно заключить из формулы (6.11), на дальность планирования влияния не оказывает. Изменение веса самолета сказывается только на скорости планирования. Эти выводы верны при полете в штиль.

2. При наличии ветра дальность полета изменяется так, как изменяется путевая скорость. Движение самолета при наличии ветра состоит из движения его относительно воздуха и перемещения его воздухом относительно земли со скоростью ветра.

Дальность планирования в этом случае определяется по формулам:

$$L_{пл} = H \cdot k + W \cdot t \text{ – при попутном ветре} \quad (6.12)$$

$$L_{пл} = H \cdot k - W \cdot t \text{ – при встречном ветре}$$

где t - время планирования, с;

W - скорость ветра, м/с.

При наличии ветра вес самолета оказывает некоторое влияние на дальность планирования, так как с увеличением веса самолет планирует с большей скоростью (на том же угле атаки), время на планирование затрачивается меньшее, поэтому путь, на который он относится ветром ($W \cdot t$), окажется тоже меньше, а, следовательно, и дальность также будет меньше, чем в безветрие.

3. Влияние механизации крыла. Отклонение закрылков или посадочных щитков всегда сопровождается уменьшением аэродинамического качества, вследствие чего ухудшаются характеристики снижения: увеличиваются вертикальная скорость и угол планирования, уменьшается дальность планирования.

Как следует из формулы (6.5), помимо аэродинамического качества, на вертикальную скорость снижения оказывает влияние удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S}$.

Для современных самолетов, даже при относительно хороших значениях аэродинамического качества, из-за большой удельной нагрузки на крыло скорости снижения достигают больших величин.

Планеры предназначены для парящих полетов, т. е. таких полетов, в которых вертикальная скорость снижения планера должна быть меньше вертикальной скорости воздуха в восходящих потоках. Потому планеры, имея значительно меньшую удельную нагрузку на крыло и большие значения аэродинамического качества (доходит до 50), могут в восходящих потоках совершать полеты без потери высоты и даже увеличивать ее, т. е. совершать парящий полет.

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПЛАНИРОВАНИЕ

Так же, как и в наборе высоты, на планировании ветер не влияет на скорость и угол атаки. Летные качества самолета остаются неизменными относительно воздушной среды, изменяется только дальность планирования.

Рассмотрим планирование самолета при безветрии, встречном и попутном ветре. Пусть самолет планирует с высоты H в некоторую точку A на определенном режиме (Рис. 101, а). При встречном ветре самолет будет сноситься ветром назад со скоростью U . Сложив скорость планирования и скорость ветра по правилу треугольника, получим скорость полета самолета относительно земной поверхности $V_{зем}$. Относительно земной поверхности угол планирования увеличивается, а относительно воздушной среды остается прежним (Рис. 101, б). Летчику будет казаться, что он планирует в точку A , а на самом деле в точку M . Дальность планирования уменьшается и будет равна (v м)

$$L_1=L-Ut,$$

где t - время планирования с высоты, с.

При попутном ветре самолет сносит ветром вперед со скоростью U . В этом случае угол планирования относительно земной поверхности уменьшается, а относительно воздушной среды остается неизменным (Рис. 101, в). Дальность планирования увеличивается:

$$L_2=L+Ut.$$

Подставив значение $L=HK$, получим

$$L_{1,2}=HK \pm Ut \quad (6.13)$$

Время планирования от ветра не зависит (при условии, что ветер горизонтален), так как скорость V_y остается постоянной величиной.

Изменение веса самолета влияет на дальность планирования следующим образом. При увеличении полетного веса самолета увеличивается скорость планирования $V_{пл}$. Следовательно, вертикальная скорость планирования V_y увеличивается, время планирования $t_{пл}$ уменьшается. При уменьшении веса самолета наблюдается обратная картина.

Для получения максимальной дальности планирования при сильном встречном ветре планирование необходимо осуществлять со скоростью, большей наивыгоднейшей $V_{нв}$.

Допустим, что самолет Як-55 на режиме, соответствующем наиболее пологому планированию при безветрии, планирует против сильного ветра, скорость которого равна $U=25$ м/с (Рис. 102, а), у самолета Як-55 минимальный угол планирования составляет $\theta_{мин}=6^\circ$; при этом наивыгоднейшая скорость полета равна $V_{нв}=137$ км/ч.

Изменив угол планирования так, чтобы он соответствовал большей скорости планирования при безветрии, например, при угле планирования, равном $\theta'=10^\circ$, что у самолета Як-55 соответствует скорости планирования, равной $V_{пл}=164$ км/ч, видно, что дальность планирования увеличивается ($L_i > L$) (Рис. 102, б).

При планировании с попутным ветром необходимо выдерживать скорость полета немного меньше наивыгоднейшей, но и не меньше экономической, для того чтобы получить максимальную дальность.

Однако на малой высоте (примерно 500...600 м) скорость планирования ни при каких условиях не должна быть менее наивыгоднейшей, с целью безопасности полета.

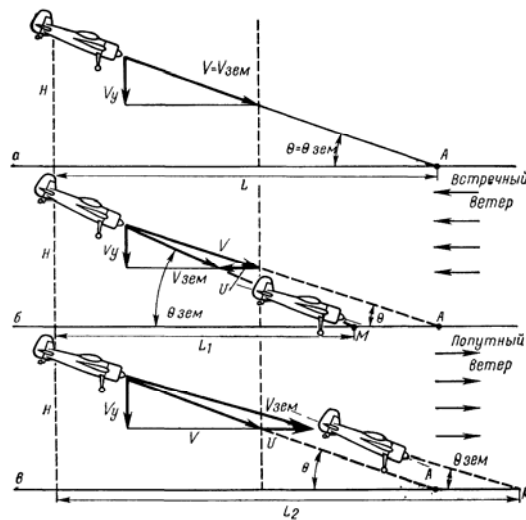


Рис. 101 Влияние ветра на дальность планирования и на угол планирования относительно земли

Рассмотрим планирование при нисходящем и восходящем потоке ветра (Рис. 103). Пусть самолет планирует со скоростью $V_{пл}$ при нисходящем вертикальном течении, скорость которого U . Вертикальная скорость снижения V_y возрастает (Рис. 103, а), время и дальность планирования уменьшаются. Следовательно, при вертикальном потоке ветра, направленного вверх, дальность и время планирования увеличиваются, так как вертикальная скорость снижения уменьшается (Рис. 103, б).

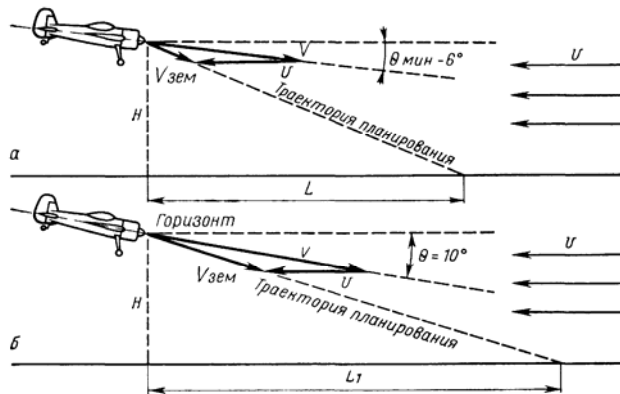


Рис. 102 Получение максимальной дальности планирования при сильном встречном ветре

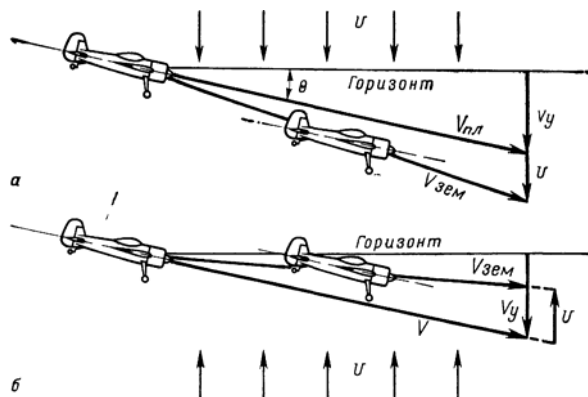


Рис. 103 Влияние нисходящих и восходящих воздушных потоков на вертикальную скорость относительно земли

ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Высота, которую самолет теряет при планировании за единицу времени, называется вертикальной скоростью планирования. Для небольших (до 15°) углов планирования можно считать, что

$$V_{пл} = V_{ГП} \cdot \sin \theta$$

Из Рис. 104 можно определить, что

$$\frac{v_{y_{пл}}}{v_{ГП}} = \operatorname{tg} \theta,$$

отсюда найдем

$$v_{y_{пл}} = v_{ГП} \cdot \operatorname{tg} \theta.$$

Если раскрыть формулу (6.5), то получим

$$v_y = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \cdot \frac{1}{k\sqrt{C_y}}.$$

Анализ формулы показывает, что минимальная скорость снижения при планировании может быть получена при планировании самолета (планера) на экономической скорости, так как при этом величина

$\frac{1}{k\sqrt{C_y}}$ имеет максимальное значение

При увеличении полетного веса самолета увеличивается потребная скорость планирования, поэтому вертикальная скорость планирования также увеличивается. Увеличение высоты полета сопровождается уменьшением массовой плотности воздуха, скорость планирования увеличивается, вследствие чего возрастает и вертикальная скорость снижения.

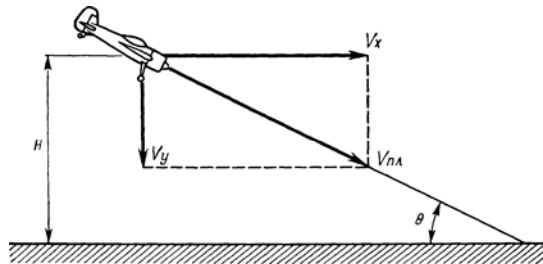


Рис. 104 Дальность планирования (при безветрии) тем больше, чем больше высота и чем меньше угол планирования

ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ

Интервал первых режимов планирования - это планирование со скоростями, соответствующими углам атаки меньше наивыгоднейшего.

Интервал вторых режимов планирования, - это планирование со скоростями, соответствующими углам атаки больше наивыгоднейшего.

Границей между первым и вторым режимами является наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{НВ}$. в, то есть режим наиболее пологого планирования.

Вторым режимам планирования свойственны те же особенности, что и вторым режимам подъема:

ухудшение устойчивости и управляемости самолета, особенно при приближении к критическому углу атаки; изменение управления самолетом - при взятии ручки управления на себя угол планирования не уменьшается, а увеличивается.

Когда угол атаки приближается к критическому, самолет проваливается. С переходом на закритические углы атаки это явление усиливается. Такое планирование называется **парашютированием**. При наличии малого скольжения самолет при парашютировании может сорваться в штопор. Следовательно, на малой высоте 500...600 м и ниже планировать на вторых режимах не безопасно (на скоростях планирования, меньших наивыгоднейшей скорости горизонтального полета).

ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

Каждый полет начинается со взлета. Взлет самолета может быть с разбегом или вертикальным. Большинство современных самолетов способно совершать взлет лишь с разбегом. В случае вертикального взлета самолет должен иметь силовую установку, которая создавала бы тягу (вертикальную силу), превышающую вес самолета.

Взлетом называется ускоренное движение самолета от момента начала разбега до набора высоты 25 м.

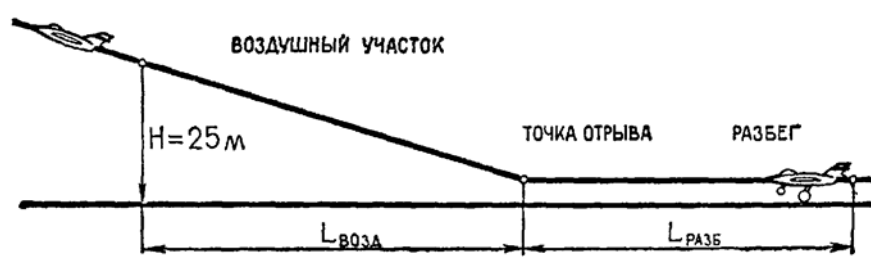


Рис. 105 Схема взлета самолета

Нормальный взлет состоит из трех этапов (Рис. 105): разбега, отрыва и разгона с подъемом (воздушного участка). Взлет представляет собой один из видов неустановившегося полета.

ПРОФИЛЬ И ЭЛЕМЕНТЫ ВЗЛЕТА

РАЗБЕГ САМОЛЕТА

Разбег - это начальный период взлета, представляющий собой ускоренное движение самолета по земле, необходимое для приобретения такой скорости, при которой крыло создает подъемную силу, способную оторвать самолет от земли.

На современных самолетах с трехколесным шасси разбег выполняется следующим образом.

Перед разбегом, удерживая самолет на месте с помощью тормозов главных колес шасси, летчик плавно увеличивает тягу двигателей до максимальной, затем отпускает тормоза, и самолет начинает движение на всех колесах шасси. Когда скорость самолета достигнет такой величины, при которой руль высоты становится достаточно эффективным, летчик взятием ручки на себя увеличивает угол атаки крыла и отрывает от земли носовое колесо. Дальнейшее движение самолета до отрыва происходит на главных колесах шасси.

Отрыв носового колеса необходим для придания самолету взлетного угла атаки. В процессе разбега скорость самолета увеличивается от 0 до скорости отрыва. Следовательно, разбег представляет собой прямолинейное ускоренное движение под действием внешних неуравновешенных сил.

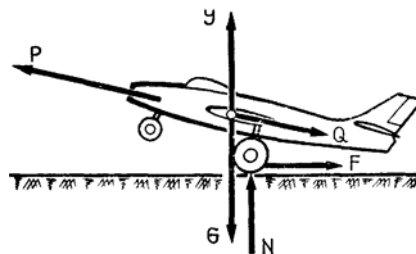


Рис. 106 Схема сил, действующих на самолет на разбеге

Техника взлета на самолете с хвостовым колесом отличается от техники взлета самолета с 3-х колесным шасси тем, что в начале разбега летчик при достижении скорости, на которой руль высоты становится эффективным, отдачей ручки от себя опускает капот до линии горизонта и в таком положении совершает разбег. Как только скорость самолета достигнет скорости отрыва, летчик незначительным движением ручки управления на себя отрывает самолет от земли и на высоте 1 - 1,5 м совершает разгон скорости самолета до скорости подъема. После этого самолет переводится в набор высоты.

На самолет при разбеге действуют следующие силы (Рис. 106):

- сила тяги двигательной установки P ; в начале разбега ее величина максимальна, а затем по мере увеличения скорости постепенно уменьшается; у самолетов с поршневыми двигателями уменьшение тяги на разбеге более значительно, чем у самолетов с ТРД;
- сила веса самолета Q ; по величине неизменна, направлена вниз;
- подъемная сила Y ; в начале разбега равна нулю, а в конце разбега, при отрыве, достигает величины веса самолета;
- сила лобового сопротивления Q ; возрастает по мере разбега от нуля до некоторого значения (в зависимости от угла атаки, скорости, высоты полета);
- нормальная сила реакции земли N ; в начале разбега равна весу самолета, а по мере нарастания скорости и увеличения подъемной силы уменьшается до нуля при отрыве;
- сила трения пневматиков о грунт F ; зависит от коэффициента трения колес о землю и от силы N .

$$F=N \cdot f.$$

Уравнения движения центра тяжести самолета при разбеге будут иметь вид:

$$\begin{aligned} P-Q-F &= G \dot{i}_x \\ Y-G+N &= 0, \end{aligned} \quad (7.1)$$

где $\dot{i}_x = \frac{dv}{dt}$ ускорение движения.

Из уравнения следует, что в направлении движения действует неуравновешенная сила, равная разности сил $P - (Q + F)$ и вызывающая ускорение движения. Нарастание скорости на разбеге будет происходить тем быстрее, чем больше величина этой неуравновешенной силы.

Сила трения колес о землю равна

$$F=f \cdot N=f(G-Y) \quad (7.2)$$

Из формулы видно, что сила трения в конце пробега обращается в нуль, так как при отрыве $G=Y$.

Ускорение при разбеге согласно уравнению (7.1) может быть выражено формулой

$$\dot{i}_x = g \frac{P - [Q + f(G - Y)]}{G} \quad (7.3)$$

или

$$\dot{i}_x = g \frac{P - (Q + F)_{CP}}{G} \quad (7.4)$$

Ввиду того что сила тяги в процессе разбега изменяется незначительно, а сила лобового сопротивления Q при увеличении скорости увеличивается примерно в такой же мере, в какой уменьшается сила P , ускоряющая сила на разбеге изменяется также незначительно.

Из сказанного следует, что ускорение при разбеге сохраняется постоянным ($\dot{i}_x = \text{const}$), т. е. разбег является равноускоренным движением самолета.

В реальных условиях среднее ускорение сильно зависит от величины коэффициента трения, который изменяется в зависимости от состояния взлетной полосы.

Для расчетов можно принять

$$f^1 = \frac{(Q + F)_{CP}}{G}, \quad (7.5)$$

где f^1 - осредненная величина коэффициента трения, зависящая от состояния поверхности ВПП.

В таблице приведены величины коэффициента трения для различных взлетных полос.

Вид взлетной полосы	f	f^d
Бетон	0,03-0,04	0,06
Твердый грунт	0,05-0,06	0,06
Мягкий песчаный грунт	0,02-г-	0,11-0,23
Сырой вязкий грунт	0,30 0,25- г-0,35	0,20-0,26

ОТРЫВ САМОЛЕТА

В конце разбега самолет приобретает такую скорость, когда его несущие поверхности создают подъемную силу, равную весу самолета, и самолет отделяется от земли.

Момент отделения самолета от земли называется отрывом. Подъемная сила самолета становится несколько больше силы веса, и самолет, оторвавшись от земли, продолжает разгон скорости и переходит в набор высоты.

Скорость самолета, при которой он отрывается от земли, называется скоростью отрыва и определяется по формуле

$$v_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{отр}} \rho S}}, \quad (7.6)$$

В целях безопасности коэффициент подъемной силы $C_{y_{отр}}$ предусматривается несколько уменьшенным по отношению $C_{y_{макс}}$ и при отрыве составляет 0,8 - 0,85 $C_{y_{макс}}$.

Из формулы (7.6) видно, что скорость отрыва зависит от удельной нагрузки на крыло $\frac{G}{S}$ и плотности воздуха ρ .

На величину скорости отрыва оказывает влияние техника выполнения взлета. С целью уменьшения длины разбега иногда прибегают к отрыву самолета на меньшей скорости, для чего в конце разбега, когда самолет наберет определенную скорость (соответствующую $V_{мин}$), летчик резко выводит самолет на углы атаки, близкие к критическому (так называемый взлет с подрывом). Подъемная сила возрастает и самолет отрывается. Однако при этом скорость уменьшается до $V_{мин}$ и ухудшаются характеристики устойчивости и управляемости, полет становится небезопасным.

ДЛИНА РАЗБЕГА

Длиной разбега называется путь, проходимый самолетом от старта до точки отрыва от земли. Длина разбега является одной из главных характеристик самолета, по которой определяют необходимый размер взлетно-посадочной полосы.

Рассматривая разбег самолета как равноускоренное движение с ускорением \dot{i}_{CP} , можем записать (при отсутствии ветра): среднее время разбега

$$t_{CP} = \frac{v_{отр}}{\dot{i}_{CP}}, \quad (7.7)$$

средняя скорость

$$v_{CP} = \frac{v_{отр}}{2}. \quad (7.8)$$

но так как

$$L_{РАЗБ} = v_{CP} \cdot t,$$

то получим

$$L_{РАЗБ} = \frac{v_{отр}^2}{2\dot{i}_{CP}}. \quad (7.9)$$

Как следует из формулы (7.9), длина разбега зависит в основном от скорости отрыва и величины среднего ускорения на разбеге.

Для приближенной оценки влияния отдельных параметров можно воспользоваться следующей формулой:

$$L_{РАЗБ} = \frac{v_{ОТР}^2}{2g \left(\frac{P_{СТ}}{G} - f \right)}, \quad (7.10)$$

где $P_{СТ}$ - тяговооруженность самолета;
 f - коэффициент трения.

Выясним влияние различных эксплуатационных и конструктивных факторов на длину разбега самолета.

Влияние величины силы тяги силовой установки. С увеличением силы тяги P увеличивается ускоряющая сила $P-(Q+F)$, вследствие чего увеличивается ускорение и самолет быстрее (на меньшем отрезке пути) набирает скорость, равную скорости отрыва. С этим связано использование того или иного режима работы двигателя. Как правило, взлет производят на взлетном режиме, т. е. режиме наибольшей тяги (мощности). Увеличение тяги на 25% (за счет перехода на взлетный или форсажный режим) сокращает длину разбега с твердого грунта на 20 - 25%. Для сокращения длины разбега на некоторых типах самолетов при взлете применяются стартовые ускорители, представляющие собой двигатели типа ЖРД или пороховые ракеты. Они кратковременно (в течение 10 - 15 сек) создают дополнительную значительную величину тягу и тем самым сокращают длину и время разбега. Скорость отрыва самолетов с ТРД от режима работы реактивных двигателей не зависит, а у самолетов с поршневыми двигателями (и с турбовинтовыми) она может уменьшаться за счет увеличивающейся эффективности обдувки несущих поверхностей струей от винтов, вследствие чего увеличивается $C_{УМАКС}$.

Влияние взлетного веса на длине разбега сказывается двояко. Увеличение его повышает скорость отрыва (нужна большая подъемная сила) и уменьшается ускорение (самолет становится инертнее и несколько повышается сопротивление). И то и другое увеличивает длину разбега.

Влияние состояния поверхности аэродрома связано с наличием силы трения колес о поверхность взлетной полосы. При рыхлом, мягком грунте сила трения возрастает, а ускоряющая сила $[P - (Q + P)]$ уменьшается, в результате чего уменьшается ускорение, а длина разбега увеличивается. Сила трения, выраженная коэффициентом трения f , зависит от нагрузки на колеса и состояния поверхности аэродрома.

Чем меньше коэффициент трения, тем меньше сила трения F , а ускоряющая сила возрастает, что сокращает длину разбега. Поэтому применение взлетных полос с твердым покрытием является одним из способов уменьшения длины разбега.

Влияние механизации крыла. Перед взлетом на большинстве современных самолетов выпускаются щитки (или закрылки) во взлетное положение, чтобы увеличить максимальное значение коэффициента подъемной силы самолета.

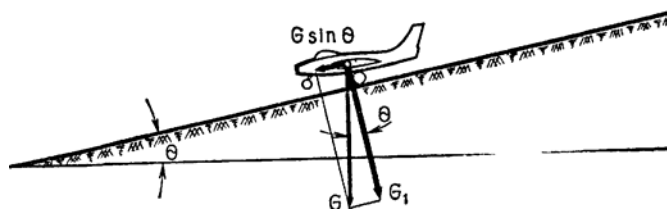


Рис. 107 Взлет самолета с наклонной ВПП

При этом подъемная сила, необходимая для отрыва, возникает на меньшей скорости. Для достижения меньшей скорости требуется и меньшая длина разбега.

Влияние направления и скорости ветра. Скорость, при которой создается необходимая подъемная сила, представляет собой скорость самолета относительно воздушной массы. При встречном ветре скорость отрыва складывается из скорости самолета относительно земли $v_{ПВТ}$ и скорости ветра ω .

$$v = v_{ПВТ} + \omega. \quad (7.11)$$

Следовательно, разбег выгодно совершать против ветра, так как в этом случае скорость воздуха относительно самолета будет больше, чем скорость самолета относительно земли. И отрыв произойдет раньше.

При взлете по ветру длина разбега увеличивается ввиду того, что воздушная скорость самолета в этом случае равна разности между путевой скоростью и скоростью ветра:

$$U = U_{ПВТ} - \omega. \quad (7.12)$$

Поэтому с целью сокращения длины разбега самолета старт разбивают таким образом, чтобы взлет совершался против ветра.

Влияние давления и температуры воздуха. От величины давления и температуры атмосферного воздуха зависят скорость отрыва и сила тяги двигательной установки. С уменьшением давления увеличивается скорость отрыва, а сила тяги уменьшается, что ведет к увеличению длины разбега. При увеличении температуры наружного воздуха длина разбега увеличивается, так как увеличивается скорость отрыва и уменьшается сила тяги. Это происходит из-за уменьшения массовой плотности ρ при повышении температуры. Для самолетов с ТРД можно приближенно считать, что при отклонении на 1° температуры изменяется на 1% длина разбега.

Наклон взлетной полосы. Если взлетная полоса имеет угол наклона θ (Рис. 1074), то ускорение на разбеге будет отличаться от ускорения при горизонтальном разбеге на величину $g \cdot \sin \theta$, тогда

$$i_{CP} = i_{CP_{гор}} \pm g \cdot \sin \theta. \quad (7.13)$$

Угол наклона полосы на скорость отрыва не влияет и сказывается только на ускорении, следовательно, и на длине разбега.

ВЫДЕРЖИВАНИЕ САМОЛЕТА

Выдерживание. Экономическая скорость не дает быстрого подъема, кроме того, она является границей между интервалами первых и вторых режимов, и поэтому подъем с этой скоростью на малой высоте опасен. Следовательно, сразу же после отрыва от земли начинать подъем не следует, а необходимо предварительно набрать скорость, т. е. необходимо выдерживание для дальнейшего разгона скорости. С этой целью после отрыва летчик выдерживает самолет над землей с медленным отходом от нее.

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

Подъем. Как уже говорилось выше, выдерживание самолета над землей имеет цель увеличения скорости полета до величины, необходимой для безопасного и быстрого подъема.

Подъем самолета необходимо осуществлять на скорости не менее 170 км/ч для самолета Як-52 и 150 км/ч - для самолета Як-55.

В летной практике иногда выдерживают самолет над землей до несколько меньшей скорости подъема, уменьшая при этом этап выдерживания, и переводят самолет на пологий подъем, во время которого скорость возрастает до взлетной, и только после этого летчик устанавливает нормальный угол подъема.

Однако следует помнить, что, переводя самолет на подъем при скорости значительно меньшей, чем взлетная, летчик замедляет разгон и, главное, будет управлять самолетом на режиме, близком к границе вторых режимов. Поэтому в первые секунды подъема запас скорости мал, что потребует от летчика усиленного внимания и безупречного пилотирования.

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Путь, проходимый самолетом от начала разбега до места набора высоты 25 м, называется взлетной дистанцией.

Взлетная дистанция включает в себя длину разбега и воздушный участок пути от места отрыва до места набора высоты 25 м.

Длина воздушного участка зависит от среднего угла наклона этого участка

$$L_{ВОЗД} = \frac{25}{\text{tg} \theta}. \quad (7.14)$$

Чем меньше угол подъема, тем больше воздушный участок, тем больше и взлетная дистанция.

После отрыва на самолетах с ТРД на воздушном участке производится выдерживание с постепенным отходом от земли и разгоном скорости. Набрав нужную скорость, летчик переводит самолет в набор высоты, который отличается от выдерживания более крутой траекторией. Все движение от начала разбега представляет собой разгон, который требует избытка тяги, т. е. ускоряющей силы. На воздушном участке эта сила определяется по формуле

$$R_{УСК} = P - Q - G \cdot \sin \theta, \quad (7.15)$$

где θ - угол набора.

