629.7
К68

А. Е. КОРОВИН
Ю. Ф. НОВИКОВ

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА И ДИНАМИКА ПОЛЕТА САМОЛЕТОВ ЯК-52 ЯК-55



А. Е. КОРОВИН
Ю. Ф. НОВИКОВ

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА И ДИНАМИКА ПОЛЕТА САМОЛЕТОВ ЯК-52 ЯК-55

МОСКВА
ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ СССР
1989

ББК 32.6.3
К68

Рецензенты: *В. М. Назаров*,
доктор технических наук *А. А. Новад*
Редактор *М. Е. Орехова*

Рекомендовано Управлением авиационной подготовки и авиационного спорта ЦК ДОСААФ СССР в качестве учебного пособия для подготовки летчиков-спортсменов.

Коровин А. Е., Новиков Ю. Ф.

К68 Практическая аэродинамика и динамика полета самолетов Як-52 и Як-55.— М.: ДОСААФ, 1989.— 357 с., ил. 1 р. 80 к.

В книге изложены основные аэродинамические, летно-тактические и пилотажные характеристики самолетов Як-52 и Як-55. Особое внимание уделено раскрытию физической сущности изучаемых вопросов. Для закрепления теоретических знаний приводятся типовые летные задачи и их решения.

Для всех, интересующихся полетами на поршневых самолетах и разработкой сверхлегких летательных аппаратов, а также для подготовки спортсменов авиационно-спортивных организаций, для преподавателей и курсантов авиационных организаций ДОСААФ.

К $\frac{3206030000-021}{072(02)-89}$ КБ—14-39-88

ББК 32.6.3
6Т5.1

ISBN 5-7030-0184-6

© Издательство ДОСААФ СССР, 1989

ПРЕДИСЛОВИЕ

Отечественный самолетный спорт, насчитывающий восьмидесятилетнюю историю, пользуется у нас большой популярностью, особенно среди молодежи.

В Ленинградском аэроклубе, одном из старейших в стране, летал Валерий Павлович Чкалов. В аэроклубах ДОСААФ начинали свой путь в авиацию многие летчики — герои Великой Отечественной войны. Так, трижды Герой Советского Союза А. Покрышкин — питомец Новосибирского аэроклуба, трижды Герой Советского Союза И. Кожедуб окончил Шосткинский аэроклуб Сумской области. Среди воспитанников ДОСААФ герои космоса Ю. Гагарин, В. Терешкова, П. Попович, Г. Береговой и многие другие.

Аэроклубы ДОСААФ воспитали большую плеяду прославленных авиационных спортсменов — абсолютных чемпионов мира по высшему пилотажу: В. Мартемьянова, Г. Корчуганову, Л. Леонову, И. Егорова, В. Лецко, В. Смолина, Х. Макагонову, Л. Немкову.

В Московском городском аэроклубе занималась дважды Герой Советского Союза летчик-космонавт, заслуженный мастер спорта СССР по высшему пилотажу, абсолютная чемпионка мира С. Савицкая.

В нашей стране созданы все условия для развития самолетного спорта. Сеть аэроклубов с каждым годом расширяется. Ежегодно внутри страны проводится большое количество соревнований различных рангов, причем с недавнего времени самолетным спортом занимаются юноши и девушки уже с 16 лет.

В данной книге рассматриваются вопросы аэродинамики и динамики полета самолета с поршневым двигателем таким образом, чтобы они были понятны не только постоянному летному составу, курсантам и спортсменам авиационно-спортивных организаций ДОСААФ, но и всем интересующимся созданием самодельных летательных аппаратов. Поэтому авторы стремились излагать материал последовательно и в доходчивой форме, с решением практических задач. Чтобы обеспечить удобство и самостоятельность работы, в книге приведены в боль-

шом количестве пояснительные рисунки, а также основные тактико-технические данные изучаемых самолетов Як-52 и Як-55 и двигателя М-14П. Рассматриваются явления и процессы, происходящие в конкретном полете, знания которых необходимы летчику для вдумчивого освоения техники пилотирования, безаварийного и наиболее эффективного использования тактико-технических данных.