ВЗЛЕТ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Наличие бокового ветра ухудшает взлетные характеристики самолета и усложняет технику его выполнения, так как несимметричное обтекание крыла создает разность в величине подъемных сил правого и левого полу крыльев. В результате получается накренение самолета на разбеге и снос по ветру после отрыва от земли. Несимметричное же обтекание вертикального оперения и фюзеляжа создает разворачивающий момент против ветра (Рис. 108).

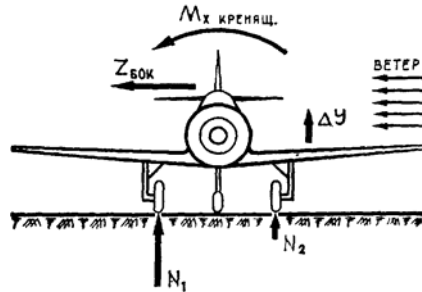


Рис. 108 Взлет самолета с боковым ветром

При разбеге кренящий момент от бокового ветра будет создавать разную нагрузку на колеса шасси. У более нагруженного колеса большей будет и сила трения, которая начнет разворачивать самолет по ветру.

Однако разворачивающий момент от боковых сил фюзеляжа и оперения по величине значительно превосходит разворачивающий момент от разности в подъемных силах крыла, в результате чего самолет будет разворачиваться против ветра. Для устранения разворота самолета при разбеге летчик использует элероны и руль направления. Однако их эффективность в начале разбега мала и возрастает с увеличением скорости, поэтому в начале разбега парировать разворот труднее. Очевидно, что и величина отклонения рулей для предупреждения разворота будет больше в начале разбега, а затем по мере набора самолетом скорости отклонение рулей уменьшают, так как они становятся эффективнее. Поэтому при взлете с боковым ветром основное внимание летчика должно быть сосредоточено на недопущении кренов и соблюдении прямолинейности разбега. Для этого необходимо:

- для уменьшения кренящего момента во время разбега отклонять ручку управления против направления ветра, а для предупреждения разворота самолета отклонить руль направления по ветру (ветер справа - дать левую ногу);
- по мере увеличения скорости на разбеге и повышения эффективности элеронов и руля направления угол их отклонения следует постепенно уменьшать с таким расчетом, чтобы сохранить заданное направление взлета и произвести отрыв самолета без крена;
- отрыв самолета производить на несколько увеличенной скорости (на 5-10 км/ч), не допуская повторного касания самолета колесами земли во избежание бокового удара шасси о землю;
- после отрыва самолета от ВПП борьбу со сносом до высоты 50 м вести созданием крена против ветра и отклонением руля направления по ветру; с высоты 50 м борьбу со сносом вести углом упреждения.

ВЗЛЕТ АЭРОПОЕЗДА

Взлет аэропоезда, состоящего из самолета-буксировщика и планера (или планеров), характеризуется тем, что из двух или более летательных аппаратов, взлетающих в одном аэропоезде, только один из них имеет двигательную установку, создающую тягу (Рис. 109). Процесс взлета аэропоезда усложняется тем, что уменьшается общая тяговооруженность, увеличивается суммарное сопротивление, в результате чего ускорение на разбеге уменьшается.

Составим уравнение движения аэропоезда вдоль оси X.

$$Px - Qc - Fc - Q_{пл} - F_{пл} = \frac{G_a}{g} i_x, \tag{7.16}$$

где $G_a = G_c + G_{пл}$ - суммарный вес аэропоезда;

$F_c, F_{пл}$ - сила трения колес самолета и планера о землю;

$Q_c, Q_{пл}$ - лобовое сопротивление самолета и планера;

Px - тяга, развиваемая двигательной установкой самолета-буксировщика

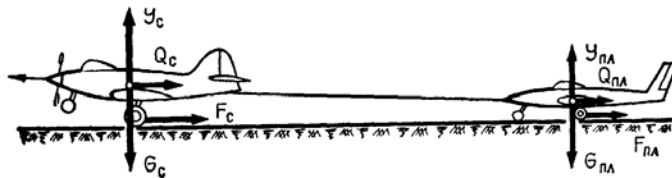


Рис. 109 Взлет аэропоезда

Из уравнения (7.3) найдем ускорение на разбеге

$$i_x = g \left[\frac{P_x - (Q + F)_c - (Q + F)_{пл}}{G_a} \right]. \quad (7.17)$$

Из анализа формулы можно сделать следующие выводы:

- тяговооруженность аэропоезда меньше вследствие увеличения суммарного веса при неизменной силе тяги;

- ускоряющая сила дополнительно уменьшается на величину $(Q + F)_{пл}$.

Все это приводит к тому, что аэропоезд по сравнению с одиночным самолетом будет иметь меньшее ускорение на разбеге. Уменьшение ускорения отразится на длине разбега, которая согласно формуле

$$L_p = \frac{v_{СТР}^2}{2i_{CP}}, \text{ будет возрастать.}$$

Летчик самолета-буксировщика должен знать особенности взлета аэропоезда и учитывать их при полетах.

СКОРОСТЬ ОТРЫВА

Скорость, которую самолет должен иметь для обеспечения безопасного отделения самолета от земли, называется скоростью отрыва.

Скорость, при которой самолет уже может лететь, есть минимальная скорость, соответствующая критическому углу атаки, когда коэффициент подъемной силы C_y достигнет максимума.

Вследствие того, что здесь самолет неустойчив и плохо управляем, отрыв производится на скорости больше минимальной приблизительно на 15% ($V_{отр} = 1,15 V_{мин}$). Для самолета Як-52 $V_{мин} = 104$ км/ч, скорость отрыва $V_{отр} = 120$ км/ч, для Як-55 $V_{мин} = 80$ км/ч, скорость отрыва $V_{отр} = 100$ км/ч.

В момент отрыва нормальная реакция земли равна нулю, поэтому условие отрыва будет иметь вид

$$G = Y = C_{y_{отр}} \frac{\rho V_{отр}^2}{2} S, \quad (7.18)$$

откуда

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho C_{y_{отр}} S}}. \quad (7.19)$$

Из формулы (7.19) видно, что скорость отрыва тем больше, $\frac{G}{S}$ чем больше удельная нагрузка на крыло - и чем меньше плотность воздуха и коэффициент подъемной силы при отрыве.

Плотность воздуха определяется атмосферными условиями и зависит от высоты расположения аэродрома над уровнем моря.

Летом плотность воздуха меньше, следовательно, и скорость отрыва больше, чем зимой.

На высокогорном аэродроме плотность воздуха меньше, поэтому скорость отрыва здесь больше, чем на аэродроме, расположенном на уровне моря.

Величина $C_{y_{отр}}$ определяется по значению взлетного угла атаки, на котором происходит отрыв, с учетом влияния близости земли. Так как взлетный угол атаки меньше критического, то $C_{y_{отр}} < C_{y_{макс}}$ примерно на 15%.

При взлетном угле атаки коэффициент подъемной силы с учетом влияния земной поверхности составляют для самолета - Як-52 $C_{y_{отр}} = 1,26$ при скорости отрыва $V_{отр}=120$ км/ч и для самолета - Як-55 $C_{y_{отр}} = 1,3$ при скорости отрыва $V_{отр} = 100$ км/ч.

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

Взлет самолета, как правило, выполняется против ветра, так как встречный ветер сокращает разбег и взлетную дистанцию и облегчает управление самолетом.

Скорость отрыва самолета Як-55 составляет $V_{отр} = 100$ км/ч, а самолета Як-52 = 120 км/ч. Это значит, что крылья самолетов будут обдуваться встречным потоком с соответствующими скоростями, на этих скоростях подъемная сила уравновесит вес самолета, который в данный момент оторвется от земли.

Рассмотрим взлет самолета при встречном ветре $U=36$ км/ч. Это значит, что когда самолет стоит на старте, то он уже обдувается встречным потоком воздуха со скоростью 36 км/ч. Так как для отрыва самолета от земли необходима скорость $V_{отр} = 100$ км/ч (Як-55) и $V_{отр} = 120$ км/ч (Як-52), то, следовательно, не хватает скорости для самолета Як-55, равной разности $(100-36=64$ км/ч), для Як-52- $(120-36=84$ км/ч). Таким образом, при разбеге против ветра самолет оторвется уже в тот момент, когда его скорость относительно земли будет составлять 64 км/ч для самолета Як-55 и 84 км/ч - для Як 52.

При взлете с попутным ветром картина будет обратная. Когда самолет достигнет скорости 36 км/ч относительно земли, то относительно воздушного потока его скорость будет равна нулю ($V=0$). А так как для отрыва необходима скорость $V_{отр} = 100$ км/ч (Як-55) и $V_{отр} = 120$ км/ч (Як-55), то самолет должен увеличивать скорость, и поэтому его скорость относительно земли будет равна $(100+36=136$ км/ч) для самолета Як-55 и $(120+36=156$ км/ч) -для Як-52.

Формула длины разбега с учетом попутного или встречного ветра будет иметь вид

$$L_{отр} = \frac{(V_{отр} \pm U)}{2ix_{CP}}, \quad (7.20)$$

где знак минус говорит о том, что взлет производится против ветра.

Как видно из задачи, длина разбега против ветра меньше, чем по ветру. Длина других этапов взлетной дистанции при взлете против ветра тоже уменьшает путевую скорость самолета, а во втором - увеличивает.

При взлете против ветра самолет лучше управляется, чем при безветрии, так как уже в самом начале разбега обдувается встречным воздушным потоком.

При взлете по ветру, наоборот, в начале разбега самолет плохо слушается рулей, так как обдув встречным потоком начинается лишь спустя некоторое время после начала разбега (когда скорость движения самолета по земле станет равной или больше скорости ветра). Кроме того, попутный ветер ослабляет эффект обдувки рулей струей от воздушного винта до тех пор, пока скорость самолета достаточно не возрастет. Это обстоятельство, а главным образом увеличение длины разбега, приводит к непригодности взлета по ветру, а иногда и опасным. Поэтому взлет необходимо осуществлять против ветра, особенно если ветер сильный.

ВЗЛЕТ САМОЛЕТА Як-52 ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

На самолете Як-52 взлет при боковой составляющей ветра более 6 м/с (под углом 90°) запрещается.

Боковой ветер 2 м/с не вызывает осложнений в технике выполнения взлета. При боковом ветре более 2 м/с выполнение взлета имеет некоторые особенности и требует повышенного внимания, своевременных и правильных действий со стороны летчика.

При боковом ветре во время разбега самолет испытывает боковое давление, т. е. движется относительно воздушного потока со скольжением. Угол скольжения обозначается β (Рис. 110).

В результате действия бокового давления на самолет действует боковая аэродинамическая сила Z_{β} и кренящий момент $M_{кр}(M_{X\beta})$.

Боковая сила Z_{β} приложена в боковом фокусе самолета позади центра тяжести. Она стремится искривить траекторию движения (по ветру) и создает путевой момент $M_{y\beta}$, разворачивающий самолет навстречу ветру.

Разные силы трения левого и правого колес создают путевой момент $M_{yтр}$. В данном случае $F_{трл} > F_{тпр}$ за счет момента крена $M_{X\beta}$. Момент $M_{yтр}$ направлен в противоположную сторону моменту $M_{X\beta}$. При разбеге $M_{X\beta} > M_{yтр}$, причем при увеличении скорости $M_{X\beta}$ растет, а $M_{yтр}$ уменьшается и самолет все сильнее стремится развернуться против ветра.

Стремление самолета развернуться против ветра летчик парирует в первой половине разбега раздельным торможением

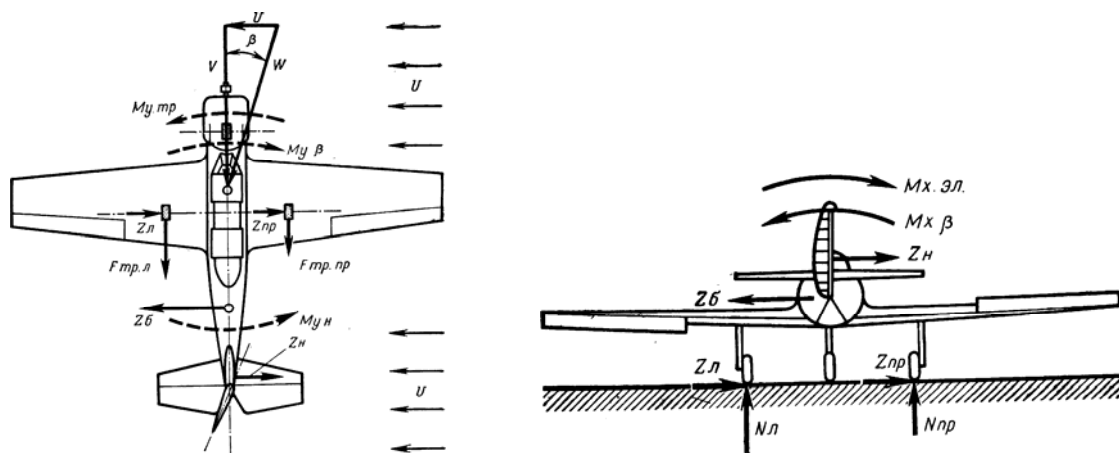


Рис. 110 Схема сил, действующих на самолет Як-52 при разбеге с боковым ветром

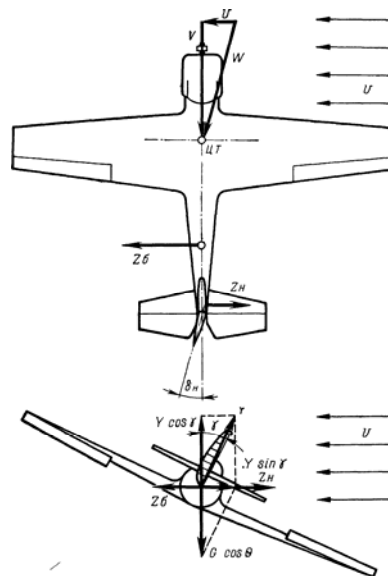


Рис. 111 Схема сил, действующих на самолет при устранении сноса скольжением колес, а во второй половине разбега - отклонением руля направления

Кренящее воздействие бокового ветра летчик парирует отклонением ручки управления (элеронов) в ту сторону, откуда дует ветер. Отклонение элеронов создает путевой момент за счёт разных лобовых сопротивлений полукрыльев, который помогает моменту от руля направления. По мере увеличения скорости и повышения эффективности элеронов ручка управления возвращается к нейтральному положению (во избежание отзыва самолета с одного колеса).

Боковая аэродинамическая сила Z_{δ} на разбеге частично уравнивается боковой силой реакции трения колес Z_n , а при отклонении летчиком руля направления для парирования разворота самолета еще и силой Z_k . По мере увеличения скорости Z_{δ} растет, а Z_k уменьшается ($Z_k = Z_l + Z_{пп}$)-

Движение самолета при разбеге будет сохраняться прямолинейным до тех пор, пока с ростом скорости боковая аэродинамическая сила не достигнет максимального значения боковой силы колес.

Скорость разбега, соответствующая равенству $Z_{\delta} = Z_{k_{\max}}$ называется **скоростью скольжения**. Для разбега без сноса скорость скольжения должна быть больше скорости отрыва, так как при подъеме переднего колеса и увеличении угла атаки скорость скольжения резко падает. При значительном боковом ветре (3...5 м/с) целесообразно переднее колесо поднимать не на скорости 90 км/ч, а на скорости 105...110 км/ч.

После отрыва снос самолета устраняется созданием скольжения в сторону, откуда дует ветер (Рис. 111). Крен выдерживается таким, чтобы погасить снос ($Y \sin \gamma + Z_n - Z_{\delta} = 0$). Стремление самолета к развороту парировать нажимом на педаль, противоположным крену ($M_{y \beta} - M_{yH} = 0$).

После уборки шасси (с высоты 30 м) снос самолета компенсируется введением поправки на курс, равной величине угла сноса.

СХЕМА СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ВЗЛЕТА

При разбеге на самолет действуют аэродинамические силы:

- подъемная сила крыла Y ;
- сила лобового сопротивления X ;
- вес самолета G ;
- сила тяги силовой установки P ;
- нормальная реакция земли $N = N_1 + N_2$;
- сила трения колес о земную поверхность $F = F_1 + F_2$ (Рис. 112).

Как уже говорилось ранее, в аэродинамике и динамике полета самолета рассматривается движение центра тяжести относительно внешней среды и движение частей самолета вокруг центра тяжести. В данном случае рассмотрим движение центра тяжести.

Уравнения движения центра тяжести самолета при разбеге имеют вид:

Условие разгона

$$P - X - F = \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} > 0, \quad (7.21)$$

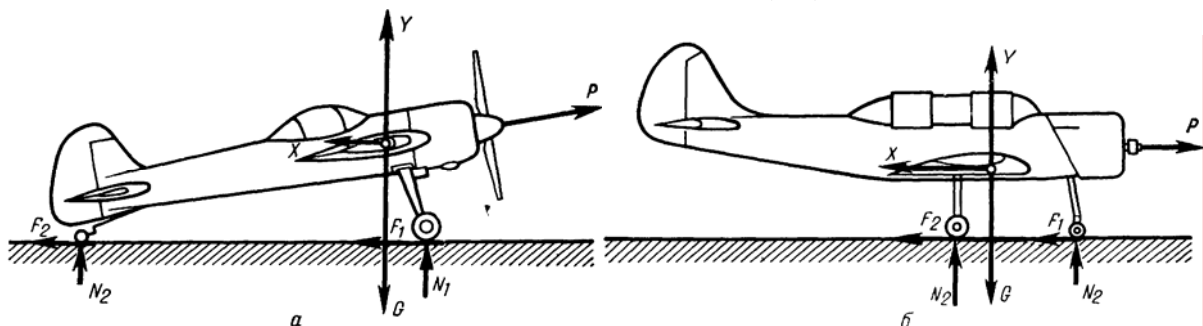


Рис. 112 Схема сил, действующих на самолет Як-55 (а) и самолет Як-52 (б) на взлете
условие прямолинейного разгона

$$Y + N - G = 0, \quad (7.22)$$

В уравнении (7.21) сила тяги должна быть больше лобового сопротивления и силы трения колес

$$\frac{G}{g}$$

вместе взятых или произведение массы - $\frac{G}{g}$ - на прирост скорости должно быть больше нуля. В уравнении (7.22) вес самолета должен быть равен сумме подъемной силы и реакции земли. Силу тяги следует считать направленной по скорости движения. Силу трения определяют через нормальную реакцию N и коэффициент трения f

$$F=Nf. \quad (7.23)$$

Коэффициент трения f при разбеге на колесах по бетонной ВПП равен 0,03...0,05, а по травянистому грунту - 0,1...0,12.

По мере увеличения скорости полета подъемная сила растет, а нормальная реакция земли уменьшается. Когда подъемная сила становится равной весу самолета, то он отрывается от земли.

На этапах разгона и подъема на самолет действуют следующие силы: подъемная сила Y ; вес самолета G ; сила тяги P (Рис. 112).

Уравнения движения центра тяжести самолета при разгоне с подъемом имеют вид:

условие разгона

$$P - X - G \sin \theta = \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} > 0; \quad (7.24);$$

условие прямолинейности полета

$$Y - G \cos \theta = 0. \quad (7.25)$$

В уравнении (7.24) тяга двигателя P должна быть больше суммы лобового сопротивления и составляющей силы веса самолета, а в уравнении (7.25) - подъемная сила Y должна быть равна составляющей веса самолета $G \cos \theta$.

Уравнения движения (7.24) и (7.25) показывают, что самолет движется прямолинейно ($Y=G \cos \theta$) и с ускорением. Ускорение равно

$$i = g \left(\frac{P - X - G \sin \theta}{G} \right) > 0.$$

ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ВЗЛЕТЕ НА САМОЛЕТЕ ЯК-52

Перед выруливанием со стоянки проверить работу двигателя и оборудования самолета. Запросить разрешение на выруливание. Получив его, проверить работу тормозов и, убедившись, что рулению ничто не мешает, отпустить тормоза и увеличить обороты двигателя настолько, чтобы самолет начал движение. Во время руления тормозами следует пользоваться плавно, нажимая на гашетку тормозов импульсивными движениями.

При рулении самолет стремится развернуться вправо за счет действия реакции воздушного винта. Это стремление парируется отклонением руля направления влево.

Перед выруливанием на линию предварительного старта осмотреть пространство впереди, слева и справа. Запросить у руководителя полетов разрешение занять предварительный старт. Далее осмотреть пространство в той же последовательности, запросить разрешение, занять исполнительный старт. Получив разрешение, вырुлить на взлетную полосу, проругать 10...15 м для установления переднего колеса по линии взлета. Нажать на гашетку тормозов. Проверить правильность установки триммера руля высоты, показания АГИ-1К, радиокompаса АРК-15М и по ГМК - курс (курс должен соответствовать взлетному).

Проверить стопорение привязных ремней. Запросить разрешение на взлет. Получив разрешение на взлет, плавно увеличить обороты двигателя и отпустить тормоза, начать разбег.

В первой половине разбега, когда эффективность руля направления мала, прямолинейность движения самолета выдерживать с помощью тормозов основных колес (короткими импульсами), во второй половине (по достижению скорости 60 км/ч) - с помощью руля направления.

Ручку управления до начала подъема переднего колеса держать в нейтральном положении.

При достижении скорости 90 км/ч плавным движением ручки управления на себя поднять переднее колесо до взлетного положения (10...15 см от земли) и сохранять это положение до отрыва самолета от земли.

Самолет на разбеге стремится отклониться вправо, что парируется отклонением левой педали.

Отрыв самолета происходит плавно при скорости полета, равной 120 км/ч по прибору.

После отрыва самолет не имеет тенденции к взмыванию и сваливанию на крыло, рули и элероны эффективны.

После отрыва перевести взгляд на землю (влево от продольной оси самолета под углом 15...20° и вперед на 30...40 м). Выдерживание и набор скорости производится с постепенным удалением самолета от земли. В процессе разгона с подъемом следить за набором высоты и направлением на выбранный ориентир.

На высоте 20...25 м проверить скорость, которая должна быть равна 170 км/ч, убрать шасси и перевести самолет в набор высоты.

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЗЛЕТЕ НА САМОЛЕТЕ Як-52

Выше были рассмотрены этапы нормального взлета самолета Як-52. Однако при взлете могут возникнуть следующие ошибки в технике пилотирования:

уклонение самолета от курса взлета;

несвоевременный подъем переднего колеса;

отрыв самолета на малой скорости.

Самолет уклоняется от направления взлета при разбеге. Причины: не установлено колесо (переднее) по курсу взлета; летчик неправильно пользуется тормозами; недостаточное отклонение руля направления влево (для компенсации момента реакции воздушного винта); неправильное распределение внимания.

При отклонении самолета от заданного направления в момент начала разбега следует использовать тормоза колес, установить самолет по линии взлета и продолжать разбег. При значительном отклонении от заданного направления в момент начала разбега прекратить взлет.

Несвоевременный подъем переднего колеса. Летчик рано и резким движением или поздно и очень осторожным движением ручки управления поднимает переднее колесо. Особенно опасен резкий и излишний подъем переднего колеса, что может привести к преждевременному отрыву самолета от земли и сваливанию на крыло.

Отрыв самолета на малой скорости. Если это произойдет, то необходимо не допускать резких кренов и резкого перевода самолета в набор высоты. При повторном касании земли необходимо создать нормальный взлетный угол атаки (угол подъема переднего колеса) до набора скорости отрыва. При отрыве самолета на малой скорости и при резком переходе в набор высоты уменьшить угол набора до заданного, не допуская кренов.

ПОСАДКА САМОЛЕТА

Посадка является завершающим этапом полёта и представляет собой замедленное движение самолета с высоты 25 м до полной остановки после пробег по земле. Посадка самолета, как правило, состоит из следующих этапов (Рис. 113):

- планирования (снижения);
- выравнивания;
- выдерживания;
- приземления (парашютирования);
- пробег.

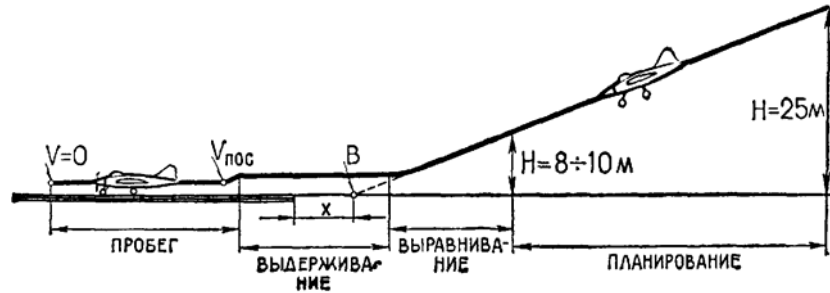


Рис. 113 Схема посадки самолета

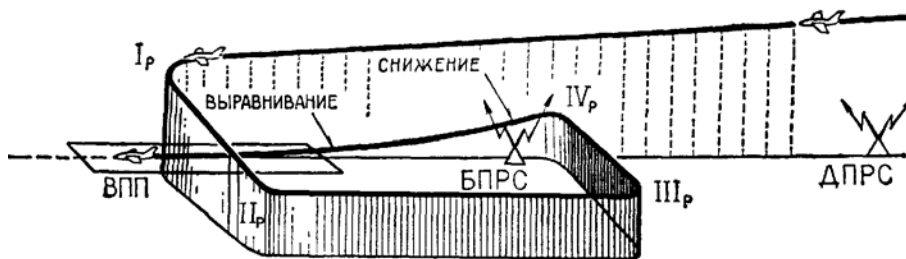


Рис. 114 Схема "круга" над аэродромом перед посадкой

Посадка - сложный и ответственный маневр, завершающий полет. Ему предшествуют выход к аэродрому и заход на посадку.

Маневр захода на посадку производится в непосредственной близости к аэродрому и имеет целью подготовку самолета к выполнению посадки. При визуальном заходе на посадку нормальным является движение самолета по прямоугольному маршруту, представляющему сочетание отрезков прямых и разворотов на 90° - так называемый "круг" ("коробочка"). "Круг" перед посадкой выполняется на определенной для каждого типа летательных аппаратов высоте (Рис. 114).

Расчетными являются 3-й и 4-й развороты, выполняя которые на определенной высоте и точке маршрута, летчик производит предварительный расчет на посадку. Уточнение расчета на посадку, учет ветра производится на участке от 3-го и 4-го разворота. После 4-го разворота самолет должен двигаться вдоль оси взлетно-посадочной полосы (ВПП). До высоты 50 м должны быть выпущены закрылки (щитки), шасси, установлена необходимая скорость по траектории снижения и летчик должен быть убежден в точности расчета. С высоты 30 м летчик переносит взгляд на землю. Начинается выполнение первого этапа посадки - планирование.

ПЛАНИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ПОСАДКЕ

Посадка самолета начинается со снижения самолета. Угол установившегося планирования определяется по формуле

$$tg\theta = \frac{1}{k} \tag{8.1}$$

Предпосадочное планирование выполняется с выпущенными шасси и закрылками (щитками), поэтому аэродинамическое качество невелико. Угол планирования и вертикальная скорость при этом значительно увеличиваются, что усложняет технику выполнения выравнивания. При наличии тяги угол планирования и вертикальная скорость уменьшаются, поэтому на современных скоростных самолетах

планирование осуществляется, как правило, с некоторой тягой, тем более что в этом случае облегчается уход на второй круг.

При планировании летчик рассчитывает место приземления. Для этого сразу же после четвертого разворота летчик устанавливает заданную скорость планирования и наклон траектории планирования. Прямолинейное снижение выводит самолет в точку начала выравнивания (точка *A* на Рис. 113), находящуюся на высоте 6 - 10 м. Положение прямой *AB* (траектории снижения) относительно посадочной полосы задается расстоянием *x*, определяющим удаленность точки *B* от края ВПП. Для каждого типа самолета, планера величина *x* связана с их аэродинамическими характеристиками и в первую очередь с аэродинамическим качеством. На планировании перед посадкой желательно, чтобы скорость по траектории и вертикальная скорость снижения были по возможности уменьшены. С этой целью применяются закрылки, щитки или другие виды механизации крыла, которые увеличивают коэффициент подъемной силы и уменьшают потребную скорость планирования. Тем самым упрощается техника выполнения посадки и повышается ее безопасность.

При увеличении веса самолета увеличивается его скорость по траектории. Угол планирования при этом практически остается неизменным.

Планирование самолета до высоты начала выравнивания является одним из ответственных этапов в обеспечении нормальной посадки.

Практикой установлено, что наибольшее количество ошибок в технике пилотирования совершено на этапе предпосадочного планирования и при выходе из него. Основной причиной этих ошибок является то обстоятельство, что летчик, отвлекая внимание от пилотирования самолета для наблюдения за землей, уточнения расчета на посадку и правильности захода по оси посадочной полосы, теряет скорость и нарушает координацию отклонения рулей.

ВЫРАВНИВАНИЕ

Выравнивание представляет собой процесс перехода от прямолинейного равномерного снижения к траектории горизонтального полета в конце выравнивания. При подходе к высоте начала выравнивания (которая определяется визуально и составляет 8-10 м) летчик, отклоняя ручку управления на себя, увеличивает угол атаки самолета, создавая тем самым дополнительную подъемную силу ΔY , которая искривляет траекторию.

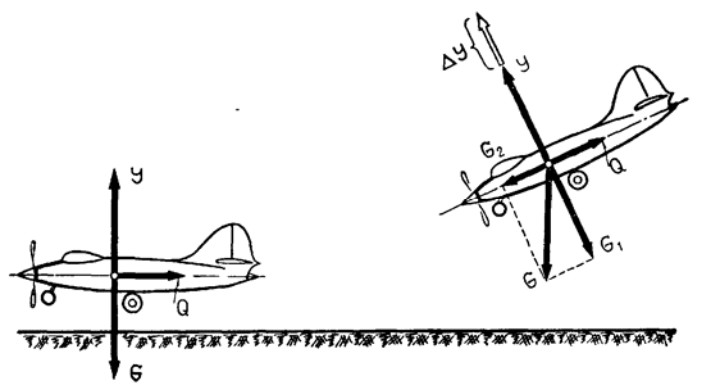


Рис. 115 Схема сил, действующих на самолет при выравнивании и выдерживании

Увеличение угла атаки сопровождается увеличением силы лобового сопротивления, вследствие чего происходит уменьшение поступательной скорости. Другой причиной уменьшения поступательной скорости является уменьшение составляющей силы веса G_2 из-за уменьшения угла наклона траектории θ (Рис. 115).

Выравнивание заканчивается на высоте 0,75-1,0 м. Траектория этого маневра при постоянной подъемной силе ($Y + \Delta Y$) представляет собой кривую, близкую к окружности.

ВЫДЕРЖИВАНИЕ

Выдерживание производится для уменьшения скорости до посадочной и представляет собой торможение самолета в горизонтальном полете (схема сил показана на Рис. 115). При выдерживании самолет летит горизонтально, так как $Y = G$, а скорость полета уменьшается из-за того, что сила лобового сопротивления ничем не уравновешена и тормозит движение. Для поддержания заданной высоты над поверхностью аэродрома по мере падения скорости летчик соразмерно, взятием ручки на себя, увеличивает угол атаки (т. е. C_y), что позволяет сохранить подъемную силу, а следовательно, и прямолинейность траектории.

В момент, когда угол атаки окажется равным посадочному ($\alpha = \alpha_{\text{пос}}$), дальнейшее его увеличение прекращают. Скорость полета при выдерживании, соответствующая этому моменту, называется посадочной. В процессе выдерживания самолет снижается до высоты 0,25-0,30 м. После этого начинается парашютирование, при котором $V < G$, а скорость практически не успевает измениться, так как оно длится малое время и самолет приземляется на посадочную полосу.

В конце выдерживания перед приземлением подъемная сила равна весу самолета, т. е. $Y = G$, а угол атаки равен посадочному, тогда

$$Y = G = C_{y_{\text{пос}}} \frac{\rho v_{\text{пос}}^2}{2} \cdot S \quad \text{откуда} \quad v_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{пос}}} \rho S}}$$

При приближении к поверхности земли начинает сказываться эффект «воздушной подушки», вследствие чего происходит как бы увеличение плотности воздуха. С учетом этого явления можно записать

$$v_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{пос}}} \rho S}}, \quad (8.2)$$

где G - вес самолета при посадке;

$C_{y_{\text{пос}}}$ - коэффициент подъемной силы при посадочном угле атаки;

0,94 - коэффициент, учитывающий близость земли.

Посадочной скоростью называется скорость в момент приземления. Она у всех самолетов меньше скорости отрыва. Это объясняется тем, что посадочный вес самолета меньше веса взлетного, а $C_{y_{\text{пос}}} > C_{y_{\text{отр}}}$, поскольку используется больший угол отклонения закрылков (щитков), а, кроме того, перед самым приземлением нет необходимости иметь запас угла атаки, как после отрыва.

Из формулы (8.2) следует, что зависимость посадочной скорости от веса самолета, атмосферных условий и коэффициента подъемной силы такая же, как и скорости отрыва.

ПРОБЕГ САМОЛЕТА

Пробег самолета является заключительным этапом посадки. После касания земли самолет совершает пробег на основных колесах шасси (для самолетов с носовым колесом), после чего летчик плавно опускает носовое колесо и начинает торможение основных колес. У самолетов с хвостовым колесом посадка совершается на все три точки и торможение основных колес производится с таким расчетом, чтобы не было капотирования самолета.

Главной характеристикой пробега является его длина. Длиной пробега $L_{\text{пр}}$ называется расстояние, проходимое самолетом по земле от момента приземления до полной остановки.

Движение самолета на пробеге является равнозамедленным с некоторым средним замедлением $U_{\text{ср}}$.

На пробеге кроме непрерывно уменьшающихся аэродинамических сил Y и Q на самолет действует сила трения колеса о землю $F = F_1 + F_2$ (Рис. 116).

По мере уменьшения скорости подъемная сила и сила лобового сопротивления уменьшаются, а силы реакции земли N_1 и N_2 увеличиваются.

Уравнение движения самолета при пробеге можно записать

$$\frac{G}{g} i_{\text{пр}} = Q + F, \quad (8.3)$$

где $F = f(N_1 + N_2)$ - сила трения.

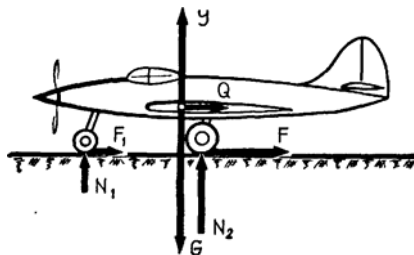


Рис. 116 Схема сил, действующих на самолет при пробеге

Силами, замедляющими движение на пробеге, как следует из формулы (8.3), являются сила трения колес о землю F и сила лобового сопротивления Q . Длина пробега определяется по формуле

$$L_{\text{ПР}} = \frac{v_{\text{Пос}}^2}{2i_{\text{СР}}}. \quad (8.4)$$

Из формулы (8.3) можно найти

$$i_{\text{СР}} = -g \frac{Q + F}{G}. \quad (8.5)$$

Из анализа формул видно, что для уменьшения длины пробега необходимо уменьшать посадочную скорость ($v_{\text{Пос}}$) или увеличивать тормозящие силы Q и F . Увеличение последней производится за счет применения тормозных устройств на колесах шасси. Увеличение силы Q осуществляется применением тормозных посадочных парашютов.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

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

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

Условия равновесия записываются следующим образом:

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

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

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

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

Соответственно с продольным и боковым движением самолета рассматривают:

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

Любое вращение самолета вокруг его центра тяжести можно разложить на вращение вокруг трех взаимно перпендикулярных *осей X, Y, Z*, проходящих через центр тяжести. При изучении устойчивости и управляемости обычно используют связанную систему координат (Рис. 117). В связанной системе координат ось X_1 связана с самолетом, параллельна оси самолета или хорде крыла и находится в плоскости симметрии. Ось Y_1 находится также в плоскости симметрии, перпендикулярна оси X_1 и направлена вверх. Ось Z перпендикулярна осям X и Y и направлена вдоль правой плоскости.

Соответственно трем осям на самолет действуют следующие моменты.

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

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

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

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

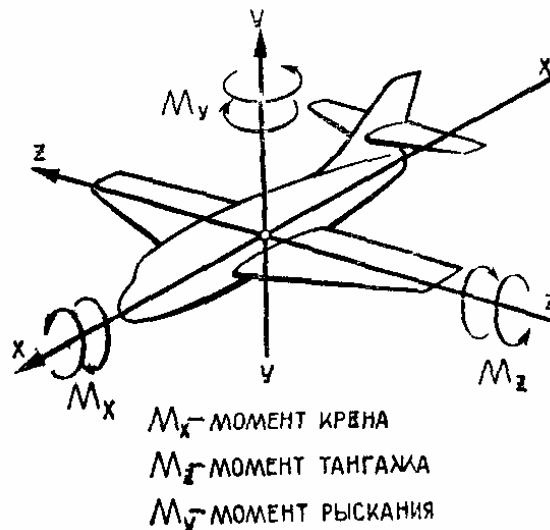


Рис. 117 Оси вращения самолета

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ РУЛЕЙ

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

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

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

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

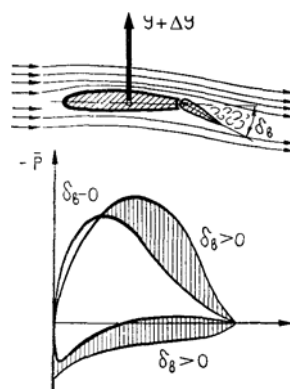


Рис. 118 Действие руля высоты

Действие рулей на дозвуковых скоростях полета объясняется тем, что возмущения, вызванные отклонением рулей, распространяются во всех направлениях: по потоку и навстречу потоку. Вследствие этого происходит перераспределение давления по всей длине хорды профиля, в том числе и на неподвижных несущих поверхностях, снабженных рулем. Если, например, отклонить руль высоты вниз на некоторый угол δ_B (Рис. 118), то это вызовет дополнительное разрежение сверху стабилизатора и повышение давления внизу, что и приведет к созданию дополнительной подъемной силы на горизонтальном оперении в целом (подвижной и неподвижной его частей). Дополнительная подъемная сила $\Delta U_{Г.О.}$ на

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

ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

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

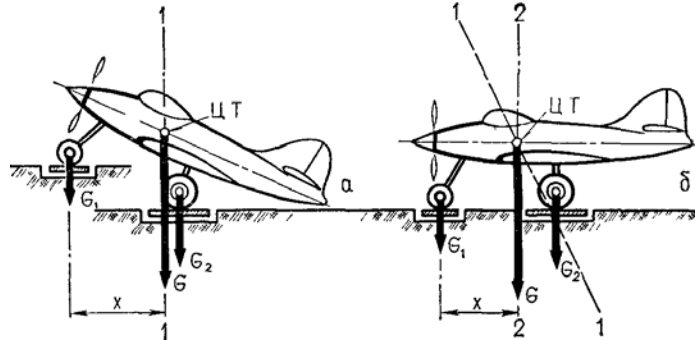


Рис. 119 Определение центра тяжести самолета методом взвешивания

Положение центра тяжести (ц. т.) на самолете обычно определяется методом двойного взвешивания. Самолет устанавливается на весы в двух положениях, как показано на Рис. 119. При каждом взвешивании замеряют показания передних и задних весов. Зная расстояние между весами и показания передних и задних весов в обоих случаях, по правилам механики определяют для каждого из этих положений самолета величину равнодействующей силы и линию ее действия. **Точка пересечения линии действия равнодействующих 1-1 и 2-2 будет центром тяжести самолета.**

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

ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Расстояние от центра тяжести до начала САХ, выраженное в процентах ее длины, называется центровкой самолета (Рис. 120).

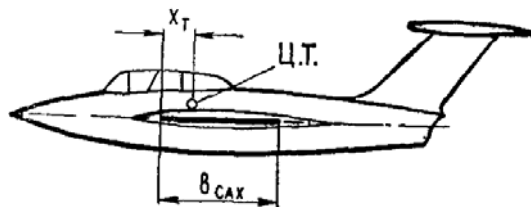


Рис. 120 Положение центра тяжести самолета

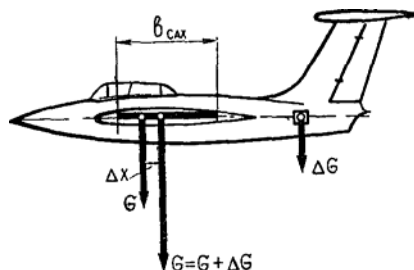


Рис. 121 Расчет центровки при изменении веса самолета

$$x_T \% = \frac{x_T}{b_{САХ}} \cdot 100, \tag{9.2}$$

где x_T - расстояние центра тяжести от носка САХ;

$b_{САХ}$ - длина САХ.

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

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

Если на самолете весом G с центровкой X_T добавлен груз весом G_1 и помещен позади центра тяжести на расстоянии l , то точка приложения равнодействующей G_1 и G и есть новое положение центра тяжести (Рис. 121).

Сумма моментов относительно точки O должна быть равна нулю, поэтому

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

отсюда

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

где Δx - смещение центра тяжести.

Линейное смещение центра тяжести Δx можно выразить в процентах САХ:

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

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

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

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

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

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

ПРЕДЕЛЬНО ПЕРЕДНЯЯ И ПРЕДЕЛЬНО ЗАДНЯЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

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

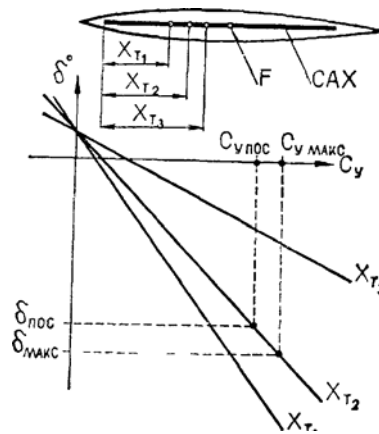


Рис. 122 К определению предельно передней центровки

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

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

Из Рис. 122 следует, что если при некотором положении центра тяжести (X_{T3}) самолет отклонением руля выведен на максимальный угол атаки ($C_{y\text{макс}}$), то у руля высоты еще имеется неиспользованный запас отклонения, а при центровке, соответствующей положению центра тяжести X_{T1} (центр тяжести сильно сдвинут вперед), отклонения руля высоты недостаточно для того, чтобы вывести самолет на посадочные углы атаки. Поэтому подбирают такое сочетание отклонения руля высоты и переднего положения центра тяжести самолета, чтобы при взятии ручки управления на себя на 75-80% полного ее хода самолету было создано посадочное положение, т. е. самолет был выведен на посадочные углы атаки. Максимальное отклонение руля высоты вверх примерно соответствует выходу самолета на $C_{y\text{макс}}$ (критический угол атаки).

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

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

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

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

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

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

ФОКУС КРЫЛА САМОЛЕТА

Фокусом крыла называется точка, относительно которой момент аэродинамических сил не зависит от угла атаки (Рис. 123). Аэродинамический фокус принято обозначать буквой F, а его координату относительно носика профиля крыла буквой X_F .

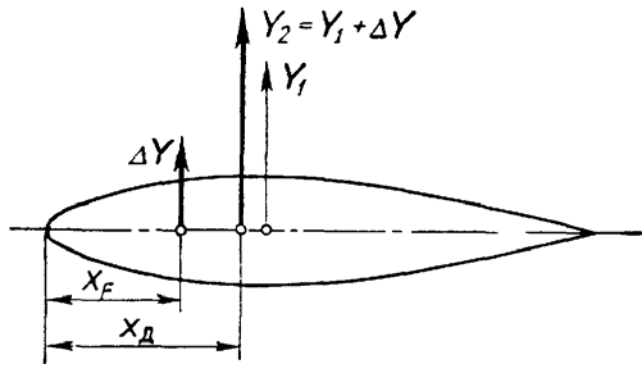


Рис. 123 К определению аэродинамического фокуса крыла

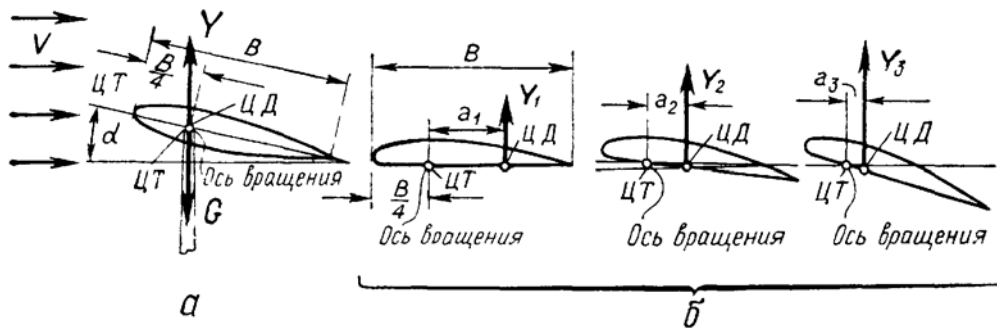


Рис. 124 Безразличное положение крыла: а - симметричный профиль крыла самолета Як-55; б - плосковыпуклый профиль крыла самолета Як-52

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

Для объяснения возьмем крыло самолета Як-55 с симметричным профилем. Как известно, центр давления является почти постоянной точкой и находится от передней кромки приблизительно на 1/4 расстояния хорды крыла, т. е. на 25% САХ (Рис. 124). Поместим крыло на ось вращения, совмещенную с центром давления (25% САХ) (Рис. 124, а).

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

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

Возьмем крыло плосковыпуклое (профиль крыла самолета Як-52), также поместим ось вращения на 25% САХ от передней кромки (Рис. 124, б). Сбалансируем его, чтобы ЦТ находился на оси вращения. При обтекании крыла воздушным потоком с постоянной скоростью V подъемная сила Y растет с увеличением угла атаки, и при этом центр давления перемещается по хорде вперед, приближаясь к 1/4 хорды крыла.

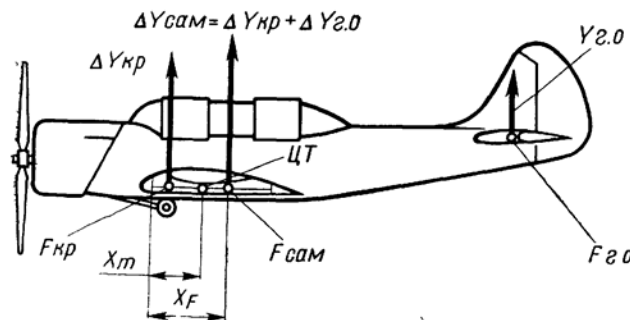


Рис. 125 К определению фокуса самолета

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

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

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

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

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

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

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

Понятие *фокус самолета* аналогично понятию фокуса крыла. Положение фокуса самолета определяется положением фокусов его частей (крыла, оперения, фюзеляжа) и величиной приращения подъемных сил этих частей (Рис. 125). Обычно фокус самолета расположен позади фокуса крыла на 30...40% САХ (для самолетов с прямым крылом). Фокус самолета Як-55 расположен на 30,3% САХ, самолета Як-52 - на 30% САХ.

БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

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

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

Для объяснения балансировки допустим, что самолет Як-52 совершает установившийся горизонтальный полет (Рис. 126). На самолет действуют: сила тяжести G, подъемная сила Y, сила лобового сопротивления X, сила тяги силовой установки P.

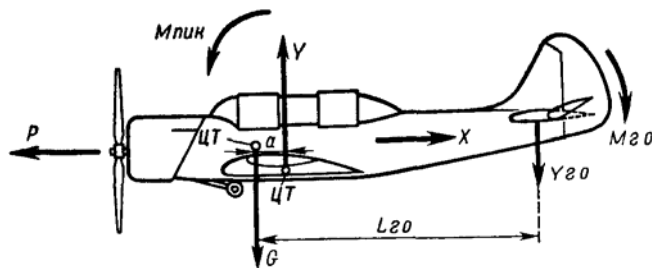


Рис. 126 Условия продольного равновесия самолета в горизонтальном полете

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

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

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

Условие равновесия записывается формулой

$$-M_{КР} = M_{ГО}$$

или

$$M_{кр} + M_{ГО} = 0. \quad (9.9)$$

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

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

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

$$\Sigma Mz = 0.$$

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПЕНСАЦИЯ. ТРИММЕР

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

Величина шарнирного момента возрастает при увеличении угла отклонения руля высоты, его геометрических размеров и скоростного напора. При больших скоростях полета для преодоления шарнирных моментов могут потребоваться недопустимо большие усилия, особенно у самолетов больших размеров. На самолётах Як-52 и Як-55 уменьшение усилия на ручке управления, педалях и элеронах достигается применением роговой и осевой аэродинамических компенсаций (Рис. 127, а, б)

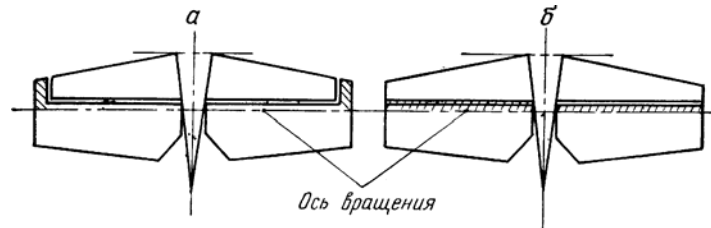


Рис. 127 Виды аэродинамических компенсаций: а - роговая; б - осевая

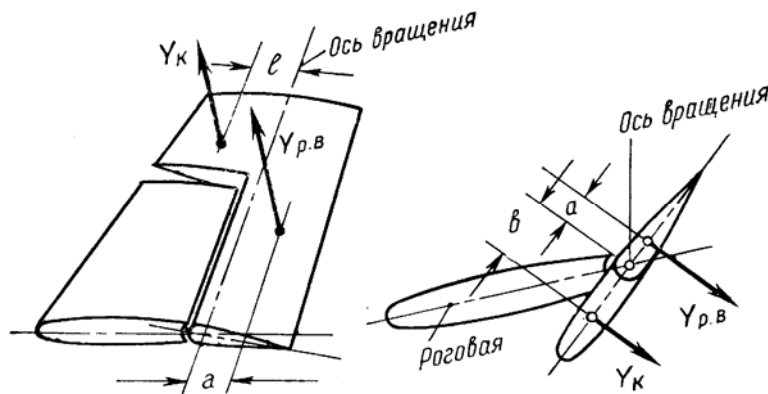


Рис. 128 Принцип действия роговой аэродинамической компенсации

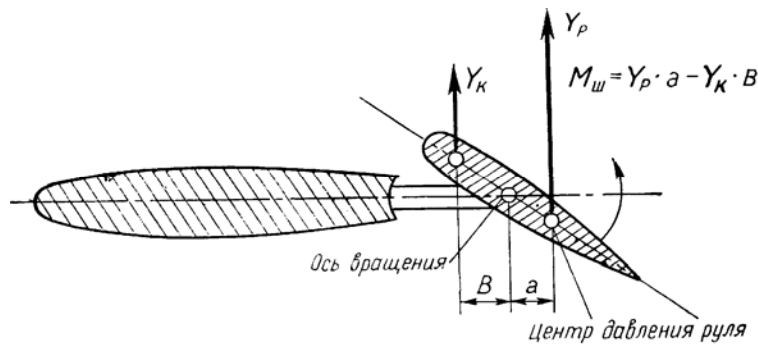


Рис. 129 Принцип действия осевой аэродинамической компенсации

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

Роговой компенсацией руля называется часть его площади в виде “рога”, расположенного впереди оси вращения. Принцип действия роговой компенсации заключается в том, что аэродинамическая сила Y_K , действующая на “рог”, создает относительно оси вращения момент, направленный в сторону, противоположную шарнирному моменту (Рис. 128):

$$Y_K \cdot B \leq Y_{р.в} \cdot a.$$

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

Осевой аэродинамической компенсацией руля называется часть его площади, расположенной впереди оси вращения (Рис. 129).

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

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

Осевая аэродинамическая компенсация рулевых поверхностей

на самолете Як-52 составляет:

на руле направления 4,4 %;

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

на самолете Як-55:

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

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

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

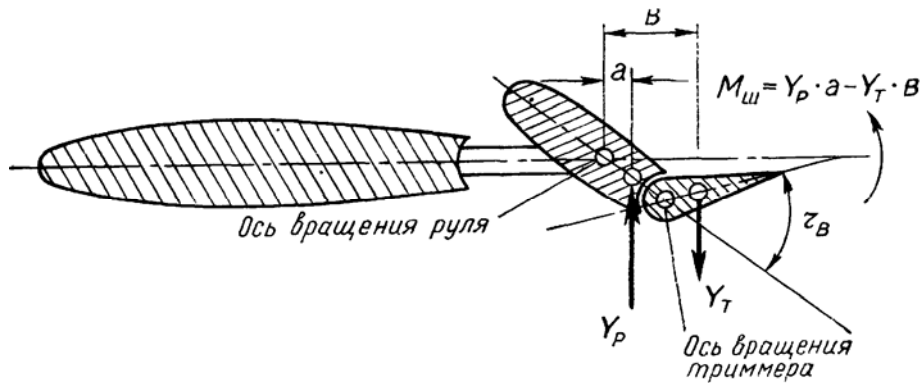


Рис. 130 Принцип действия аэродинамического триммера

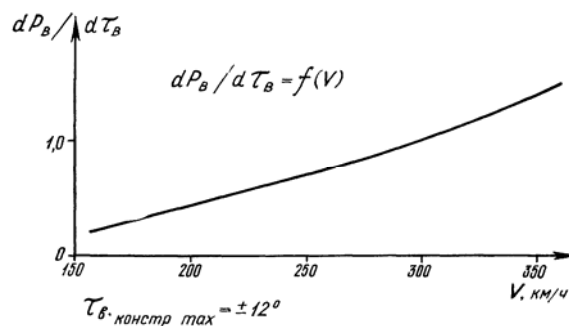


Рис. 131 Зависимость эффективности триммера руля высоты самолета Як-52 от скорости полета

Триммер самолета Як-52 представляет собой небольшую по площади часть руля, шарнирно укрепленную около задней кромки (Рис. 130). Триммер имеет независимое управление. При отклонении его возникает аэродинамический момент, противоположный шарнирному моменту руля.