Опыт освоения учебных, учебно-боевых, боевых и транспортных самолетов показывает, что глубокое знание аэродинамики и динамики полета эксплуатируемых самолетов помогает летчику разобраться в сущности возникающих в полете явлений и позволяет полнее использовать возможности авиационной техники при соблюдении условий безопасности полетов.

Генерал-лейтенант авиации, заслуженный военный летчик СССР

С. Н. Маслов

Глава 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУХЕ И ЕГО СВОЙСТВАХ

1.1. АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ

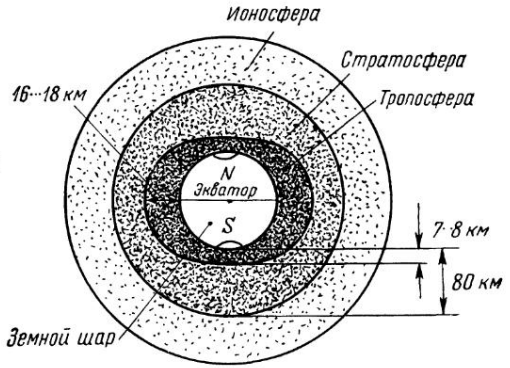


Рис. 1. Строение атмосферы

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).

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 поверх-

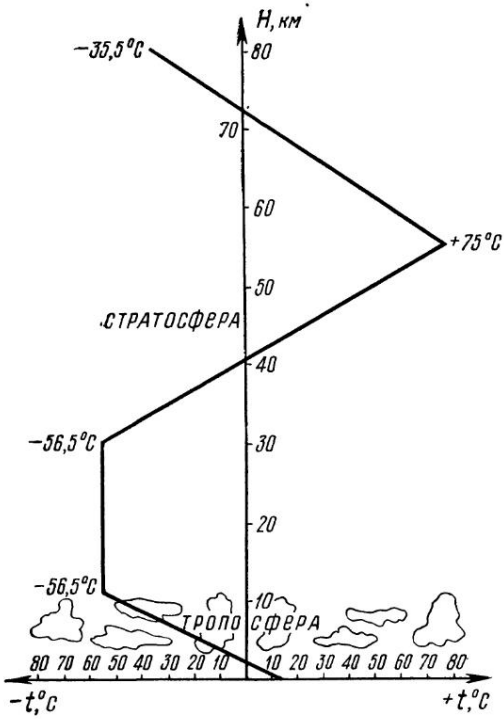


Рис. 2. Изменение температуры воздуха по высотам для стандартных условий средней широты

ности 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 обусловливается в основном 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°С. С высоты 30 км и до 55 км температура воздуха повышается до +75°С вследствие повышенного содержания озона, который обладает способностью поглощать ульт-

рафиолетовое излучение. С высоты 55 км и до 80 км температура воздуха понижается в среднем на 4°С на каждые 1000 м из-за уменьшения процентного содержания озона в воздухе. На высоте 82...83 км температура воздуха составляет —35°С (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.

1.2. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВОЗДУХА

1.2.1. 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

$$t_H = t_o - 6{,}5H, \qquad (1.1)$$

где t_H — температура воздуха на определяемой высоте; t_o — температура воздуха у земли; H — заданная высота, км.

Задача. Температура воздуха у земли +10°С. Определить температуру воздуха над данным участком земли на высоте 7 км.

Решение. $t_H = 10 - 6{,}5 \cdot 7 = -35{,}5$°С.

Температура воздуха на высоте 7 км равна —35,5°С.

1.2.2. АБСОЛЮТНАЯ ТЕМПЕРАТУРА

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

За нуль кельвинов (К) принята температура, при которой прекращается тепловое передвижение молекул, она составляет

—273° по шкале Цельсия (°С). Если известна температура воздуха t по шкале Цельсия, то абсолютную температуру можно найти по формуле

$$T = t + T_o, \qquad (1.2)$$

где $T_o = 273$К; t — температура воздуха по шкале Цельсия.

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

$$T = 273К + t - 6{,}5H, \qquad (1.3)$$

где T — температура на высоте H, К; t — температура воздуха у земли, °С; H — высота, км.

Задача. Температура воздуха у земли по шкале Цельсия равна —7°. Определить температуру воздуха на высоте 4 км.

Решение. $T = 273 + (-7) - 6{,}5 \cdot 4 = 240$ К.

Температура воздуха на высоте 4 км равна 240 К.

1.2.3. 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/см^2). Давление обозначается буквой P, на уровне моря — P_o.

По международной системе СИ давление измеряется в паскалях, т. е. ньютонах на квадратный метр (Н/м^2).

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

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 определяется по формуле

$$P = \frac{p}{S}, \qquad (1.4)$$

где P — давление, кгс/см^2; p — сила, с которой давит 1 м^3 воздуха; S — площадь, см^2.

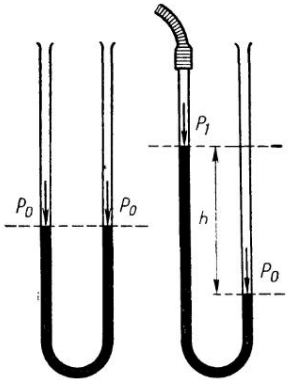


Рис. 3. Манометр

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

$$P=\frac{B}{735{,}6}, \tag{1.5}$$

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:

$$h=P_0-P_1. \tag{1.6}$$

1.2.4. 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.

$$\gamma = \frac{G}{v}, \tag{1.7}$$

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., $t = +15°C$) весит 1,225 кгс, следовательно, весовая плотность (удельный вес) 1 м³ объема воздуха в этом случае равна $\gamma = 1{,}225$ кгс/м³.

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 иридистой 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.

$$m = \frac{G}{g}, \tag{1.8}$$

где m — масса тела, кгс·с²/м.

Массовая плотность воздуха (в кгс·с²/м⁴) равна

$$\rho = \frac{m}{v}. \tag{1.9}$$

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

$$\rho = \frac{\gamma}{g}. \tag{1.10}$$

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

$$\rho = \frac{\gamma}{g} = \frac{1{,}225}{9{,}8} = 0{,}1250 \text{ кгс·с}^2/\text{м}^4. \tag{1.11}$$

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

Таблица 1

Высота H, м	Давление B, мм рт. ст.	Температура t, °C	Весовая плотность, кгс/м³	Массовая плотность, кгс·с²/м⁴
—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

1.2.5. 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

$$\rho = 0{,}0473 \frac{B}{T}, \qquad (1.12)$$

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)

$$Pv = RT, \qquad (1.13)$$

где P — давление, кгс/м²; v — удельный объем, м³/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°C.

Решение. $\rho = 0{,}0473 \frac{B}{T} \quad \frac{0{,}0473 \cdot 800}{273-23} = 0{,}151$ кгс·с²/м⁴.

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

Задача 2. Определить массовую плотность воздуха на уровне моря, если барометрическое давление B=700 мм рт. ст., а температура t=+27°C.

Решение. $\rho=0{,}0473\,\frac{B}{T}=\frac{0{,}0473\cdot 700}{273+27}\cong 0{,}1097$ кгс·с²/м⁴.

Массовая плотность меньше стандартной, так как барометрическое давление меньше стандартного, а температура выше (характерно для плохой погоды).

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.

1.3. 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 со-

противление трения, которое определяет вязкость воздуха. Вязкость воздуха также определяет динамический коэффициент вязкости μ. 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 существенное изменение давления при обтекании самолета воздушным потоком не происходит и сжимаемость воздуха на аэродинамические характеристики и летные данные самолетов влияния не оказывает.

1.4. 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. ($P_o=10\,330$ кгс/м^2);

температура $t=+15°C$ ($T_o=288$ К);

массовая плотность $\rho_o=0{,}125$ кгс с^2/м^4;

удельный вес $\gamma=1{,}225$ кгс/см^3.

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 (см. табл. 1).

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

Глава 2. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУХА

2.1. 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

$$E_{кин} = \frac{mV^2}{2}, \qquad (2.1)$$

где $E_{кин}$ — кинетическая энергия молекулы, Дж; m — масса молекулы, кг; V — скорость движения молекулы, м/с.

Если в уравнение Клаузиуса (2.2) (основное уравнение молекулярно-кинетической теории газов) подставить значения уравнения Бойля-Мариотта — Гей-Люссака (2.3)

$$Pv = \frac{2}{3} E_{кин}, \qquad (2.2)$$

$$Pv = RT, \qquad (2.3)$$

то получим

$$E_{кин} = \frac{3}{2} RT, \qquad (2.4)$$

где $E_{кин}$ — кинетическая энергия, Дж; R — газовая постоянная, Дж/кг·К (или кгс·м/кг·град); Т — температура, К; v — удельный объем воздуха, м³/кг.