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

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

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

Зависимость эффективности триммера самолета Як-52 (т. е. изменение усилий на ручке управления при отклонении его на 1°) от скорости полета показана на (Рис. 131).

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

ВЛИЯНИЕ МОМЕНТА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ НА ПРОДОЛЬНУЮ БАЛАНСИРОВКУ

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты, которые представляют собой в целом небольшое крыло, обычно симметричного профиля (Рис. 132).

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

$$M_{z_0} = -Y_{z_0} \cdot L_{z_0},$$

где знак минус показывает, что момент пикирующий.

Величина этого момента зависит главным образом от величины подъемной силы оперения, так как плечо $L_{Г.о.}$ можно считать постоянной величиной. Величина подъемной силы $Y_{Г.о.}$ зависит от угла атаки горизонтального оперения (за который принимают угол атаки стабилизатора) и от профиля, который

меняется при повороте руля высоты. Следовательно, момент горизонтального оперения зависит от угла атаки стабилизатора и угла отклонения руля высоты.

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

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

$$\alpha_{ст} = \alpha + \varphi_{ст} - \varepsilon. \quad (9.10)$$

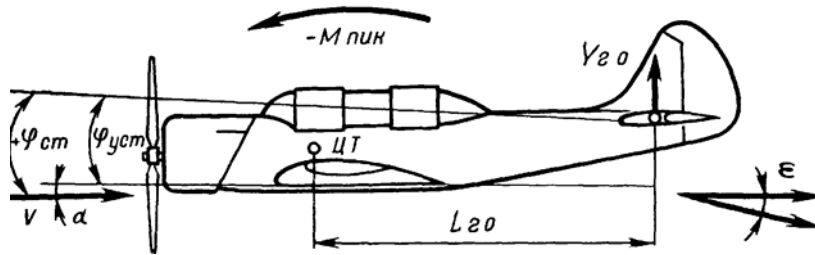


Рис. 132 Момент горизонтального оперения

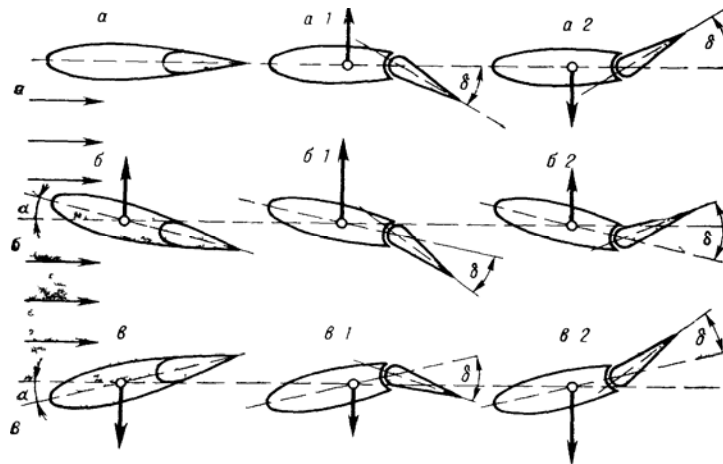


Рис. 133 Изменение момента горизонтального оперения в зависимости от угла атаки и угла отклонения руля высоты

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

Когда угол атаки стабилизатора равен нулю, то при нейтральном положении руля высоты (Рис. 133) подъемная сила оперения будет равна нулю и никакого момента не получится.

Если летчик отклонит руль высоты вниз (Рис. 133, а) на некоторый угол δ (дельта), то это будет равносильно увеличению угла атаки стабилизатора и вызовет появление подъемной силы, направленной вверх, и момент ее будет пикирующим. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (Рис. 133, а-2), то это вызовет появление подъемной силы, направленной вниз, и момент ее будет кабрирующим.

Когда угол атаки стабилизатора положительный, то при нейтральном положении руля высоты (Рис. 133, б) подъемная сила будет направлена вверх и момент ее будет пикирующим. Если летчик отклонит руль высоты вниз (Рис. 133, б-1), то это вызовет увеличение подъемной силы и ее пикирующего момента. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (Рис. 133, б-2), то это вызовет уменьшение подъемной силы и может изменить ее направление и направление ее момента на обратное.

Рассмотрим отрицательный угол атаки стабилизатора. Когда руль высоты находится в нейтральном положении (Рис. 133, в), подъемная сила будет направлена вниз и момент ее будет кабрирующий. Если

летчик отклонит руль высоты вниз (Рис. 133, в-2), то это вызовет уменьшение подъемной силы и может изменить направление ее момента на обратное. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (Рис. 133, в-2), то это вызовет увеличение отрицательной подъемной силы и ее кабрирующего момента.

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

ВЛИЯНИЕ МОМЕНТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ПРОДОЛЬНУЮ БАЛАНСИРОВКУ

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

Если тяга силовой установки проходит вне центра тяжести самолета, т. е. когда имеется децентрация тяги, то будет создаваться продольный момент (Рис. 134, а). Это характерно для самолета Як-52. Направление силы тяги у него проходит выше центра тяжести. Такая децентрация называется *верхней*. Следовательно, исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что момент будет пикирующим - отрицательным.

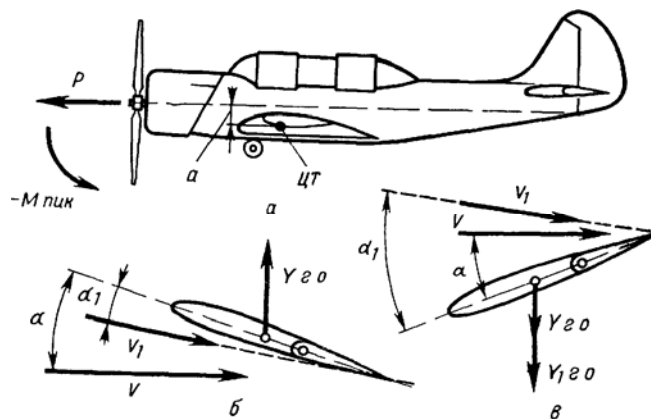


Рис. 134 Влияние силовой установки самолета Як 52 на продольное равновесие

Действие воздушной струи от винта на оперение более сложно. Пусть самолет Як-52 планирует и на его горизонтальное оперение набегаеет воздушный поток (Рис. 134, б) со скоростью V , под углом атаки α . В результате этого оперение развивает подъемную силу $Y_{г.о.}$. При включении двигателя к скорости V добавляется скорость струи воздушного винта V_1 , причем поток набегаеет на оперение под меньшим углом атаки α (так как воздушная струя винта увеличивает скос потока у хвостового оперения). Вследствие увеличения скорости подъемная сила оперения должна возрасти, а вследствие уменьшения угла атаки должна уменьшиться. В итоге величина подъемной силы заметно не изменится, т. е. действие струи воздуха от воздушного винта заметно не нарушит равновесие самолета.

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

Поэтому крыло создает пикирующий момент, следовательно, горизонтальное оперение должно создавать кабрирующий момент, т. е. подъемная сила горизонтального оперения и его угол атаки должны быть отрицательными (Рис. 134, в). Допустим, что в этом случае самолет планирует со скоростью V . При включении двигателя воздушная струя от винта увеличит скорость потока воздуха у горизонтального оперения и скорость станет равной V_1 . Вследствие увеличения скоса потока угол атаки увеличится $\alpha_1 > \alpha$.

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

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

Далее рассмотрим действие продольных моментов на балансировку самолета.

Так, например, самолет Як-52 имеет верхнюю децентрацию тяги силовой установки, что приводит к созданию пикирующего момента, который по своему значению больше кабрирующего момента, возникающего от действия струи воздушного винта на горизонтальное оперение. Поэтому при включении двигателя самолет будет стремиться уменьшить угол атаки. Для противодействия этому необходимо создать

рулем высоты добавочный кабрирующий момент, т. е. взять ручку управления на себя и так держать ее во время всего полета на данном режиме работы двигателя.

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

УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

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

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

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

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

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

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

ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

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

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

Выясним условия, при которых самолет будет устойчив по перегрузке (Рис. 135). При случайном увеличении угла атаки (например, при воздействии вертикального порыва ветра) возникает неуравновешенная подъемная сила ΔY , приложенная в фокусе самолета. Дальнейшее поведение самолета будет зависеть от взаимного расположения фокуса и центра тяжести.

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

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

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

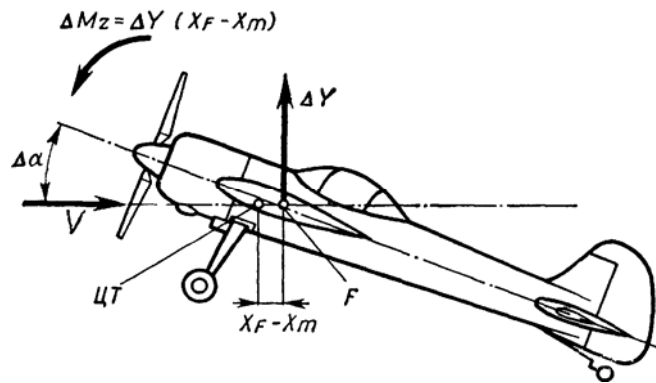


Рис. 135 К объяснению продольной статической устойчивости самолета по перегрузке

Как видно из Рис. 135, величина неуравновешенного стабилизирующего момента пропорциональна расстоянию между фокусом и центром тяжести самолета:

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

или в безразмерных коэффициентах:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Продольная динамическая устойчивость самолета характеризует коэффициент затухания продольных колебаний.

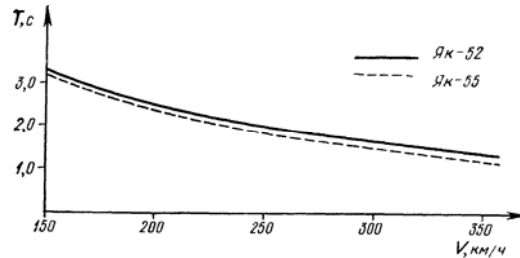


Рис. 136. Характеристики продольной динамической устойчивости самолетов Як-52 и Як-55 с зажатой ручкой управления

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

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

Як-55 - центровка 25% САХ, $G=870$ кгс (Рис. 136).

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

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

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

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ПО СКОРОСТИ

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Балансировочная диаграмма $\delta_B^0(V)$ (Рис. 137) позволяет судить о продольной статической устойчивости самолета фиксированном (зажатом) управлении.

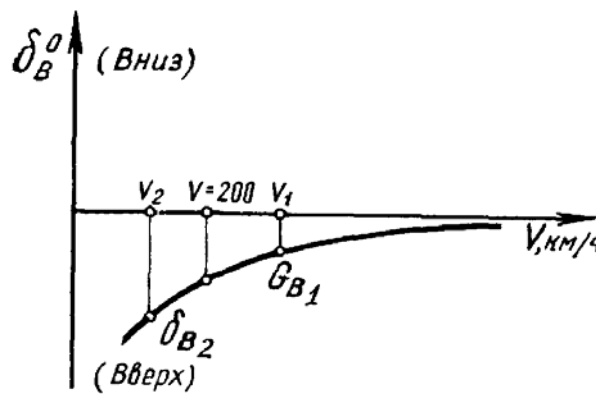


Рис. 137 К объяснению продольной статической устойчивости самолетов по скорости при зафиксированном управлении

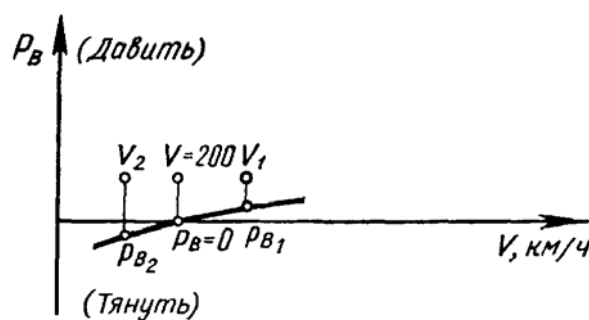


Рис. 138 К объяснению продольной статической устойчивости по скорости при свободном управлении

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

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

$$\frac{d\delta_B}{dV} > 0$$

углам отклонения руля высоты положительный, самолет имеет стремление без вмешательства летчика восстановить заданную скорость, т. е. он статически устойчив по скорости при фиксированном управлении.

Балансировочная диаграмма $P_B(V)$ (Рис. 138) позволяет судить о продольной статической устойчивости самолета по скорости при освобожденном управлении (ручка управления брошена).

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

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

$$\frac{dP_B}{dV} > 0$$

по усилиям на ручке управления положительный, то считается, что самолет статически устойчив по скорости при освобожденном управлении.

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

ПОПЕРЕЧНАЯ БАЛАНСИРОВКА.

ВЛИЯНИЕ РЕАКЦИИ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА ПОПЕРЕЧНУЮ БАЛАНСИРОВКУ

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

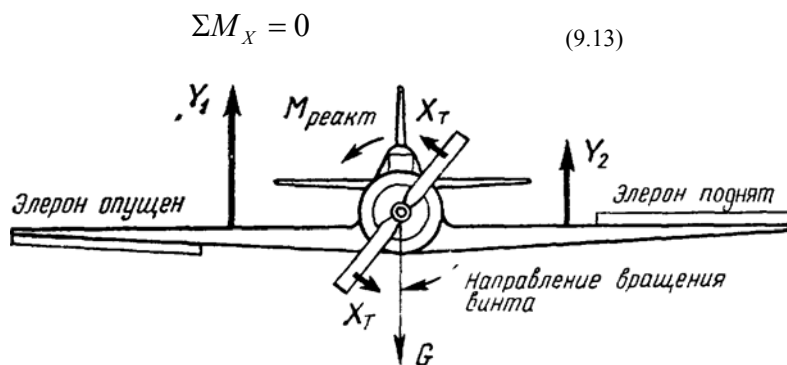


Рис. 139 Реактивный момент воздушного винта и уравнивание его методом отклонения элеронов

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

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

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

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

Реакцию вращения воздушного винта можно уравновесить путем отклонения элеронов (Рис. 139), опустив правый элерон и подняв левый (ручка управления отклоняется влево). Этим самым достигается равновесие.

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

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

ПУТЕВАЯ БАЛАНСИРОВКА. ВЛИЯНИЕ ВОЗДУШНОЙ СТРУИ ОТ ВИНТА НА ПУТЕВУЮ БАЛАНСИРОВКУ

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

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

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

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

Причина возникновения заворачивающего момента заключается в том, что воздушная струя, отбрасываемая воздушным винтом и закручиваемая последним в сторону вращения, встречает на своем пути вертикальное оперение и, оказывая на него давление, создает заворачивающий момент $M_{Z_{в.о}}$ (Рис. 140). Так как вертикальное оперение всегда расположено выше оси фюзеляжа, то при воздушном винте левого вращения воздушная струя вращается влево, давление испытывает правая сторона оперения и самолет стремится завернуть вправо.

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

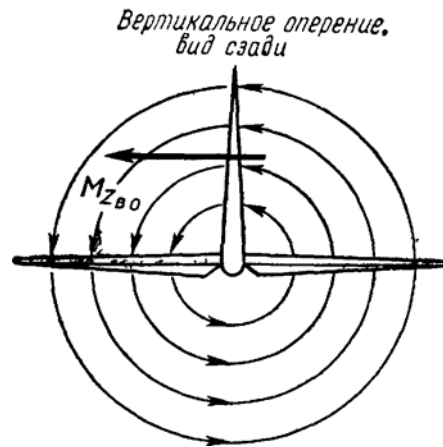


Рис. 140 Возникновение заворачивающего момента вследствие действия вращающейся струи воздушного винта на вертикальное оперение самолетов Як-52 и Як-55.

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

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

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

ПОПЕРЕЧНАЯ, ПУТЕВАЯ И БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

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

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

ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

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

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

При вращении самолета вокруг продольной оси происходит изменение углов атаки на полукрыльях: на опускающемся крыле углы атаки увеличиваются, а на поднимающемся - уменьшаются (Рис. 141). В результате подъемные силы полукрыльев также изменят свои первоначальные величины: на поднимающемся подъемная сила $Y_{под}$ будет меньше исходной, а на опускающемся больше, т. е.

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

Демпфирующий момент равновесия не восстановит, однако вращение самолета прекратится, и он останется накрененным на некоторый угол γ (Рис. 142).

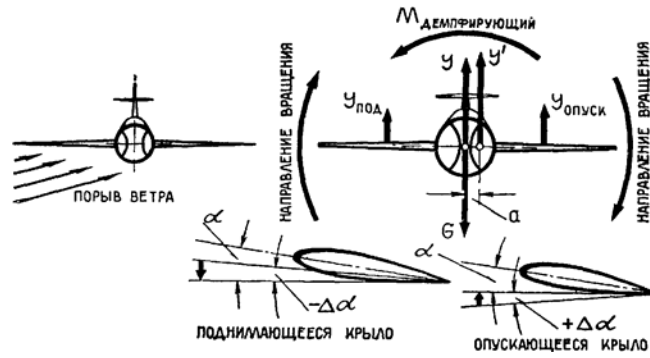


Рис. 141. Схема сил, действующих на самолет при его вращении относительно оси X

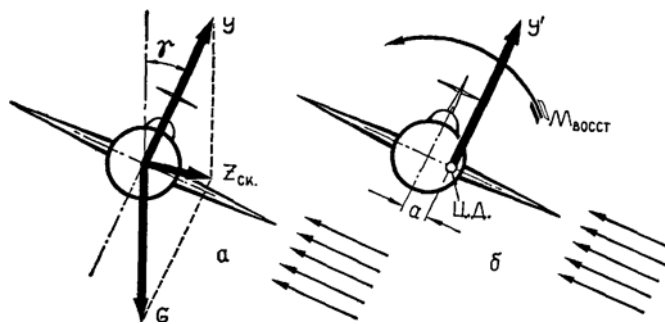


Рис. 142 Восстановление поперечного равновесия при скольжении самолета

Накренившийся самолет начинает скользить на опущенное крыло под воздействием силы $Z_{ск}$, составляющей силы веса и подъемной силы (см. Рис. 142). При полете самолета со скольжением характер обтекания полукрыльев и распределения давления на них изменяется. На опущенном полукрыле условия обтекания лучше, а на поднятом из-за аэродинамического затенения хуже, вследствие чего на опущенном пол у крыле подъемная сила создается большей величины, чем на поднятом ($Y_{оп} > Y_{под}$).

Результирующая подъемная сила Y' , как это показано на Рис. 142, сместится в сторону опущенного полукрыла и, действуя на плече a относительно центра тяжести, создаст восстанавливающий момент ($M_{восст}$), который после прекращения действия внешних сил прекратит свое действие. Таким образом, поперечная устойчивость обеспечивается самим крылом, но не за счет только крена, а и за счет возникающего при этом скольжения.

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

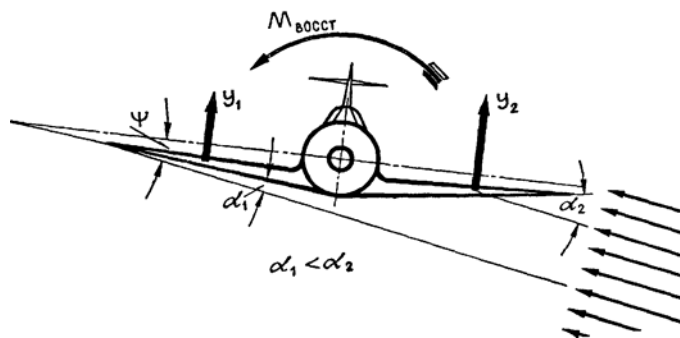


Рис. 143 . Влияние угла поперечного V на поперечную устойчивость самолета

Рассмотрим влияние упомянутых факторов на поперечную устойчивость самолета.

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

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

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

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

Угол поперечного V крыла имеет большое значение для поперечной устойчивости самолета. Как видно на Рис. 143, при скольжении крыла, имеющего угол поперечного V , полукрылья обтекаются боковым потоком воздуха под различными углами атаки. У опущенного полукрыла угол атаки больше, чем у поднятого, соответственно произойдет увеличение подъемной силы на опущенном и уменьшение на поднятом полукрыльях.

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

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

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

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

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

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

ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

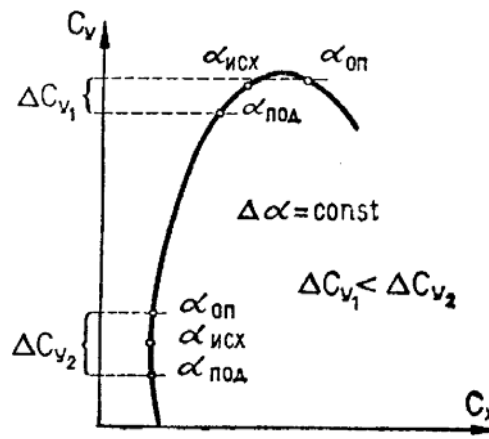


Рис. 144 Изменение коэффициента C_y при нарушении поперечного равновесия на различных углах атаки

С увеличением угла атаки поперечная устойчивость ухудшается и на углах атаки, близких к критическому, может настолько ухудшиться, что самолет теряет способность самостоятельно восстанавливать нарушенное равновесие. Как видно на Рис. 144, при одинаковом изменении углов атаки у поднимающегося и опускающегося полукрыльев величина изменения подъемной силы ΔY для различных исходных режимов полета неодинакова. Если самолет летел на сравнительно небольших углах атаки (на большой скорости), то изменение подъемной силы у обоих крыльев примерно одинаково. При полете же на околокритических углах атаки подъемная сила опускающегося крыла может быть даже меньше исходной.

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

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

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

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

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

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

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

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

ПОПЕРЕЧНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

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

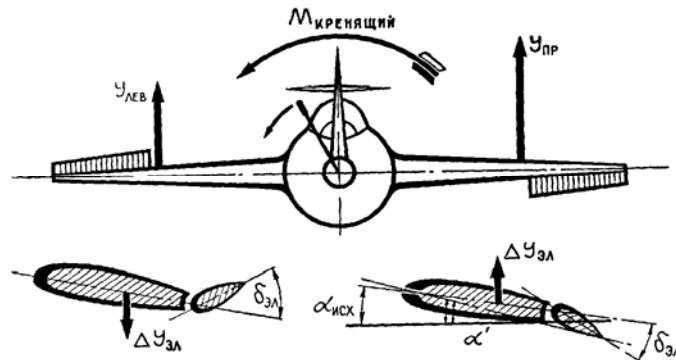


Рис. 145 Накренение самолета при отклонении элеронов

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

Для того чтобы наклонить самолет влево, летчик отклоняет ручку влево. При этом левый элерон поднимется вверх, а правый опустится вниз. При отклонении элеронов изменяется кривизна профиля крыла на участке расположения элерона, вследствие чего изменится и действительный угол атаки этой части крыла (Рис. 145).

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

При полете на малых углах атаки (с большими скоростями) отклонение элеронов, изменяя подъемную силу полукрыльев, коэффициент лобового сопротивления C_X увеличивает очень мало. Поэтому отклонение элеронов практически не вызывает разворота самолета (Рис. 146).

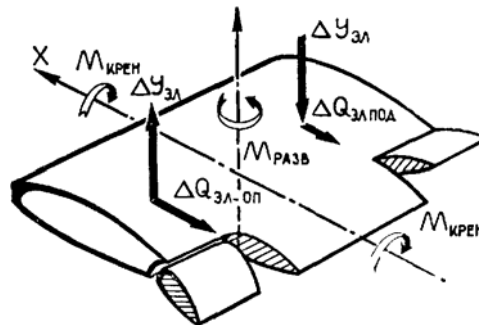


Рис. 146. Возникновение крена и разворот самолета при отклонении элеронов на малых скоростях полета

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

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

элероном попадает в область закритических углов атаки и вместо ожидаемого увеличения подъемной силы на этом полукрыле происходит ее уменьшение.

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

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

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

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

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

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

ОСОБЕННОСТИ ПОПЕРЕЧНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ НА БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

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

«Валежка» обуславливается нарушением аэродинамической симметрии, потому что невозможно построить самолет с идеально одинаковыми (симметричными) по жесткости, геометрической форме правым и левым полу крыльями. Предположим, что в результате геометрической несимметрии угол атаки одного полукрыла оказался чуть больше, чем другого. Из-за отсутствия симметрии в углах атаки появится кренящий момент, для устранения которого летчик должен отклонить элероны в противоположную сторону. На больших скоростях полета, даже при незначительной разности углов атаки, кренящий момент достигает большой величины и для его парирования нужно или отклонять элероны на большой угол, или уменьшать скорость полета. Если самолет имеет неодинаковую жесткость полукрыльев, то при полете на большой приборной скорости менее жесткое крыло будет иметь большую деформацию. Если это стреловидное крыло, то деформация в виде изгиба вызывает уменьшение углов атаки, особенно ближе к концу крыла (Рис. 147).

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

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

Реверс элеронов. Под действием аэродинамических сил крыло в полете изгибается и закручивается. Кручение крыла объясняется тем, что внешняя нагрузка, действующая по линии центров давления крыла, не совпадает с так называемой осью жесткости (Рис. 148). Линия центров давления, как правило, расположена позади линии жесткости крыла, поэтому крыло закручивается на уменьшение углов атаки. У прямых крыльев это явление выражено слабее, чем у стреловидного крыла, у которого аэродинамические силы вызывают кручение и изгиб, причем последний также закручивает крыло.

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

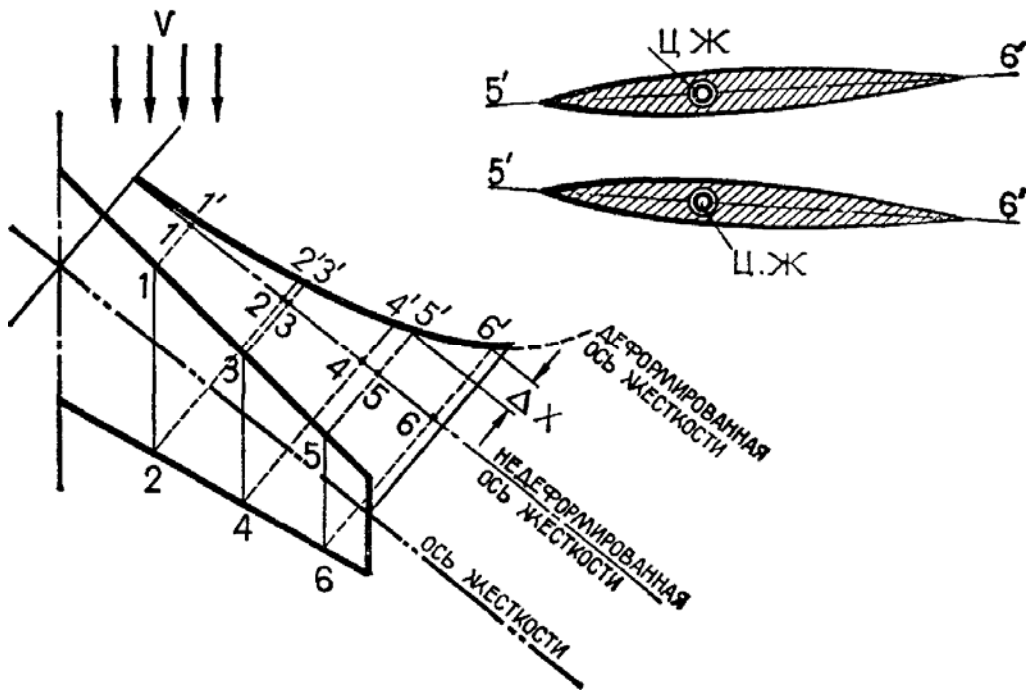


Рис. 147 Влияние изгиба стреловидного крыла на фактические углы атаки профилей

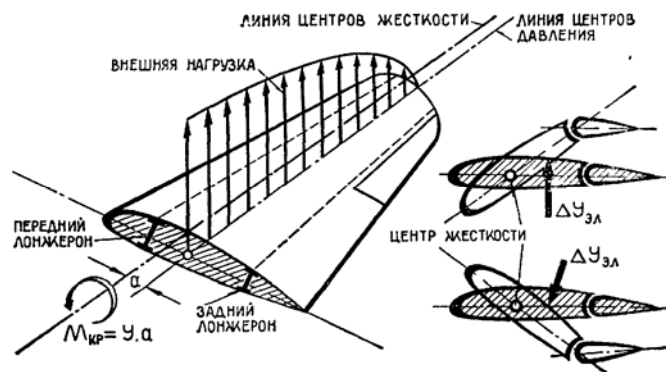


Рис. 148 Кручение крыла от внешних нагрузок и при отклонении элеронов

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

Обратная реакция на дачу ноги возникает у самолетов со стреловидными крыльями при полете со скоростью, превышающей критическую скорость по числу M . Суть этого явления состоит в том, что при отклонении руля направления в одну сторону, например вправо, самолет начинает крениться влево. Это объясняется тем, что при отклонении руля вправо фактическая стреловидность полукрыльев изменяется (см. Рис. 149).

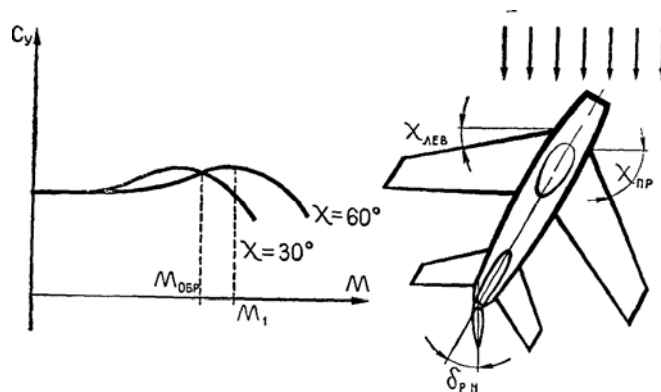


Рис. 149 Изменение C_y в зависимости от числа M полета и стреловидности крыла

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

Снижение эффективности рулей появляется при полете на закритических скоростях полета.

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

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

Объясняется это тем, что возмущения, вызванные отклонением руля и распространяющиеся со скоростью звука, не могут распространиться на ту часть оперения, где скорость потока больше скорости звука. Поэтому при отклонении руля (элеронов) при закритических числах M полета изменяется характер обтекания только той части оперения, которая расположена позади скачка уплотнения (Рис. 150).

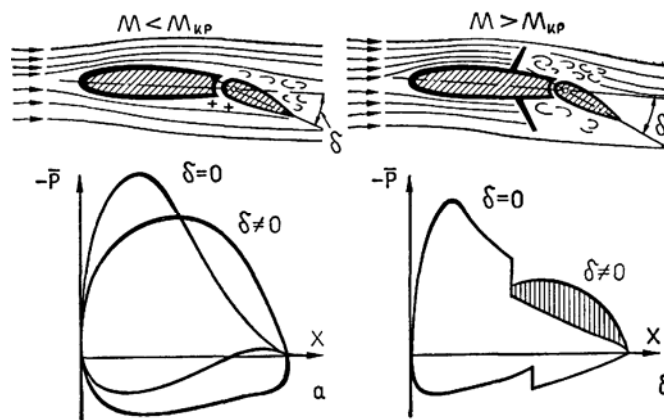


Рис. 150 Распределение давления вдоль хорды профиля при отклонении рулей при

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

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

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

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

Для улучшения поперечной управляемости на больших углах атаки применяют так называемые интерцепторы, которые представляют собой пластины, кинематически связанные с элеронами и расположенные вдоль размаха крыла. В зависимости от конструкции самолета интерцепторы могут быть расположены как на верхней поверхности крыла, так и на нижней (Рис. 151). При верхнем расположении интерцептора он выдвигается при отклонении элерона вверх. Выдвижение интерцептора вызывает интенсивный срыв потока, вследствие чего происходит резкое снижение подъемной силы крыла. При нижнем расположении интерцептор выдвигается в поток на том крыле, на котором элерон отклоняется вниз.

В этом случае пластина интерцептора тормозит поток, давление под крылом повышается и крыло получает дополнительный прирост подъемной силы

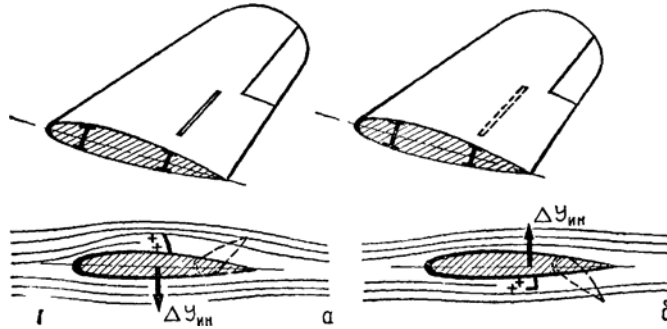


Рис. 151 Интерцепторы на крыле самолета. а - верхнее расположение; б - нижнее расположение

Как самостоятельный орган поперечного управления интерцепторы не получили применения вследствие значительного запаздывания в своем действии, поэтому применяются как дополнение к элеронам. При нейтральном положении элеронов интерцепторы убраны заподлицо с обшивкой и выдвигаются лишь при отклонении элеронов на некоторый угол. Дальнейшее увеличение угла отклонения элеронов происходит при выдвинутом интерцепторе. В результате синхронизации отклонения интерцептора и элерона их действия как органов управления суммируются.

ПУТЕВОЕ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА

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

Условием путевого равновесия является равенство моментов рыскания.

$$M_{y_{ПР}} = M_{y_{ЛЕВ}} \tag{9.16}$$

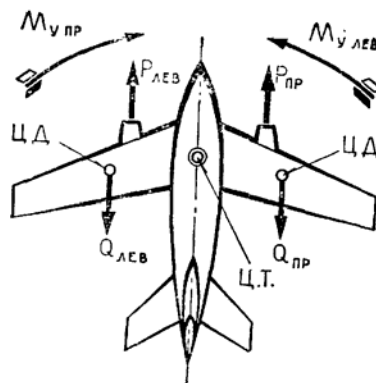


Рис. 152 Схема сил и моментов, действующих на самолет относительно оси Y

Из Рис. 152 видно, что моменты, вращающие самолет вокруг оси Y, создаются в основном силами лобового сопротивления полукрыльев и силами тяги двигателей. Для сохранения путевого равновесия необходимо, чтобы сумма всех моментов относительно оси Y равнялась нулю.

$$\Sigma M_y = 0. \tag{9.17}$$

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

ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

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

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

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

В результате нарушения путевого равновесия самолет будет лететь со скольжением. Возникнет боковая обдувка самолета и аэродинамические силы на носовой и хвостовой части фюзеляжа. Момент от аэродинамической силы на носовой части фюзеляжа будет уменьшать восстанавливающий момент, а на хвостовой - увеличивать.

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

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

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

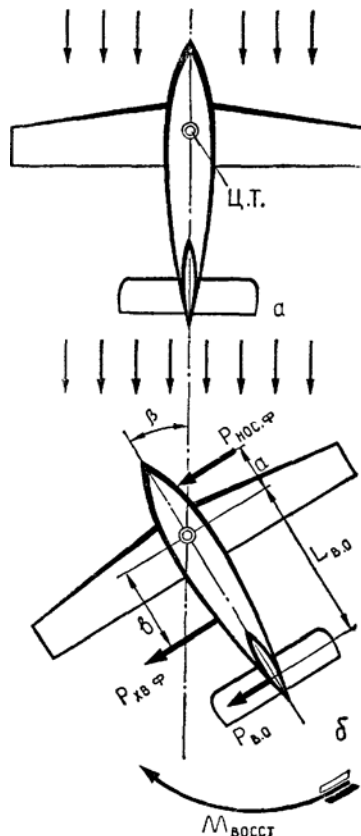


Рис. 153 Восстановление путевого равновесия

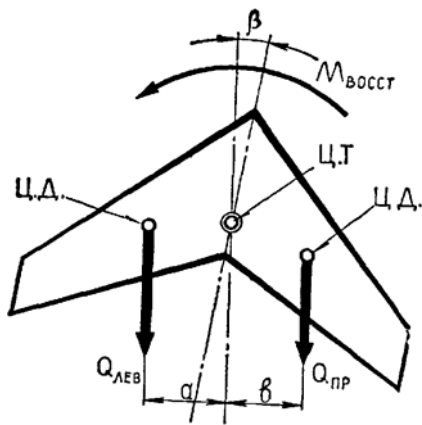


Рис. 154 Влияние стреловидности на путевую устойчивость

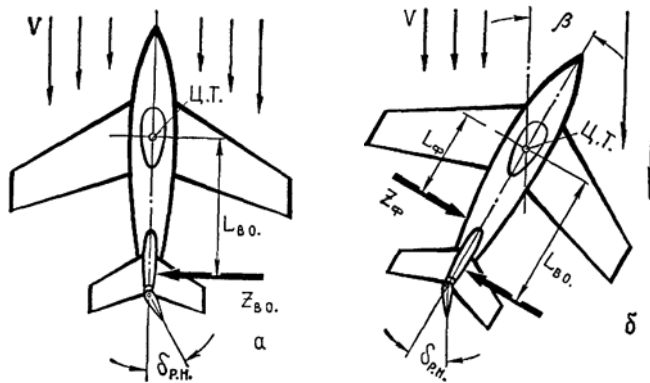


Рис. 155 Принцип путевой управляемости самолета

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

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

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

На Рис. 154 видно, что при скольжении стреловидного крыла характер обтекания его полукрыльев будет различным. На вынесенном вперед (левом) полукрыле лобовое сопротивление станет больше, чем на другом, так как у левого крыла фактический угол стреловидности уменьшается, а у правого увеличивается; вследствие этого лобовое сопротивление левого полукрыла увеличивается, а правого уменьшается ($Q_{Л} > Q_{ПР}$) - Центр давления правого полукрыла приближается к траектории движения центра тяжести, а левого удаляется от нее, что изменяет моменты от сил лобового сопротивления полукрыльев относительно центра тяжести.

В результате возникает восстанавливающий момент крыла

$$M_{у_{ВОССТ}} = Q_{ЛЕВ} \cdot a - Q_{ПР} \cdot b. \quad (9.19)$$

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

ПУТЕВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

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

При отклонении летчиком руля направления на угол δ возникает аэродинамическая сила $\Delta Z_{ВО}$, момент которой относительно центра тяжести будет поворачивать самолет относительно вертикальной оси Y. В первый период под действием силы инерции самолет будет продолжать движение в прежнем

направлении, в результате чего его продольная ось составит с направлением движения угол β - угол скольжения (Рис. 155, а).

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

С момента образования угла скольжения происходит косая обдувка самолета, вследствие чего на боковую поверхность его будет действовать аэродинамическая сила (Рис. 155, б). Точка приложения равнодействующей этих сил Z_{ϕ} (центре давления) находится, как правило, позади центра тяжести самолета, поэтому момент, создаваемый этой силой, препятствует повороту самолета вокруг оси Y . По мере увеличения угла скольжения β эта сила будет возрастать до тех пор, пока не уравнивает разворачивающий момент, возникший в результате отклонения руля направления. Угол скольжения при этом достигнет некоторой величины, соответствующей данному отклонению руля направления. Из этого следует, что руль направления самолета служит для изменения угла скольжения, причем каждому углу отклонения руля направления δ будет соответствовать вполне определенный угол скольжения P .

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

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

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

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

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

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

При крене самолета нарушается равновесие силы веса G и подъемной силы Y . Возникает центростремительная сила Z , под действием которой самолет начинает скользить на опущенное полу крыло и искривлять траекторию в сторону крена. При скольжении на опущенное полукрыло возникает восстанавливающий момент, который устраняет крен, а момент от сил Z_{ϕ} и $Z_{B,O}$ устраняет скольжение (Рис. 156).

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

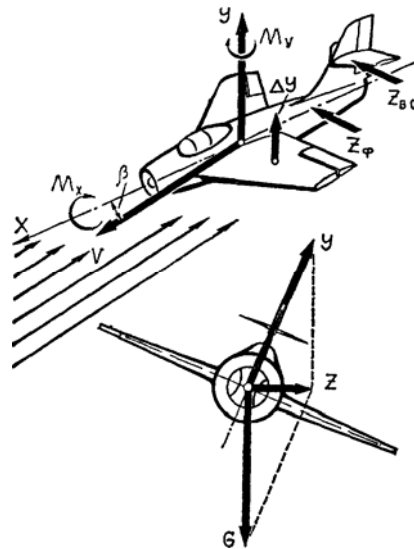


Рис. 156 Кренение самолета при скольжении

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

Спиральная неустойчивость возникает в том случае, когда самолет имеет чрезмерную путевую устойчивость и слабую поперечную (Рис. 157).



Рис. 157. Спиральная неустойчивость самолета

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



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

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

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

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

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

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

$$\frac{\delta_{ЭЛ}^0}{\delta_{Р.П.}^0} = 0,3 - 0,5$$

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

ШТОПОР САМОЛЕТА

Штопором самолета называется неуправляемое движение самолета по спиральной траектории малого радиуса на закритических углах атаки.

В штопор может войти любой самолет, как по желанию летчика, так и самопроизвольно при ошибках летчика в технике пилотирования. Так как штопор представляет собой неуправляемое движение, то выход и управляемый полет требует твердых навыков, хороших знаний и понимания его физической сущности. Штопор выполняется на самолетах Як-52 и Як-55 как с учебной целью, для тренировки летного состава, а также как фигура спортивного пилотажа.

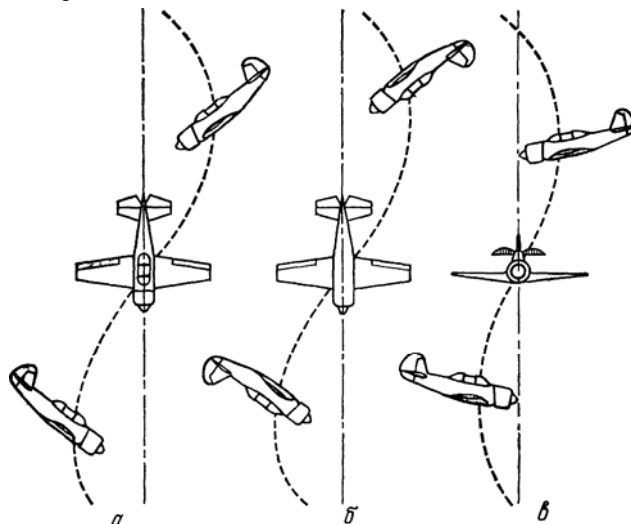


Рис. 158 Штопор самолета: а - прямой; б - обратный; в - плоский

Существуют два вида штопора: **нормальный (прямой)** и **обратный (перевернутый)** (Рис. 158).

По режиму установившегося вращения штопор подразделяется на крутой (наклон фюзеляжа к горизонту составляет 50...70°) и плоский (наклон фюзеляжа составляет около 20...30°).

На всех вышеуказанных режимах штопора угол атаки больше критического, и чем полнее штопор, тем больше угол атаки. На крутом штопоре угол атаки составляет 25...30°, на плоском - 60...65°.

Потеря высоты на крутом штопоре в среднем составляет 100...150 м за один виток. На плоском штопоре потеря высоты значительно меньше и составляет 50...80 м.

Скорость вращения на штопоре составляет (на самолетах Як-52 и Як-55): при выполнении крутого штопора - 4,0...4,5 с, а на плоском - 2,5...3,0 с.

Как уже говорилось, что штопор - это неуправляемое движение самолета и весьма опасное на малой высоте. Поэтому летчик должен четко представлять причины штопора, какие факторы и как влияют на него и осмысленно относиться к работе рулями как на вводе, так и особенно на выводе самолета из штопора.

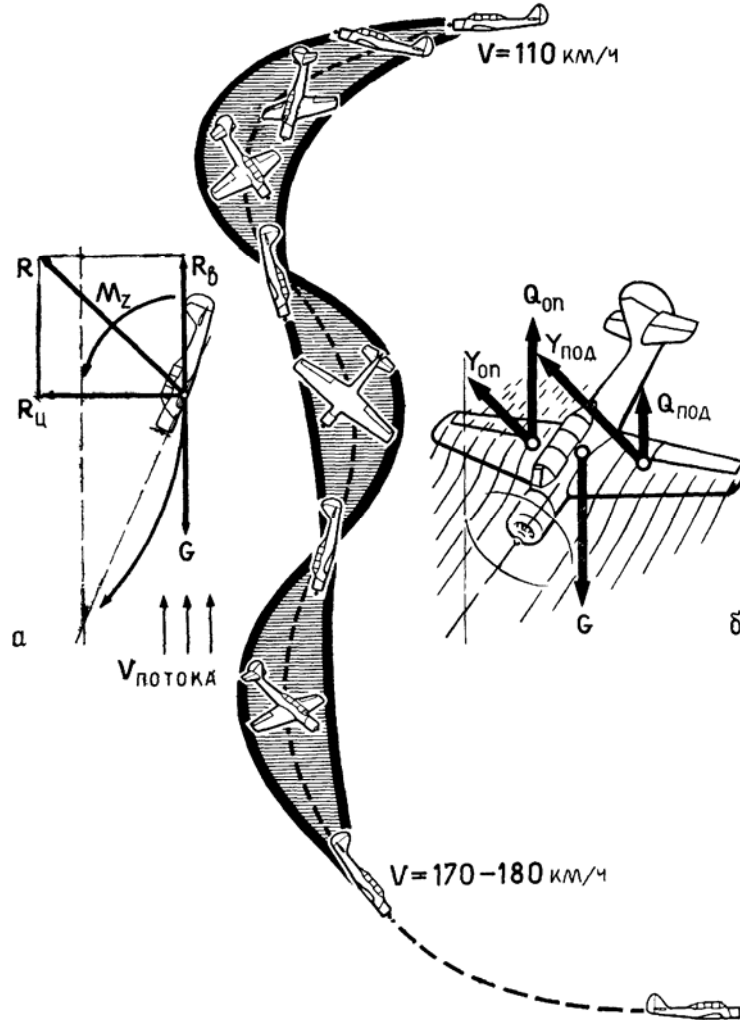


Рис. 159 Штопор: а - схема сил и моментов, действующих на самолет в процессе штопора; б - схема сил, действующих на самолет при штопоре

СРЫВ В ШТОПОР НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ

Может произойти при одновременном уменьшении скорости полета и увеличении угла атаки (Рис. 160). Скорость полета падает, поэтому должна падать и подъемная сила, но вследствие увеличения угла атаки коэффициент подъемной силы C_y будет расти (компенсируя падение скорости), в результате чего подъемная сила некоторое время будет расти и оставаться равной весу самолета. Но коэффициент C_y растет только до критического угла атаки, а затем резко уменьшается, так как за критическим углом резко ухудшается обтекание - происходит срыв струи с поверхности крыла.

Поэтому когда угол атаки достаточно увеличился, подъемная сила становится меньше веса самолета и он начнет «проваливаться», опуская капот. Если летчик попытается еще увеличить угол атаки, то самолет станет «проваливаться» плашмя, т. е. парашютировать. Однако при парашютировании самолет трудно удерживать от кренов. А так как эффективность элеронов на больших углах атаки сильно ослаблена, то сохранить поперечное равновесие обычно не удастся, и самолет сваливается на крыло, стремясь перейти в штопор.

Таким образом, происходит так называемая потеря скорости, которая приводит к ухудшению поперечной управляемости. Если бы летчик мог длительное время удерживать самолет в состоянии парашютирования, то в любой момент можно было бы, отклонив ручку управления от себя, уменьшить углы атаки, набрать скорость и перевести самолет в нормальный полет. Иногда это возможно, если потеря

скорости не полная. В этом случае самолет упадет на нос, быстро наберет скорость и снова станет управляемым. Также при потере скорости и падении на крыло (Рис. 160, а) возможен вывод самолета на нос. В противном случае вслед за сваливанием на крыло следует штопор, для выхода из которого и из последующего пикирования требуется значительная высота.

Следовательно:

- на малых высотах (примерно 600 м) необходимо всегда иметь достаточный запас скорости, т. е. выдерживать скорость не менее наивыгоднейшей;
- если допущена ошибка, скорость упала на значительную величину, управление, особенно по элеронам, стало несколько вялым, следует незначительно отклонить ручку управления от себя и в то же время удерживать самолет в поперечном равновесии элеронами и рулем направления;
- в случае внезапного отказа двигателя, особенно на взлете немедленно отклонить ручку управления от себя, и если скорость сильно упала, не начинать разворота до тех пор, пока самолет не наберет скорость до необходимой величины (не менее наивыгоднейшей) и не перейдет в нормальное планирование.

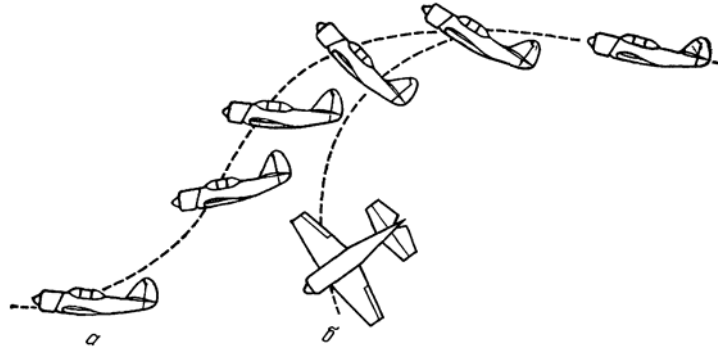


Рис. 160 Потеря скорости в горизонтальном полете: а - падение на нос с переходом в пикирование, б - падение на крыло с переходом в пикирование или штопор

САМОВРАЩЕНИЕ КРЫЛА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ. ПРЯМОЙ ШТОПОР

При потере скорости и накрениии самолета происходит увеличение углов атаки у опускающегося полукрыла и уменьшение их у поднимающегося полукрыла (Рис. 161). Если полет происходит на малых или средних углах атаки, то указанное изменение углов атаки создает торможение (демпфирование) крена (Рис. 163).

На критических или закритических углах атаки случайное накрениение самолета (вращение вокруг продольной оси) не только не тормозится, а, наоборот, еще больше усиливается, так как увеличение углов атаки сверх критического у опускающегося полукрыла ($\alpha_{оп}$) сопровождается усилением срыва потока и падением коэффициента $C_{уоп}$; у поднимающегося полукрыла, у которого углы атаки уменьшаются ($\alpha_{под}$), коэффициент подъемной силы $C_{упод}$ уменьшается в меньшей степени или даже может возрасти (Рис. 162). В результате этого подъемная сила опускающегося полукрыла, имеющего большие углы атаки, оказывается меньшей, чем у поднимающегося полукрыла, вследствие чего на самолет будет действовать момент самовращения M_x (см. Рис. 161), направленный в сторону первоначального накрениения самолета. Это явление-самовращение, или авторотация, лежит в основе штопора самолета.

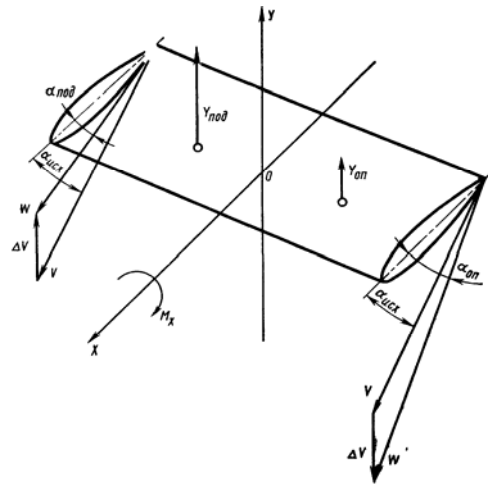


Рис. 161 К объяснению самовращения крыла

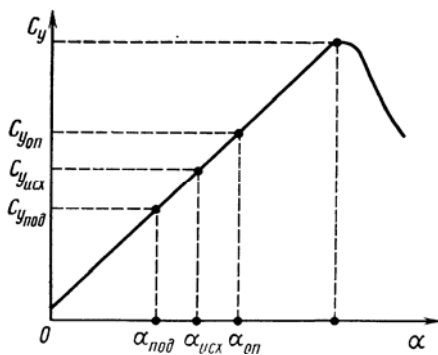


Рис. 162 К объяснению самовращения крыла

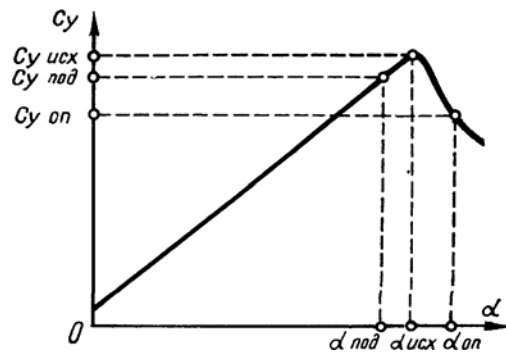


Рис. 163 К объяснению демпфирования крыла

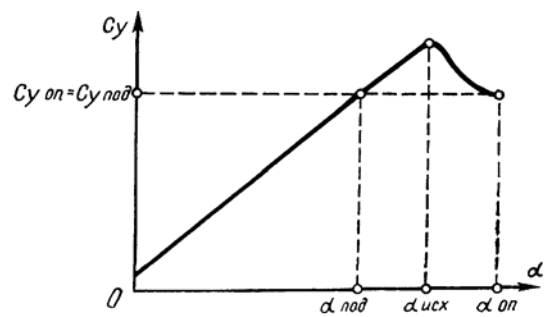
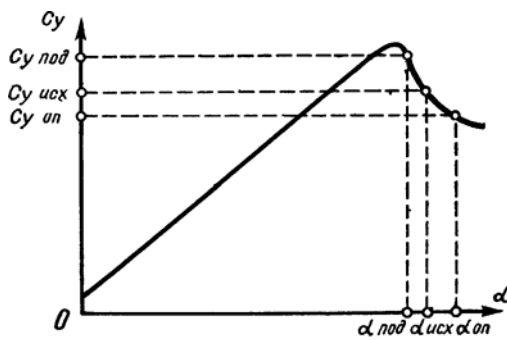


Рис. 164 Соотношение подъемных сил опускающегося и поднимающегося полукрыльев при установившемся самовращении

Под действием указанного неуравновешенного момента самовращения крыло будет вращаться вокруг продольной оси с положительным угловым ускорением. По мере ускорения вращения поднимающееся полукрыло начинает работать с углами атаки, значительно меньшими критического, т. е. в условиях плавного обтекания, в то время как опускающееся полукрыло уже работает в условиях полного срыва воздушного потока.