Разделив R на N_0 (число Авогадро, показывающее число молекул в грамм-молекуле газа и равное $\approx 6{,}02 \cdot 10^{23}$ 1/моль), получим отношение $\frac{R}{N_0}$, которое называется постоянной Больцмана К, равная 5,67 $гс^{-3}К^{-4}$.

Подставим К в уравнение (2.4), получим уравнение кинетической энергии одной молекулы газа

$$E_{кин} = \frac{3}{2} KT. \qquad (2.5)$$

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.

2.2. ПРИНЦИП ОБРАТИМОСТИ. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА

Явления, возникающие при движении самолета в воздухе, можно изучать двумя способами: передвигая самолет в воздушном потоке или же обдувая неподвижный самолет воздушным потоком (рис. 5).

В современной аэродинамике чаще всего исследуют силы, действующие на самолет, путем обдува воздушным потоком неподвижного самолета или его копии. Скорость воздушного потока равна скорости самолета. Этот принцип изучения в аэродинамике называется принципом обратимости и в ряде случаев удобен при теоретических рассуждениях и при опытах в аэродинамических трубах.

Аэродинамическая труба — сооружение, позволяющее соз-

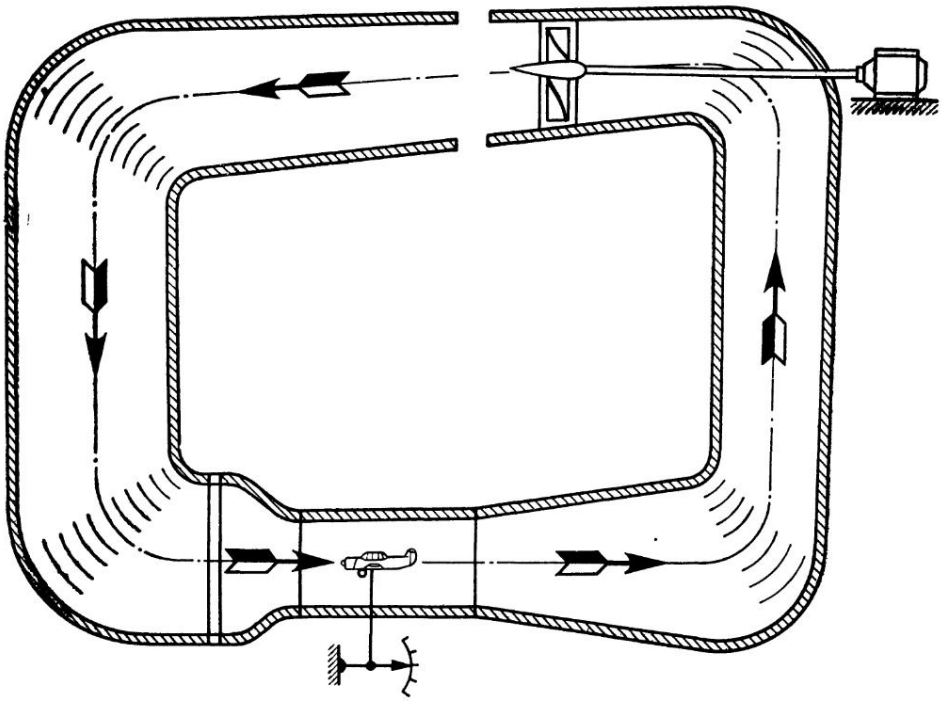


Рис. 4. Аэродинамическая труба

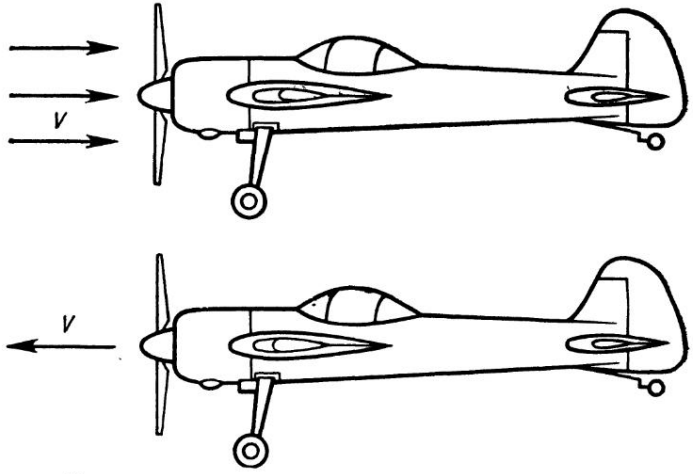


Рис. 5. Принцип обратимости в аэродинамике

давать искусственно поток воздуха с необходимой скоростью для изучения аэродинамических сил. Схема аэродинамической трубы дозвукового потока изображена на рис. 4.

Оба конца трубы открыты. С одной стороны установлен вентилятор, который высасывает воздух из трубы, с другой стороны воздух всасывается, выпрямляется в спрямляющей решетке, попадает в рабочую часть, где установлена модель самолета или его частей, и далее через диффузор высасывается вентилятором и выбрасывается наружу. Спрямляющий аппарат служит для предотвращения закрутки воздушного потока. В рабочей части скорость потока максимальная, в диффузоре скорость уменьшается ввиду его расширения.

Силы, действующие на модель самолета, измеряются аэродинамическими весами. Скорость потока в аэродинамической трубе измеряется ртутными манометрами, которые установлены в различных частях трубы. Сравнивая значения барометрического давления, показываемые манометрами, с атмосферным давлением, получают разности давлений, которые соответствуют определенным скоростям воздушного потока. Такой метод определения величин аэродинамических сил в аэродинамической трубе называется продувкой.

В настоящее время существуют аэродинамические трубы различных конструкций, позволяющие испытывать как небольшие копии летательных аппаратов, так и их модели в натуральную величину.

В зависимости от назначения аэродинамические трубы подразделяются на дозвуковые и сверхзвуковые. В сверхзвуковых трубах воздушный поток разгоняется до скорости, превышающей скорость звука в несколько раз.

2.3. 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.

2.4. 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.

2.5. 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. 6) 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. 7), 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. 8). При установившемся ламинарном течении пограничного слоя проявляются только силы внутреннего трения, обусловленные вязкостью воздуха, поэтому сопротивление воздуха в ламинарном слое мало.

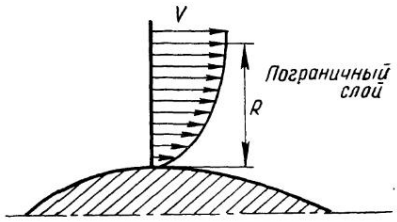


Рис. 6. Изменение скорости течения воздуха в пограничном слое

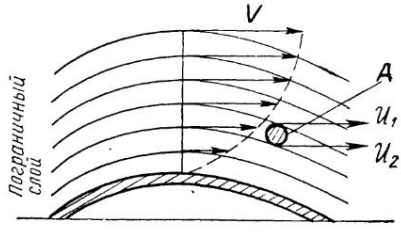


Рис. 7. Обтекание тела воздушным потоком — торможение потока в пограничном слое

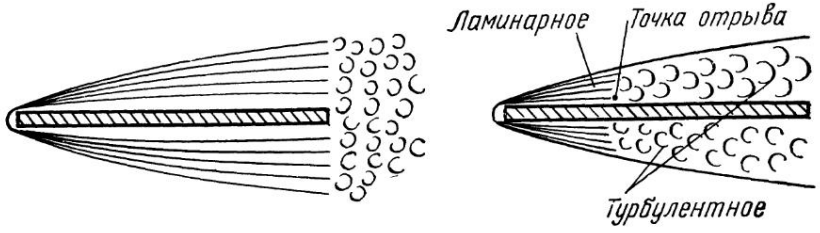


Рис. 8. Ламинарное и турбулентное течение

В турбулентном пограничном слое наблюдается непрерывное перемещение струек воздуха во всех направлениях, что требует большего количества энергии для поддерживания 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

$$C_f = \frac{1{,}328}{\sqrt{R_e}}, \qquad (2.6)$$

для турбулентного слоя

$$C_f = \frac{0{,}074}{\sqrt[5]{R_e}}, \qquad (2.7)$$

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

$$Re = \frac{Vl}{\gamma},$$

где V — скорость воздушного потока, l — 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. 9).