Но угловая скорость наклонения не будет возрастать безгранично. При некоторой угловой скорости вращения наступает равенство $C_{y\text{оп}} = C_{y\text{под}}$ (Рис. 164), моменты нормальных сил обеих полукрыльев

выравниваются, угловое ускорение исчезает и устанавливается постоянная угловая скорость ω_x самовращения (авторотации).

Величина угловой скорости самовращения крыла самолета зависит от величины исходного угла атаки (перед срывом в штопор).

ПЕРЕВЕРНУТЫЙ ШТОПОР

Перевернутый (обратный) штопор может быть получен как преднамеренно, так и непроизвольно из-за грубых ошибок летчика в технике пилотирования. Вращение самолета в перевернутом штопоре происходит в области отрицательных закритических углов атаки.

Обратный штопор может выполняться как с прямого, так и с обратного полета. Перед вводом скорость полета уменьшается до минимальной, углы атаки при этом становятся околоскритическими или критическими. Достигнув критических углов атаки, летчик создает скольжение на одно из полукрыльев, и самолет входит в режим авторотации.

В этом случае отрицательный угол атаки и C_y по величине меньше, чем в прямом полете (для самолета Як-52). Так как максимальный коэффициент подъемной силы имеет отрицательную величину ($-C_{y_{\text{МАКС}}}$), при котором образуется срыв потока и начинается авторотация, и в обратном полете его значение меньше, чем в прямом, то безопасная скорость (минимальная), при которой происходит срыв в перевернутый штопор, будет больше, чем в прямом полете, на 20...30 км/ч. Для самолета Як-52 скорость срыва в перевернутый штопор составляет 140 км/ч. В перевернутом штопоре вращение самолета происходит таким образом, что кабина самолета находится на внешней стороне, поэтому летчик не прижимается к сиденью, как в обычном штопоре, а, наоборот, отделяется от сиденья и висит на привязных ремнях.

Непроизвольный срыв в обратный штопор может быть при выполнении обратного пилотажа.

Характер вращения самолета Як-52 при перевернутом штопоре более равномерный, чем при выполнении прямого штопора. Выход самолета из перевернутого штопора более прост и надежен, чем из прямого. Это объясняется тем, что значения $C_{y_{\text{МАКС}}}$ крыла самолета Як-52 на отрицательных углах атаки, при которых происходит перевернутый штопор, будут меньше, чем при обычном (прямом) штопоре, вследствие чего и склонность к авторотации крыла будет менее резко выражена.

При попадании в непреднамеренный перевернутый штопор летчик должен в первую очередь убедиться, что это действительно перевернутый штопор, и уточнить направление вращения. Только после этого должен приступить к выводу самолета из перевернутого штопора.

ПЛОСКИЙ ШТОПОР

Самолет переходит из нормального (прямого) штопора в плоский при следующих ошибках в технике пилотирования:

отклонение ручки управления против вращения в момент ввода самолета в нормальный (прямой) штопор или в процессе выполнения;

полное отклонение педали и ручки управления по диагонали на себя и в противоположную сторону данной педали в процессе выполнения поворота на вертикали;

увеличение оборотов двигателя в процессе выполнения прямого штопора.

С горизонтального полета самолет входит в плоский штопор стандартным способом как в прямой штопор, но при этом элероны отклоняются на вводе против вращения.

С поворота на вертикали самолет попадает в плоский штопор, не доходя 40...30° до вертикали вниз за счет резкого отклонения ручки управления на себя и отклонения элеронов против вращения (педаль полностью отклонена в сторону поворота на вертикали).

Нормальный плоский штопор носит устойчивый характер, угловые скорости в процессе штопора знак не меняют и нет приостановки вращения.

Скорость в процессе выполнения плоского штопора не растёт и колеблется в пределах 100...150 км/ч.

Характеристики штопора от количества витков вращения практически не зависят, однако с ростом количества витков в штопоре увеличивается запаздывание и потеря высоты на выводе.

На самолетах Як-52 и Як-55 правый плоский штопор более устойчивый, чем левый.

Положение элеронов при выполнении плоского штопора влияет на его характеристики. Постановка элеронов в нейтральное положение при установившемся плоском штопоре на его характеристики не влияет. При этом вращение остается равномерным, а угловая скорость несколько уменьшается.

Постановка элеронов по вращению способствует переходу в крутой штопор и затем в крутую спираль. При этом угловая скорость интенсивно уменьшается (ω_y), приборная скорость увеличивается, а вращение становится неравномерным.

Увеличение оборотов при выполнении плоского штопора приводит к уменьшению угла тангажа на $5...10^\circ$. Угловая скорость вращения увеличивается, приборная скорость возрастает с 100 км/ч до 140...150 км/ч.

Для вывода самолета из плоского штопора необходимо отклонить педаль в сторону, противоположную вращению, ручку управления отклонить полностью от себя (на белую черту). После остановки вращения рули управления поставить нейтрально. Запаздывание самолета на выводе составляет: на правом штопоре до 3,5 витка; на левом - 2 витка.

С увеличением количества витков штопора запаздывание на выводе растет.

ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ШТОПОР САМОЛЕТА

Отклонение элеронов. Характеристики штопора сильно зависят от скольжения. Отклонение элеронов при штопоре влияет на скольжение. Опущенный элерон увеличивает аэродинамическое сопротивление полукрыла, создавая тем самым разворачивающий момент, который создает скольжение на противоположное полукрыло.

Если, например, при выполнении левого штопора отклонить ручку управления вправо (против штопора), то возникает скольжение на правое полукрыло. Поэтому, как правило, отклонение элеронов против штопора не способствует выходу самолета из штопора, а наоборот, усиливает вращение.

Скольжение самолета также может создаваться и отклонением педали.

ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ, УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ШТОПОРА.

В процессе штопора самолет вращается не только вокруг продольной оси самолета X , но вокруг вертикальной оси Y , в сторону накренения. Вращение самолета на штопоре вокруг оси Y вызывается тем, что лобовое сопротивление у опускающегося полукрыла, работающего на закритических углах атаки в условиях срыва потока, больше, чем у поднимающегося полукрыла, работающего в условиях плавного обтекания на докритических углах атаки.

Таким образом, самовращение крыла вокруг продольной оси самолета на закритических углах атаки сопровождается появлением спирального путевого момента M_y , который, разворачивая самолет в сторону накренения, вводит его в спиральное движение. Капот самолета при этом обращен вовнутрь спиральной траектории.

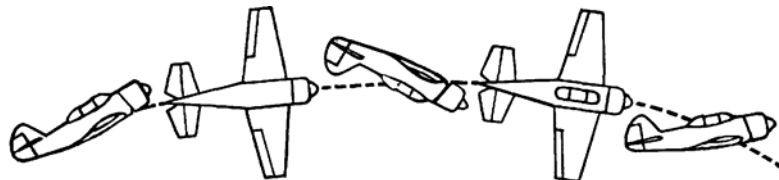


Рис. 165 Параболический участок штопора

Ось спирали, по которой движется самолет (его центр тяжести), на первых витках штопора близка к параболе (Рис. 165). Это объясняется тем, что в процессе вращения самолета подъемная сила в среднем за виток нейтрализуется (подъемная сила в равное время направлена как вверх, так и вниз) и самолет в среднем движется под действием силы тяжести как тело, вращающееся горизонтально.

Для параболического участка траектории, когда ось штопора близка к горизонтали, характерны периодические изменения углов атаки и скольжения, вызывающие неравномерность, а иногда и неустойчивость штопора. На этом этапе штопора (по мере накренения в процессе сваливания на крыло) вертикальная составляющая подъемной силы уменьшается, вследствие чего у самолета возникает скольжение на опущенное полукрыло, т. е. внутреннее, или, во всяком случае, уменьшается внешнее скольжение, которое было создано при сваливании, и вращение самолета замедляется. Когда самолет повернется на 180° , то при дальнейшем вращении вниз уже окажется внешнее полукрыло и начнет развиваться (или усиливаться) внешнее скольжение, которое ускоряет вращение. В итоге вращение оказывается неравномерным.

У самолета Як-52, очень чувствительного к скольжению, появляющееся внутреннее скольжение может не только замедлить вращение, но и изменить его направление. Это возможно в том случае, когда вход в штопор был недостаточно энергичным, с малой угловой скоростью. Такой штопор называется *неустойчивым*.

РАЗНОС МАСС

Неравномерность вращения самолета вокруг наклонной оси штопора вызывает непрерывные изменения угла наклона продольной оси самолета к горизонту: капот самолета периодически то поднимается, то опускается вниз. При вращении самолета массы, разнесенные вдоль оси фюзеляжа, создают центробежный кабрирующий момент, который стремится поднять капот самолета и увеличить угол атаки. Пикирующий момент полной аэродинамической силы самолета стремится опустить капот и уменьшить угол атаки (Рис. 166). В момент замедления вращения пикирующий момент от аэродинамических сил $M_{пик}$ становится большим, чем кабрирующий момент от центробежных сил капота и хвоста самолета $M_{каб}$, вследствие чего само лет опускает капот. Опускание капота сопровождается увеличением угловой скорости вращения и нарастанием $M_{каб}$ от центробежных сил. Когда $M_{каб}$ станет больше, чем $M_{пик}$, опускание капота прекращается и далее он поднимается.

По мере приближения оси штопора к вертикали неравномерность вращения самолета постепенно уменьшается и продольная ось самолета составляет более постоянный угол с горизонтом.

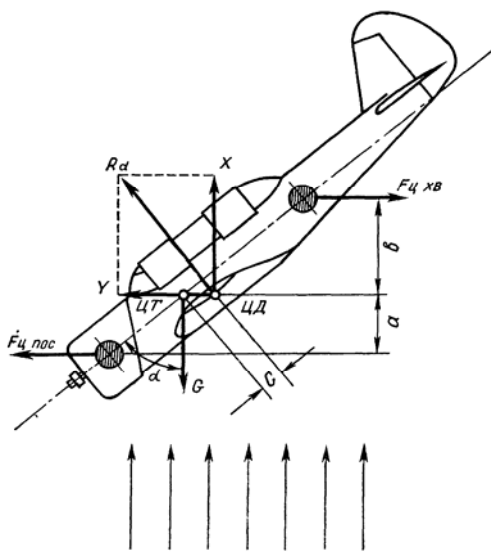


Рис. 166 Схема сил, действующих на самолет при выполнении штопора. Влияние инерционных сил разнесенных грузов

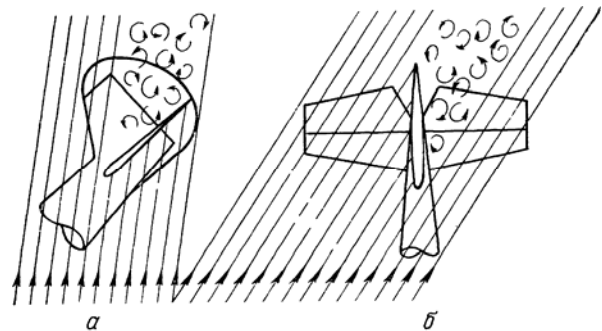


Рис. 167 Аэродинамическое затенение рулей при штопоре

ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА.

На переход самолета в штопор и на вывод его значительное влияние оказывает центровка.

Самолет Як-52 при полете одного летчика в передней кабине имеет значительную переднюю центровку (17,7%), следовательно, крыло на больших углах атаки создает большой пикирующий момент, т. е. тенденцию перехода в пикирование и уменьшения угла атаки. Вследствие этого самолет труднее переходит из нормального (прямого) штопора в плоский и легко выходит из штопора. При перемещении центра тяжести назад картина ухудшается, особенно при очень задних центровках. Это объясняется тем, что момент крыла на больших углах атаки из пикирующего становится кабрирующим, т. е. самолет стремится увеличить угол атаки (примерно начиная с центровки 30% САХ). Из вышесказанного следует вывод, что при задней центровке самолет будет хуже выходить из штопора (с запаздыванием), а при задней центровке может совсем не выйти.

Аэродинамическое затенение рулей. Эффективность действия рулей управления в значительной мере влияет на вывод самолета из штопора. При вращении на штопоре рули управления затеняются. Это происходит потому, что часть поверхности горизонтального (или вертикального) оперения попадает в зону возмущенного потока - аэродинамической тени от фюзеляжа, стабилизатора, киля - или в зону срыва потока с крыла. Вышесказанное резко снижает эффективность рулей, вследствие чего вывод самолета из штопора происходит с запаздыванием (Рис. 167).

Эффективность рулей управления при выводе самолета из штопора может быть достигнута путем рационального взаимного размещения вертикального и горизонтального оперения на фюзеляже и выбором формы в плане.

Влияние силовой установки на штопор. Изменение режима работы двигателя (силовой установки) в значительной мере влияет на характер штопора. Особенно влияние сказывается на самолете

Як-52, имеющего децентрацию тяги силовой установки. Вывод самолета из штопора облегчается путем увеличения оборотов двигателя, так как сила тяги создает пикирующий момент, который также увеличивается за счет момента от действия струи воздушного винта на горизонтальное оперение, т. е. увеличение оборотов двигателя создает у самолета стремление уменьшить угол атаки, что облегчает вывод самолета из штопора.

Основание действия рулями управления на выводе из штопора. Основной причиной штопора является самовращение крыла на закритических углах атаки, поэтому для вывода самолета из штопора необходимо уменьшить угол атаки до величины, меньшей $\alpha_{кр}$, при котором самовращение невозможно.

Это достигается отклонением ручки управления от себя. Но вывод из штопора только отклонением ручки управления от себя практически невозможен, так как момент от руля высоты недостаточен для преодоления центробежного кабрирующего момента. Поэтому необходимо предварительно отклонением руля направления против штопора создать внутреннее скольжение, тем самым уменьшая величину центробежного кабрирующего момента. При выводе из плоского штопора отклонением ручки управления (по элеронам) в сторону вращения устраняется скольжение на внешнее полукрыло, которое возникает в результате действия момента, создаваемого разностью лобовых сопротивлений левого и правого полукрыльев.

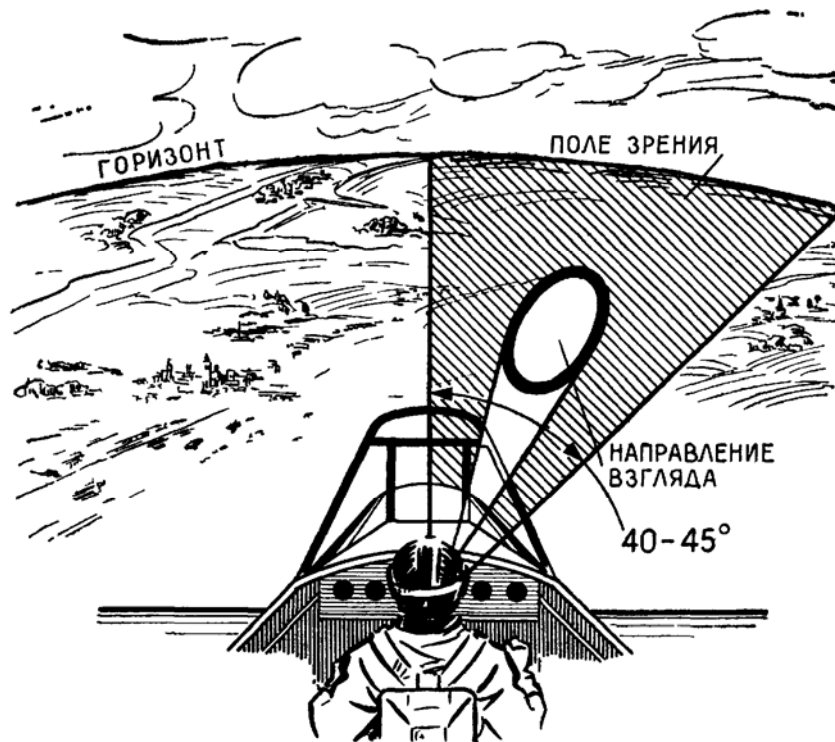


Рис. 168 Поле зрения и направление взгляда летчика при правом штопоре

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 накрениением 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° 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 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. 169). 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.

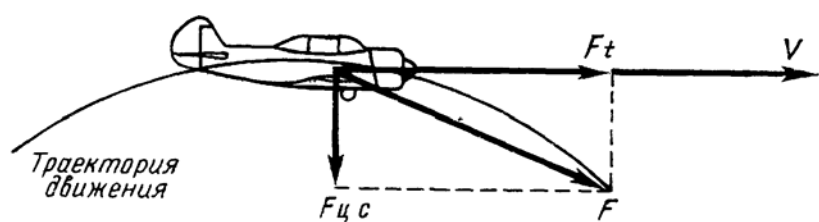


Рис. 169 Искривление траектории центростремительной силой $F_{цс}$

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 траекторией 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. 170). 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 криволинейному полету (демпфирующий момент), вследствие чего для увеличения угла атаки самолета необходимо отклонить руль управления на большую величину.

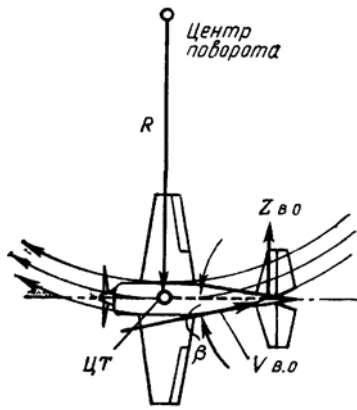


Рис. 170 Противодействие горизонтального оперения криволинейному полету в плоскости симметрии самолета

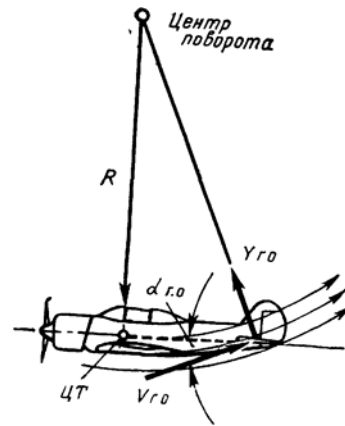


Рис. 171 Противодействие вертикального оперения криволинейному полету в горизонтальной плоскости

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. 171), 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. 172). 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** $M_{у.гир}$, под действием его самолет начинает разворачиваться влево (при воздушном винте левого вращения).

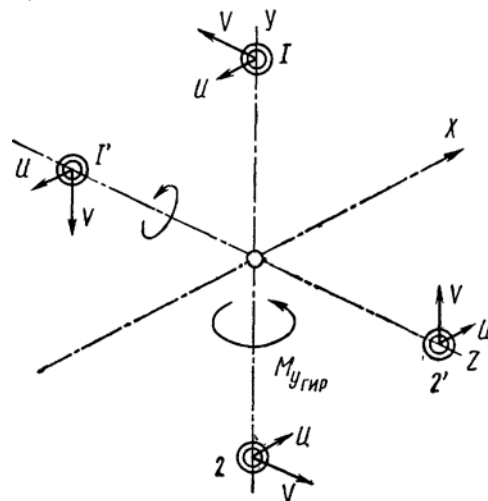


Рис. 172 К объяснению гироскопического действия воздушного винта левого вращения на самолетах Як-52 и Як-55

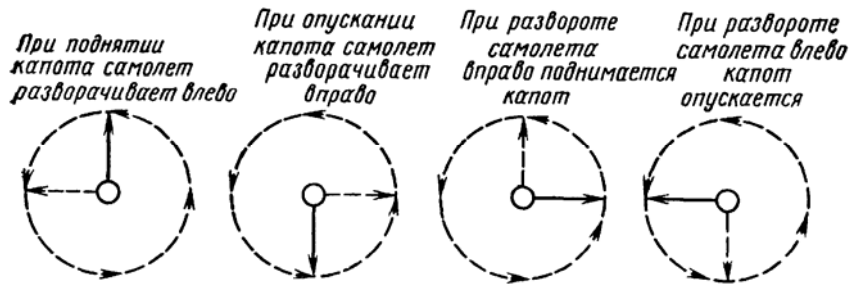


Рис. 173 Гироскопическое действие воздушного винта левого вращения на самолетах Як-52 и Як-55

Реакция самолета, возникающая при отклонении рулей из-за действия гироскопического момента воздушного винта, зависит от направления перемещения капота самолета (Рис. 173).

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).

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

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

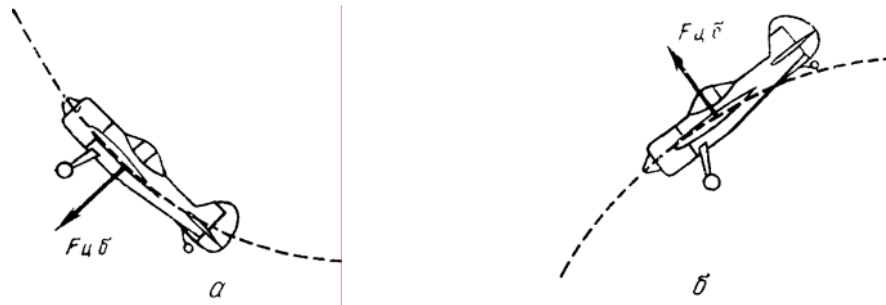


Рис. 174 Действие центробежной силы инерции на летчика а - при резком увеличении угла атаки, б - при резком уменьшении угла атаки

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 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. 174).

В первом случае кровь будет отливать 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

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

откуда

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

где n_{y_p} - располагаемая перегрузка.

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

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 $C_y = C_{y_{\text{макс}}}$:

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

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

$$n_{yp} = (0,8 + 0,85)n_{умакс}. \quad (11.9)$$

Для самолетов Як-52 и Як-55 графические зависимости располагаемых перегрузок от скорости полета показаны на Рис. 175, Рис. 176. 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;

отрицательная -3.

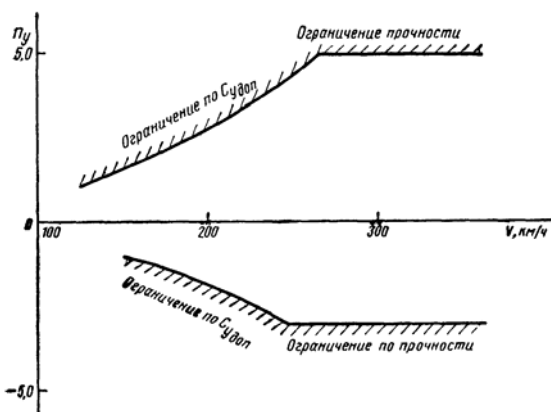


Рис. 175 Располагаемые перегрузки самолета Як-52 при H=1000 м

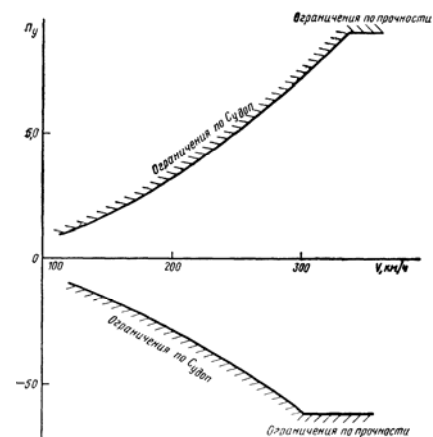


Рис. 176 Располагаемые перегрузки самолета Як-55 при H=1000 м

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 $n_{уПРЕД}$ называется наибольшая перегрузка, при которой тяга силовой установки еще уравновешивает лобовое сопротивление. Она определяется по формуле

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

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

$$n_{y_{PH=0}} = \frac{C_{y_{TP}} \frac{\rho_0 V_{ГП}^2}{2} S}{G}. \tag{11.11}$$

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

$$n_{y_H} = \frac{C_{y_{TP}} \frac{\rho_0 V_{ГП}^2}{2} S}{G}. \tag{11.12}$$

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 H :

$$n_{y_{PH}} = n_{y_{PH=0}} \frac{\rho_H}{\rho_0}. \tag{11.13}$$

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

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 $n_{у}$ 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

Ви́раж 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**. Вираж с постоянной скоростью и углом крена называется **установившимся**. Установившийся вираж без скольжения называется **правильным** (Рис. 177, а).

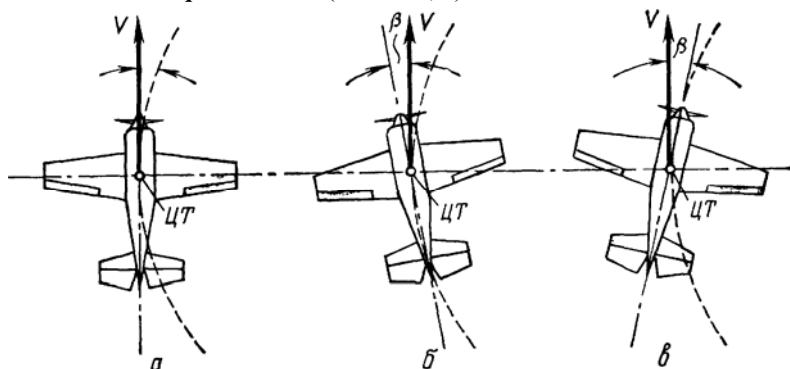


Рис. 177 Схемы виражей: а - правильный вираж; б - вираж с внутренним скольжением; в - вираж с внешним скольжением

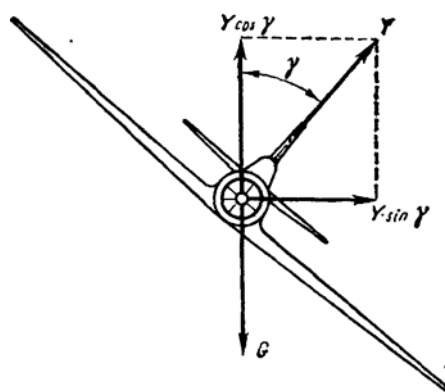


Рис. 178 Схема сил, действующих на самолет на вираже (вид спереди)

Ви́раж 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. 177, 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 - центробежная 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. 178). 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 центробежной 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 уравнивается 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.

Зависимость потребной перегрузки n_y от углов крена на вираже показаны на графике Рис. 179.

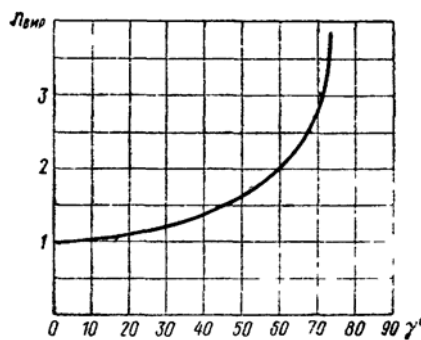


Рис. 179 Зависимость перегрузки на вираже от крена

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, необходимая на вираже, в $\sqrt{n_y}$ раз больше, чем в горизонтальном полете. Так как перегрузка на вираже всегда больше единицы, то и необходимая 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 наиболее выгодному 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, необходимая для виража, увеличивается. При этом нужно помнить, что на высоте скорость по прибору УС-450К остается неизменной. Поэтому, выполняя вираж на 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.

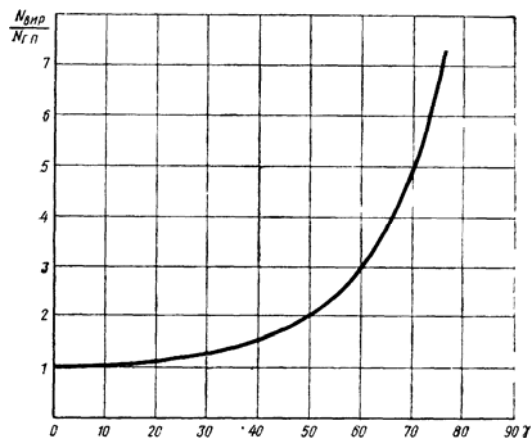


Рис. 180 Увеличение потребной для виража мощности в зависимости от угла крена

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 потребная мощность увеличивается сначала медленно, а потом все более резко (Рис. 180). На графике

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

Например, при крене 20° потребная для виража 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 виража 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 виража необходима центробежная 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.

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

$$\frac{mV^2}{r_B}$$

а с другой 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

$$t_{PA3} = \frac{\varphi}{360} 0,64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}}. \quad (11.24)$$

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.

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. 181, Рис. 182).

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.

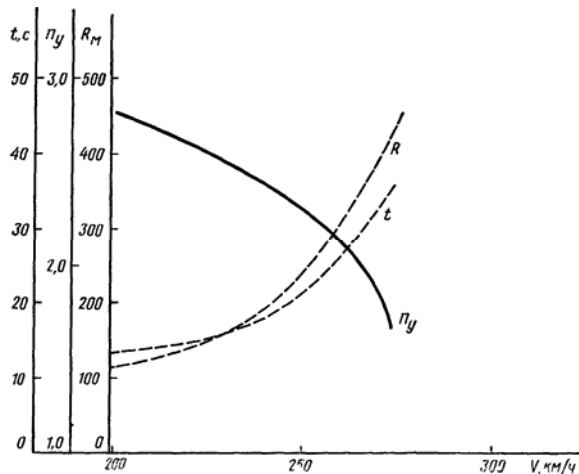


Рис. 181 Характеристики виража самолета Як-55 ($H=1000$ м, $G_{вз}=870$ кгс, режим работы двигателя-1-й номинал)

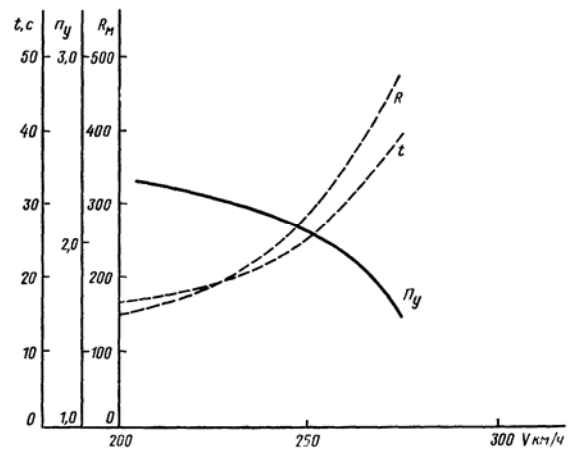


Рис. 182 Характеристики виража самолета Як-52 ($H=1000$ м, $G_{вз}=1290$ кгс, режим работы двигателя-1-й номинал)

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

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. 183), скорость его больше, чем внутреннего полукрыла, и, следовательно, подъемная сила и лобовое сопротивление больше.

Таким образом, для выполнения правильного виража с креном $30...45^\circ$ 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_y (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.

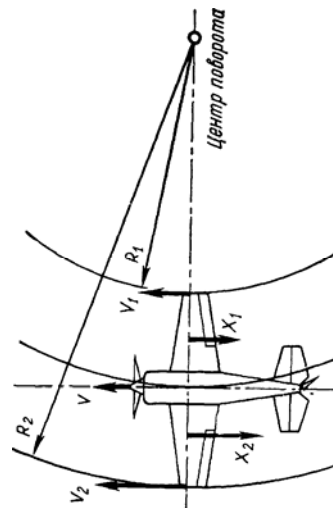


Рис. 183 Уравновешивание противодействующих виражу моментов рулем направления
 скорость на вираже увеличена соответственно крену;

$$\begin{pmatrix} n_Z \text{ и } n_X \end{pmatrix}$$

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. 184, а), крен увеличен на величину, при которой скорость становится недостаточной 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.

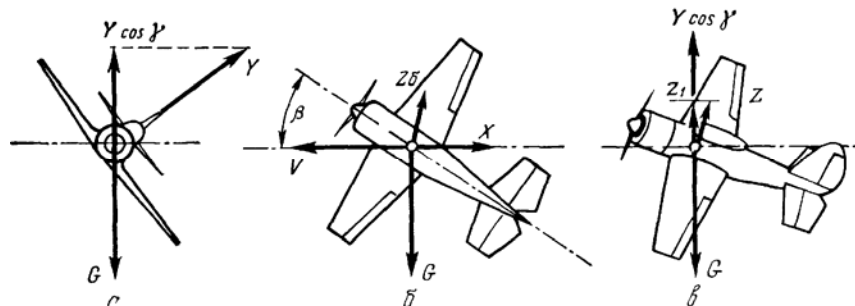


Рис. 184 Глубокий левый вираж с внутренним скольжением

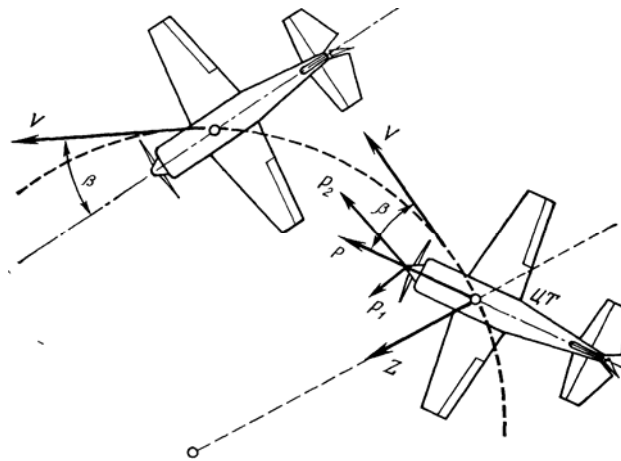


Рис. 185 Плоский вираж с внешним скольжением

Возникает боковая аэродинамическая сила Z_b , которая по своей величине зависит от угла скольжения β . Она создает добавочную вертикальную силу Z_1 (Рис. 184, 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. 185). 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), 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 накренения самолета центробежная 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).

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*.

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. 186. 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: $Y \cos \theta$ -

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

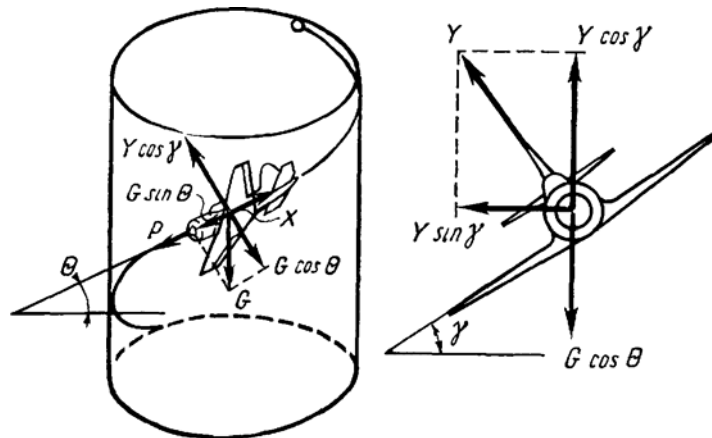


Рис. 186 Схема сил на спирали

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

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

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, необходимая для выполнения спирали, больше необходимой 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 $C_{yСП}$ на величину перегрузки $n_y (C_{yСП} = C_{yГП} n_y)$, 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*.

Для определения шага спирали необходимо рассмотреть прямоугольный треугольник развертки одного витка спирали (Рис. 187). Из рисунка следует, что

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

и

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

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.

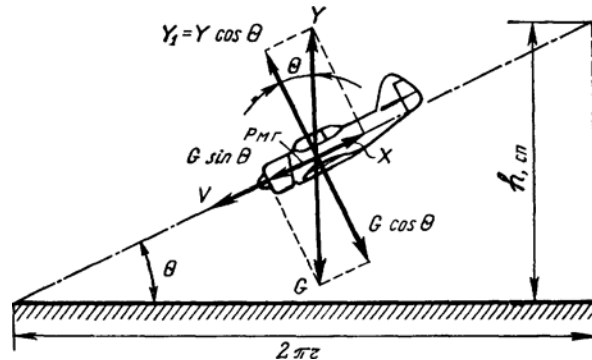


Рис. 187 К определению шага спирали

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 $G \cos \theta$.

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. 188.

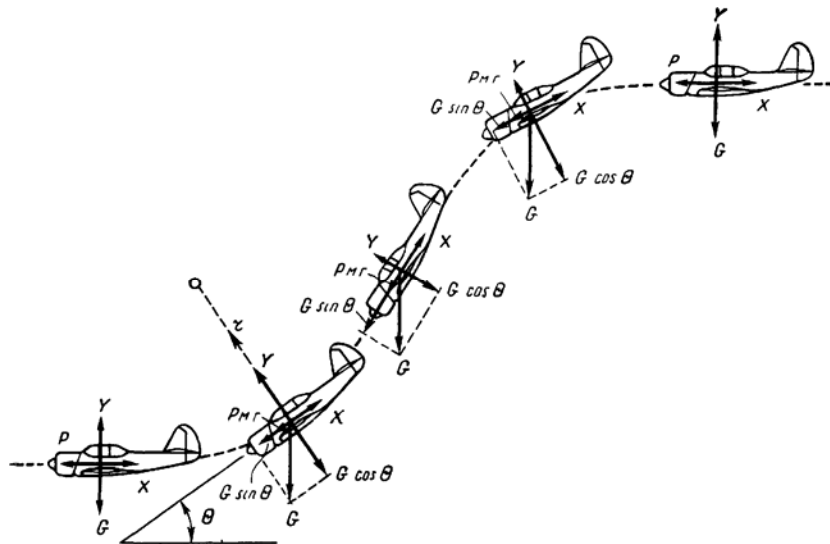


Рис. 188 Схема сил, действующих на самолет при пикировании

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. 188). 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

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 нею 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 центростремительной силы $P_{цс} = Y - G \cos \theta$ траектория пикирования искривляется, переходя в горизонтальный полет. Чем больше взята ручка управления на себя, тем больше будет величина центростремительной 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° 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.

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. 189).

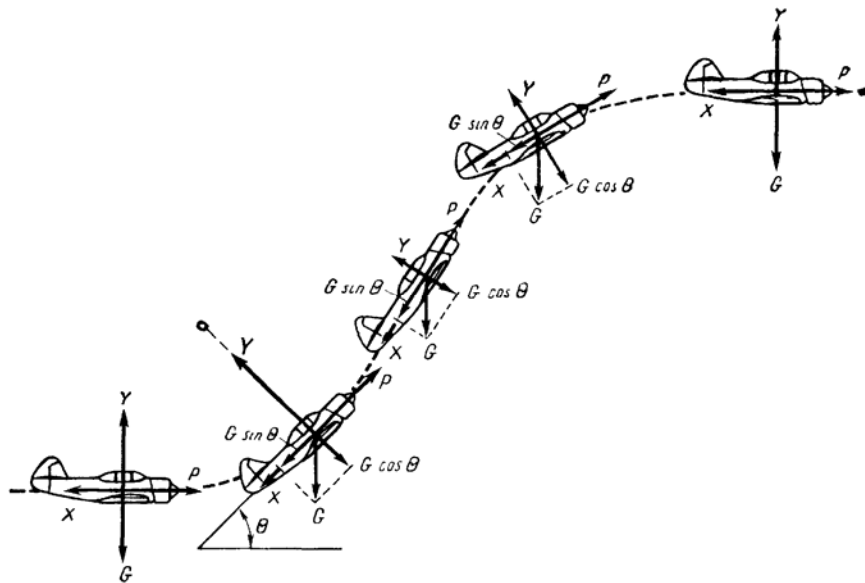


Рис. 189 Схема сил, действующих на самолет на горке

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 одновременно 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.

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.

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. 190). 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 центробежную 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 центробежной 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.

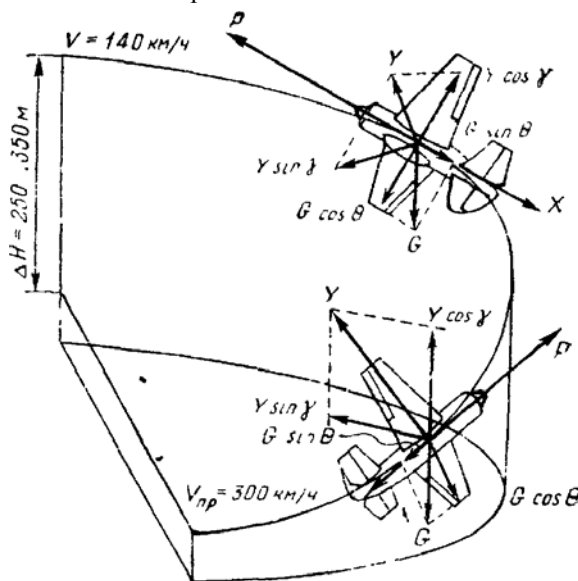


Рис. 190 Схема сил, действующих на самолет при боевом развороте

ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ БОЕВОГО РАЗВОРОТА

Боевой разворот выполняется на скорости 300 km/h , обороты двигателя 82% , наддув полный.

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. 191).

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°,

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. 192).

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.

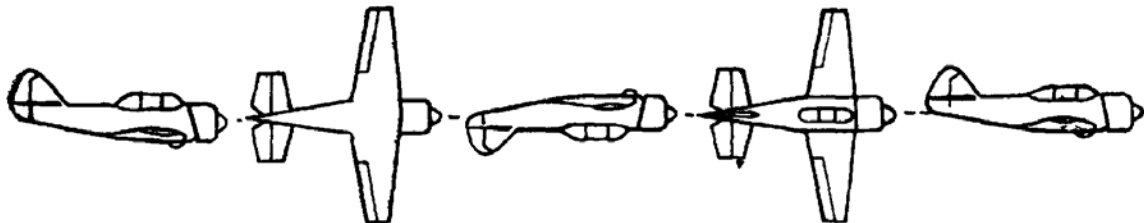


Рис. 191 Управляемая горизонтальная бочка

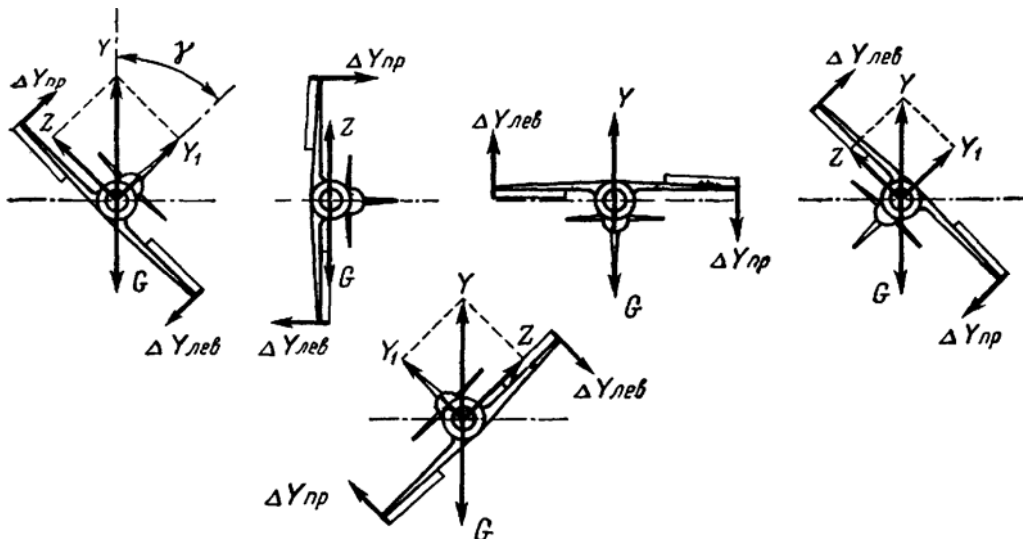


Рис. 192 Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой горизонтальной бочки

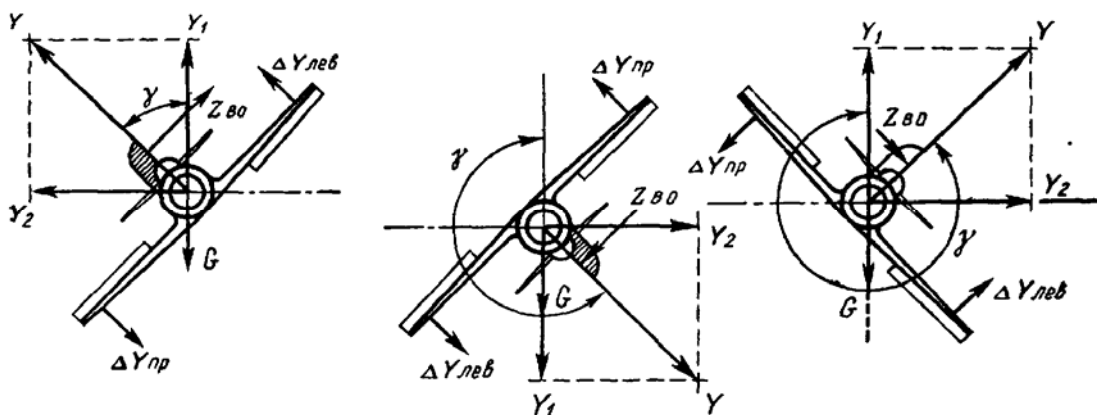


Рис. 193 Схема сил, действующих на самолет при выполнении горизонтальной штопорной бочки

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

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. 193.

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;

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. 194.

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 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. 194):

условие уменьшения скорости

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

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

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

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

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

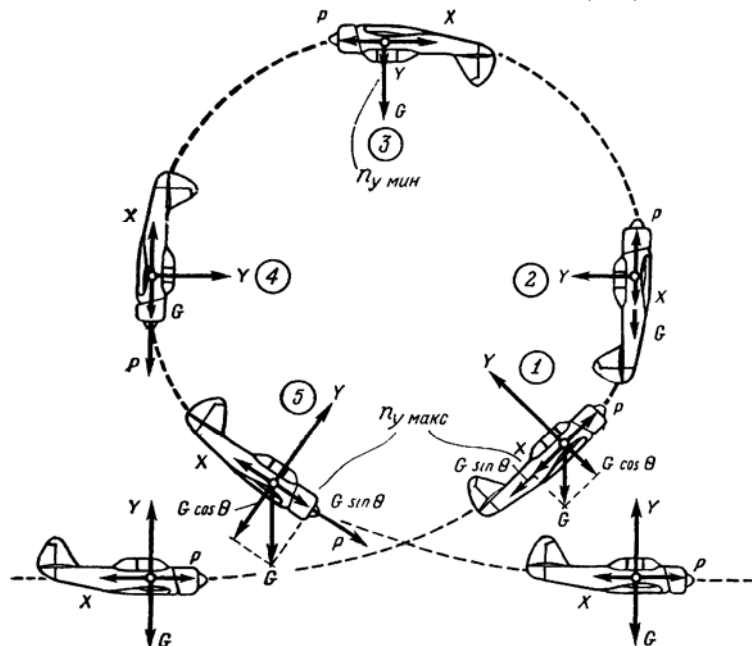


Рис. 194 Схема сил, действующих на самолет при выполнении петли

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 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.

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. 194. 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;
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. 195).

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.

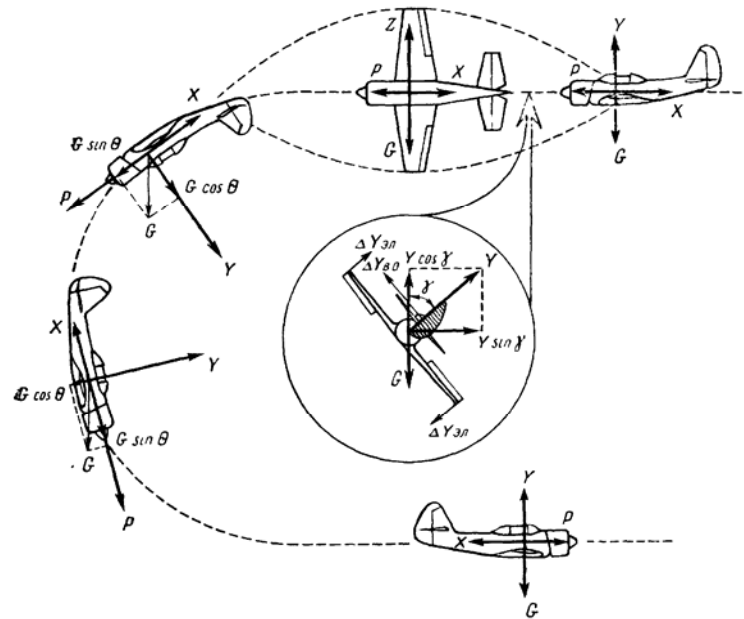


Рис. 195 Схема сил, действующих на самолет при выполнении переворота

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. 195).

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) уравновешивает 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 центростремительная сила, искривляющая траекторию переворота в вертикальной плоскости. Центростремительная 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

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

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 определение 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;

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 возвратит 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

$$V = V_0 \frac{n_y - \cos\theta_0}{n_y - \cos\theta} \tag{12.14}$$

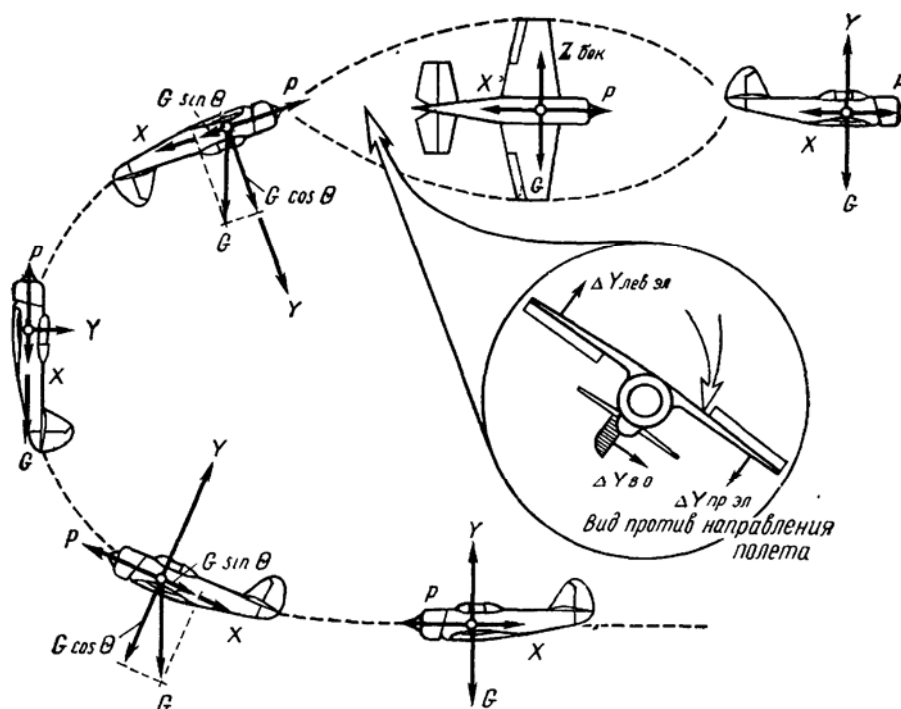


Рис. 196 Схема сил, действующих на самолет при выполнении полупетли

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. 196.

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;
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.

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. 197).

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.

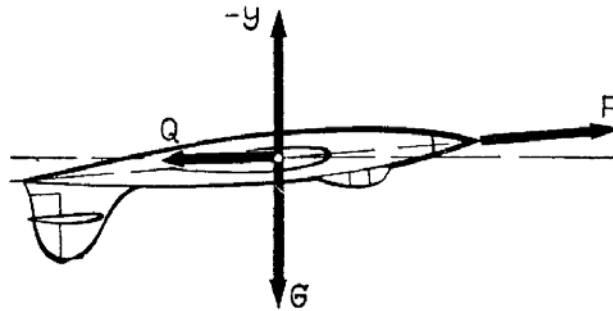


Рис. 197 Полет самолета на спине

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 картинами 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. 198. Соответственно обозначим и коэффициент подъемной силы - C_y^{II} .

Если профиль крыла двояковыпуклый, несимметричный, то, как видно на Рис. 199, 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.

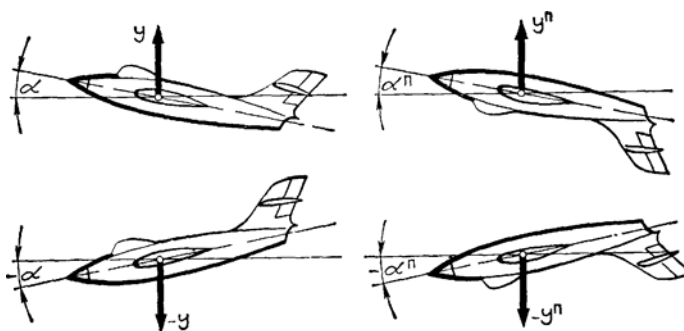


Рис. 198 Обозначения углов атаки и подъемной силы в перевернутом полете

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. 199 Картина обтекания профиля крыла в прямом и перевернутом полете

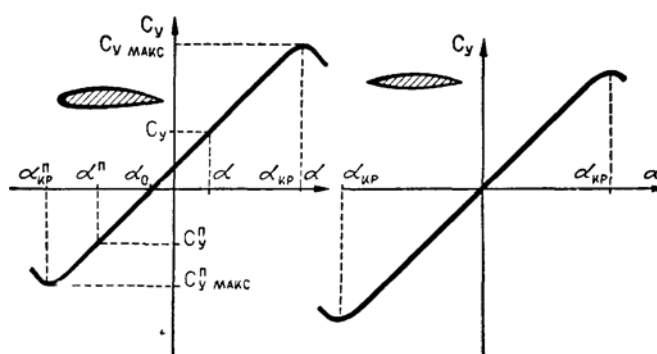


Рис. 200 Кривые $C_y = f(\alpha)$ профилей: а - несимметричного; б - симметричного

У симметричного профиля, как видно из Рис. 200, 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 $\alpha_{КРИТ}$ и максимальных величин коэффициента подъемной силы ($C_{y_{МАКС}}$).

У несимметричного профиля в области отрицательных углов атаки абсолютная величина коэффициента $C_{y_{МАКС}}$ значительно меньше величины $C_{y_{МАКС}}$ 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 $\alpha_{КРИТ}^П$ будет меньше критического угла атаки $\alpha_{КРИТ}$ 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

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

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. 200).

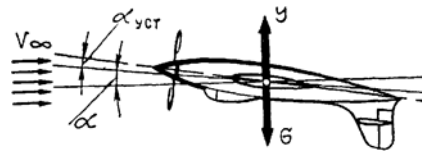


Рис. 201 Влияние угла установки крыла на угол между продольной осью самолета и горизонтом

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. 202) 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 $\alpha_{КРИТ}^{\Pi} < \alpha_{КРИТ}$.

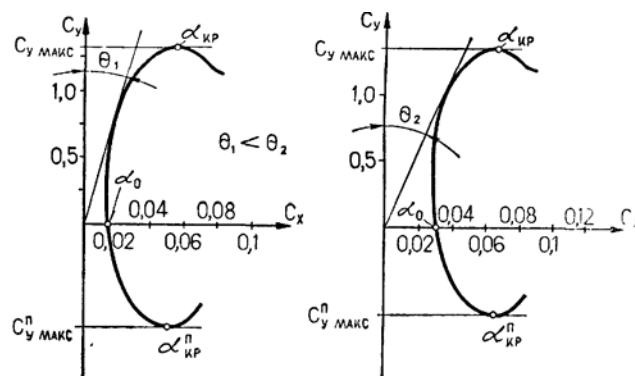


Рис. 202 Поляра крыла и самолета

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

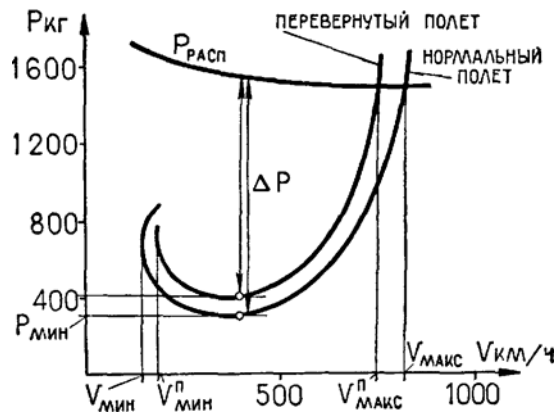


Рис. 203. Кривые Жуковского для нормального и перевернутого полета

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. 203 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 $P_{МИН}$ 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:

- 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.

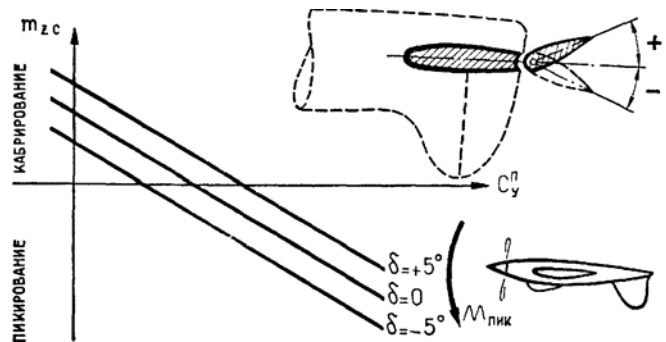


Рис. 204 График $mz = f(CyII, \delta)$ для перевернутого полета

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 mz_0 (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. 204 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

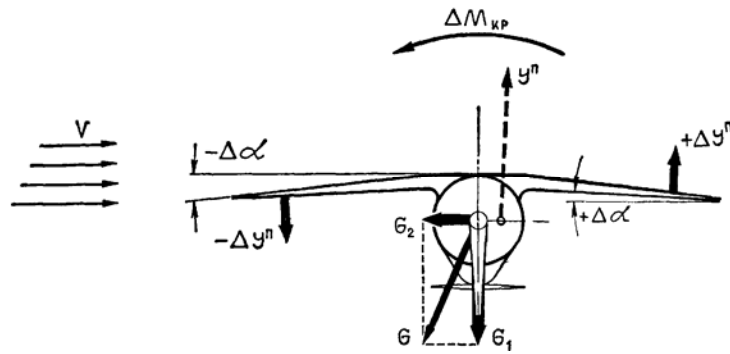


Рис. 205 Скольжение самолета в перевернутом полете

(Рис. 205). 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. 206),

- 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.

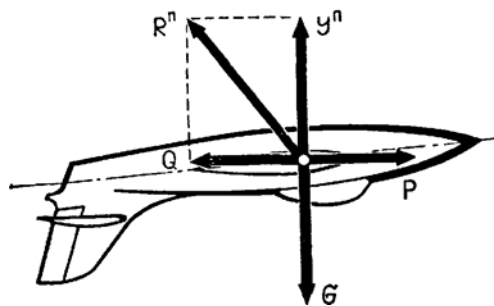


Рис. 206 Схема сил в горизонтальном перевернутом полете

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 $Cy^n = 0,85 Cy_{МАКС}^n$, что превышает теоретически минимальную

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 $C_{y_{MAX}^{\Pi}}$ 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. 207)

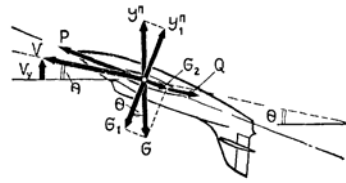


Рис. 207 Схема сил при подъеме в перевернутом полете

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

$$V_{y^{\Pi}} = \frac{75 \cdot \Delta N}{G} \tag{13.4}$$

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. 208).

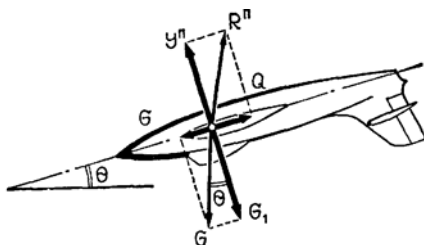


Рис. 208 Схема сил при планировании в перевернутом положении

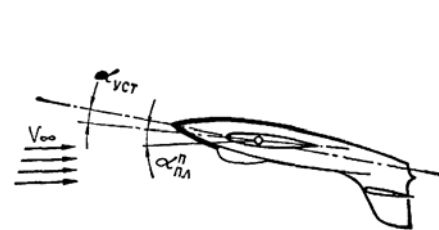


Рис. 209 К определению угла наклона продольной оси

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

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. 209) 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 (- n_y) 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. 210).

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

$$Y_2^n = Y^n \cdot \sin \gamma^n \quad (13.5)$$

Сила веса-самолета уравнивается составляющей подъемной силы

$$Y_2^n = Y^n \cdot \cos \gamma^n \quad (13.6)$$

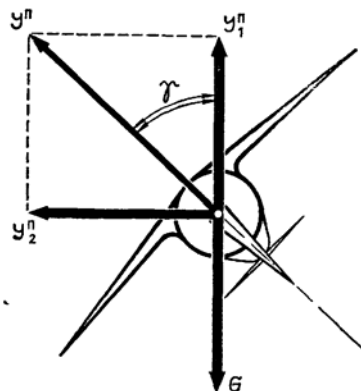


Рис. 210 Схема сил на правильном обратном вираже

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 $C_{y_{МАКС}}^n$ 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 ($-n_y$).

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

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° 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. 211).

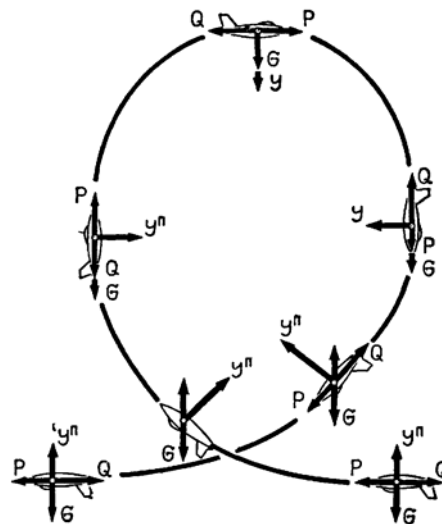


Рис. 211 Схема сил на обратной петле

Изменение перегрузки $-Nu$, 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 $U_{\text{мин}}$ 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 $-Nu$ появляется положительная. Летчик это положение ощущает по опусканию на сиденье. Петля получается неправильной. Перегрузка на петле определяется по формуле:

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

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° 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 $C_y=0$ (M_{z_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 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. 212).

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.

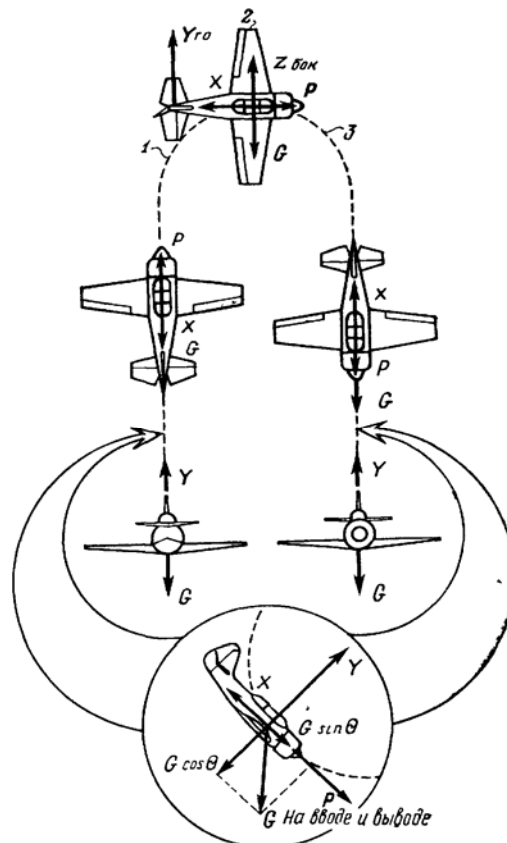


Рис. 212 Схема сил, действующих на самолет при выполнении поворота на вертикали

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 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. 213, Рис. 214).

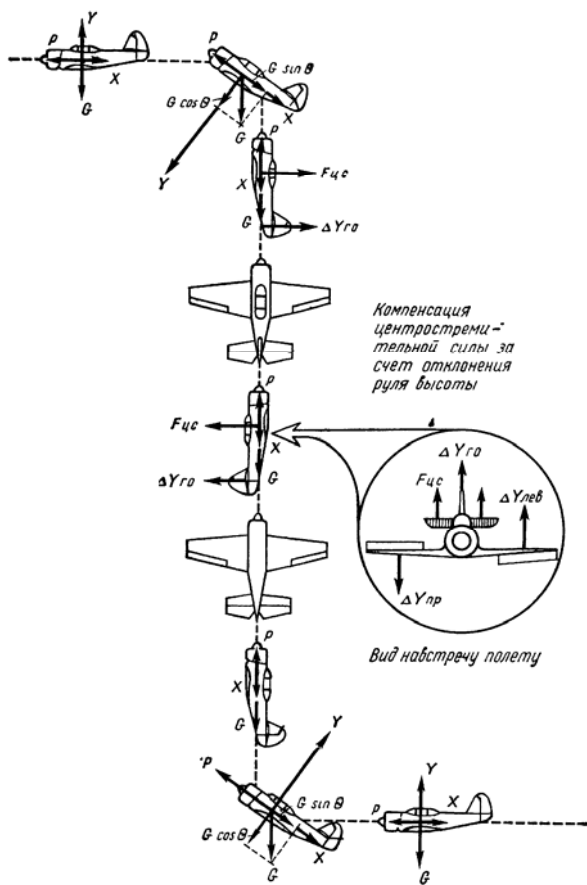


Рис. 213 Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой бочки на вертикали вверх

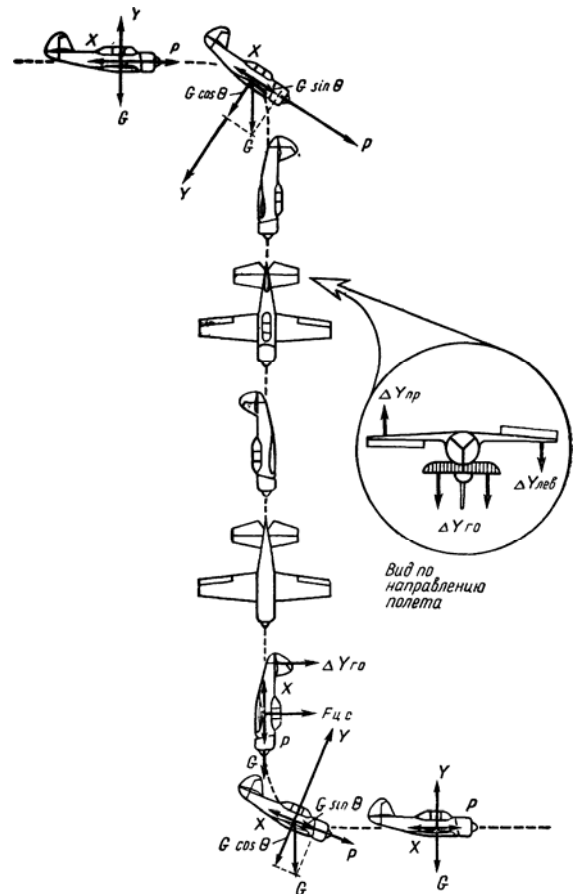


Рис. 214 Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой бочки на вертикали вниз

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 отклонялся 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.

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.

За 20...30° 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_g 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. 215.

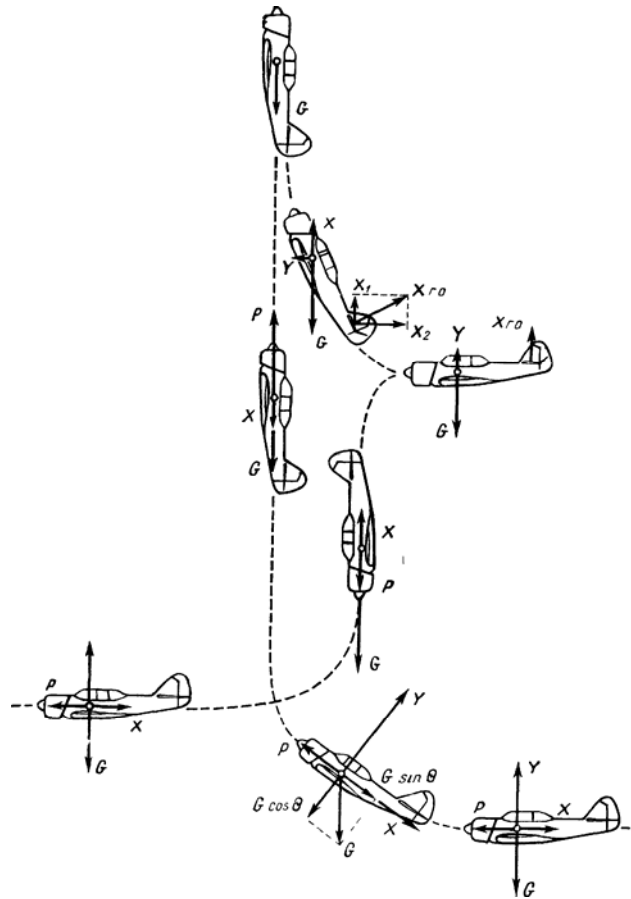


Рис. 215 Схема сил, действующих на самолет при выполнении колокола с падением вперед

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° (педали 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. Педали 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.

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».

ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Дальность и продолжительность полета являются важнейшими летно-тактическими характеристиками самолета. Под дальностью полета понимают расстояние от места вылета до места посадки вдоль маршрута полета по земной поверхности (Рис. 216).

Продолжительность полета - время пребывания самолета в воздухе с момента вылета до момента посадки.

Обычно рассматриваются следующие виды дальности: техническая, практическая и тактическая.

Техническая дальность и продолжительность - дальность и продолжительность полета одиночного самолета до полного израсходования топлива.

Практическая дальность и продолжительность - дальность и продолжительность полета с учетом гарантийного 7 - 10% остатка топлива (от полной заправки).

Тактическая дальность - дальность полета с учетом запаса топлива на выполнение задания, не связанного с продвижением по маршруту.

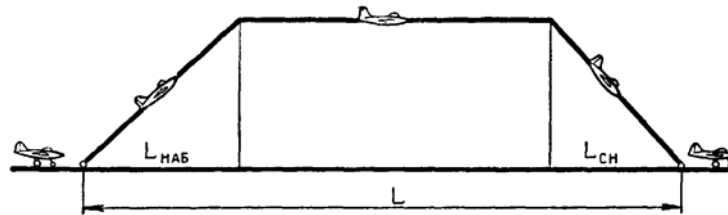


Рис. 216 Траектория полета самолета на дальность

Траектория полета самолета на дальность состоит из трех участков: набора высоты, горизонтального полета на заданной высоте и снижения с этой высоты.

Дальность и продолжительность полета определяются прежде всего запасом топлива и режимом полета (высотой и скоростью). Каждому режиму полета соответствует определенный расход топлива на один километр пути и за один час полета. Так, например, при полете самолета Л-29 на высоте 5000 м без подвесных баков с полным запасом топлива 775 кг при номинальном режиме работы двигателя техническая дальность равна 625 км, продолжительность - 1 ч 13 мин. А при полете на высоте 9000 м на режиме максимальной дальности техническая дальность равна 880 км, продолжительность полета - 2 ч 04 мин.

Таким образом, от того, какой режим полета установил летчик, будут зависеть и дальность и продолжительность полета.

Основными величинами, определяющими дальность и продолжительность полета, являются километровый и часовой расходы топлива. Зная километровый и часовой расходы топлива при данном варианте заправки самолета, можно рассчитать дальность и продолжительность полета.

ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА

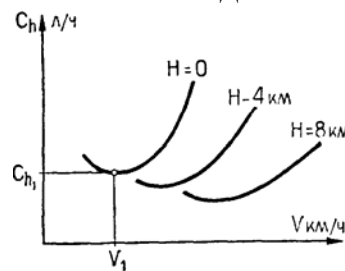


Рис. 217 Зависимость часового расхода топлива от скорости и высоты полета

Количество топлива, расходуемое за один час полета, называется часовым расходом. Измеряется часовой расход в килограммах на час полета Ch кг топл./ч или в литрах $Chл/ч$.

Зная удельный вес топлива, развиваемую двигателем на данном режиме полета тягу (или мощность для поршневого двигателя) и удельный расход топлива, часовой расход можно определить по формуле:

$$\left. \begin{aligned} Ch &= \frac{Cp \cdot Pn}{\gamma} ; \\ Ch &= \frac{Ce \cdot Ne}{\gamma} ; \end{aligned} \right\} (14.1)$$

где Cp , Ce - удельные расходы топлива ТРД и поршневых двигателей;

P_{II}, N_e - тяга и мощность ТРД и ПД;

γ - удельный вес топлива, г/см³.

Из формулы видно, что часовой расход топлива прямо пропорционален удельному расходу топлива

$$P_{II} = C_x \frac{\rho v^2}{2} S$$

и развиваемой тяге (или мощности). Потребная тяга P , согласно формуле, увеличивается с увеличением скорости и уменьшается с подъемом на высоту, что и сказывается на часовом расходе топлива. Удельный расход топлива с изменением высоты полета уменьшается, хотя и незначительно, а с увеличением скорости полета возрастает тоже в небольших пределах. Увеличение удельного веса топлива уменьшает часовой расход, если измерять его в литрах в час, что сказывается на потребной емкости топливных баков, не оказывая влияния на расход топлива, измеряемый в килограммах в час (Рис. 217).

Определив часовые расходы топлива для различных режимов полета, можно найти такой режим, полет на котором будет наиболее продолжителен. Тем самым будет найден режим наибольшей продолжительности полета.

По кривым Жуковского (см. Рис. 216 и Рис. 219) нетрудно определить, что наименьшая потребная тяга для всех высот полета будет соответствовать наивыгоднейшей скорости полета (полету на наивыгоднейшем угле атаки), а для самолетов с поршневыми двигателями наименьшая потребная мощность соответствует экономическому углу атаки ($\alpha_{эк}$) и соответственно - *экономической скорости полета*.

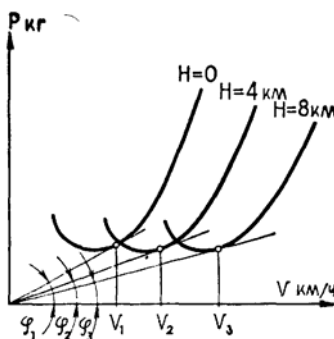


Рис. 218 Зависимость отношения P/v от высоты и скорости полета

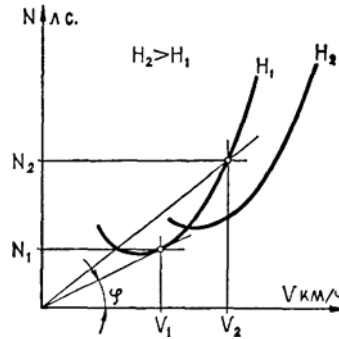


Рис. 219 Кривые потребных мощностей для различных скоростей и высот полета

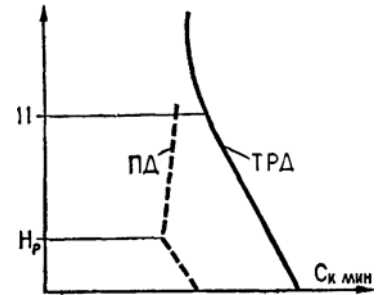


Рис. 220 Зависимость $C_{x_{мин}}$ от высоты полета для самолетов с ТРД и ПД

Из анализа кривых Жуковского можно сделать вывод, что с поднятием на высоту потребная тяга на наивыгоднейшей скорости (для данной высоты) и часовой расход будут зависеть в основном от удельного расхода топлива (C_p), который, как было отмечено ранее, с поднятием на высоту уменьшается. Следовательно, часовой расход топлива самолетов с ТРД с поднятием на высоту при полете на наивыгоднейшей скорости изменяется пропорционально изменению удельного расхода топлива, т. е. уменьшается.

Например, минимальный часовой расход топлива самолета Л-29 при полете без подвесных баков на высоте 500 м составляет 391 кг/ч, а на высоте 8000 м он равен 279 кг/ч. А это означает, что при данном запасе топлива продолжительность полета с поднятием на высоту увеличивается.

КИЛОМЕТРОВЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА

Количество топлива, расходуемое на один километр воздушного пути, называется километровым расходом топлива.

$$C_K = \frac{C_h}{v} = C_p \cdot \frac{P_{II}}{v}, \quad (14.2)$$

где v - скорость полета, км/ч.

Километровый расход топлива, как видно из формулы (14.2), зависит от величины удельного

расхода топлива C_p и от соотношения $\left(\frac{P_{II}}{v}\right)$. Так как удельный расход топлива изменяется незначительно,

то очевидно, что километровый расход будет определяться отношением $\frac{P_{II}}{v}$. Наименьшее значение

величины $\frac{P_{II}}{v}$ можно найти по кривым Жуковского путем проведения касательной из начала координат к кривой потребных тяг (Рис. 218).

$$\frac{P_{II}}{v} = \operatorname{tg} \varphi = \frac{P_{II}}{v}$$

Отношение $\frac{P_{II}}{v}$ есть не что иное, как $\operatorname{tg} \varphi = \frac{P_{II}}{v}$. При увеличении высоты полета угол φ значительно уменьшается, следовательно, уменьшается и километровый расход топлива C_K . Основным вывод состоит в том, что при полете самолета с ТРД на наивыгоднейшей скорости при поднятии на высоту километровый расход топлива уменьшается, а следовательно, дальность полета увеличивается. Расчетами и практикой установлено, что увеличение высоты от 0 до 12 км километровый расход уменьшается в 2-3 раза.

Километровый расход топлива самолета с поршневым двигателем определяется по формуле

$$C_K = \frac{C_h}{v} = \frac{C_e N_{II}}{v} = \frac{C_e}{\eta_B} \cdot \frac{N_e}{v}, \quad (14.3)$$

где N_e - эффективная мощность на валу двигателя;

η_B - коэффициент полезного действия винта.

Анализ формулы (14.3) показывает, что километровый расход топлива будет определяться в

основном соотношением $\frac{N_{II}}{v}$ и величиной C_e . Величина $\frac{N_{II}}{v}$ на неизменной высоте при увеличении скорости

полета увеличивается (Рис. 219).

$$\frac{N_{II}}{v}$$

Минимальное значение отношения $\frac{N_{II}}{v} = \operatorname{tg} \varphi$ будет найдено проведением касательной из начала

$$\frac{N_{II}}{v}$$

координат к кривой N_{II} . Скорость полета, соответствующая (v) мин, называется **наивыгоднейшей скоростью полета**.

$$\frac{N_{II}}{v}$$

Как видно из графика, величина (v) мин для всех высот остается неизменной, поэтому можно считать, что километровый расход топлива самолета с поршневым двигателем с поднятием на высоту зависит в основном от удельного расхода топлива C_e .

Удельный же расход C_e при поднятии до расчетной высоты полета (расчетная высота двигателя) уменьшается, а выше ее увеличивается. В результате получается, что наименьший километровый расход топлива самолета с поршневой силовой установкой будет вблизи расчетной высоты. Следовательно, и наибольшая дальность полета самолета с ПД будет иметь место вблизи расчетной высоты полета на наивыгоднейшей скорости (Рис. 220).

ВЛИЯНИЕ ПОЛЕТНОГО ВЕСА И ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

$$P_{II} = \frac{G}{r_{САМОЛ}}$$

Так как в горизонтальном полете $r_{САМОЛ}$, то из формулы (14.1) найдем

$$C_h = \frac{C_P \cdot G}{r_{САМОЛ}} \quad (14.4)$$

где G - вес самолета, кг;

$r_{САМОЛ}$ - аэродинамическое качество самолета.

$$\frac{G}{r_{САМОЛ}}$$

При увеличении полетного веса самолета величина $\frac{G}{r_{САМОЛ}}$ увеличивается, следовательно, увеличиваются часовой и километровый расходы топлива, что ведет к уменьшению дальности и продолжительности полета.

Если полетный вес самолета увеличивают наружной подвеской грузов (подвесные топливные баки, бомбы и т. п.), то дальность и продолжительность уменьшаются в большей степени, так как увеличивается лобовое сопротивление самолета, а его аэродинамическое качество уменьшается.

Километровый расход топлива $C_K = \frac{C_P \cdot P_{II}}{U}$ от температуры наружного воздуха практически не зависит, так как потребная тяга от температуры не зависит, а соотношение $\frac{C_P}{U}$ при изменении температуры воздуха остается постоянным. Следовательно, и дальность полета при изменении температуры остается постоянной.

При повышении температуры наружного воздуха удельный расход топлива увеличивается, следовательно, увеличивается часовой расход топлива, а продолжительность полета уменьшается.