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

2.6. 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.

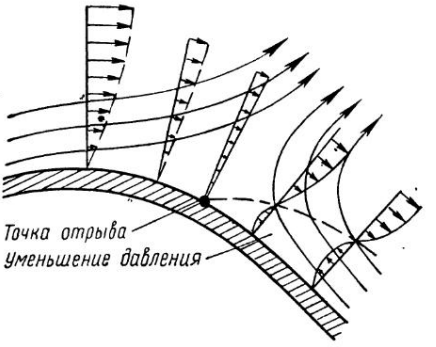


Рис. 9. Течение в пограничном слое вблизи точки отрыва

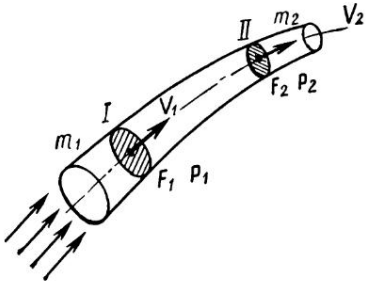


Рис. 10. Пояснение к закону неразрывности струи воздушного потока

При рассмотрении его принимают условие, что изучаемый воздух не обладает свойством сжимаемости (рис. 10).

В струйке переменного сечения через сечение 1 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:

$$m_1 = m_2 = \text{const}, \tag{2.8}$$

$$m_1 F_1 V_1 = m_2 F_2 V_2 = \text{const}. \tag{2.9}$$

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, $\rho_1 = \rho_2 = \text{const}$, то уравнение можно записать в следующем виде:

$$F_1 V_1 = F_2 V_2 = \text{const}. \tag{2.10}$$

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

Запишем уравнение (2.9) в следующем виде:

$$\frac{F_1}{F_2} = \frac{V_2}{V_1} = \text{const}. \qquad (2.11)$$

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.

2.7. 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:

$$E_{кин} + E_р + E_{вн} + E_п = \text{const}. \qquad (2.12)$$

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

$$E_{кин} = \frac{mV^2}{2}, \qquad (2.13)$$

где m — масса воздуха, кгс·с^2/м; 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/м^2)

$$q = \frac{\rho V^2}{2}. \qquad (2.14)$$

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

$$E_p = PFS, \qquad (2.15)$$

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 v, подставляя значение удельного объема воздуха в формулу (2.15), получим

$$E_p = Pv. \qquad (2.16)$$

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

$$E_{вн} = \frac{C_v T}{A}, \qquad (2.17)$$

где C_v — 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 $E_п$ — способность воздуха совершать работу при изменении положения центра тяжести данной массы воздуха при подъеме на определенную высоту и равна

$$E_п = mh, \qquad (2.18)$$

где h — изменение высоты, м.

Ввиду мизерно малых значений разноса 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. 11) 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.

Причиной падения давления является то, что воздушный поток не производит никакой работы (трение не учитываем)

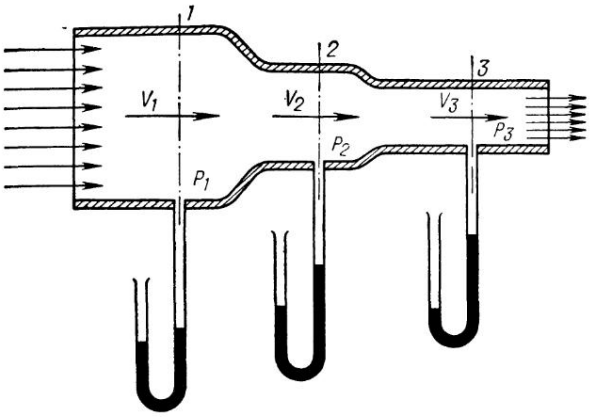


Рис. 11. Объяснение закона Бернулли.

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 (2.13), (2.14), (2.16), (2.17), (2.18) в формулу (2.12), учитывая, что внутренней энергией и энергией положения мы пренебрегаем, преобразуя уравнение (2.12), получим

$$P_1+\frac{\rho_1 V_1^2}{2}=P_2+\frac{\rho_2 V_2^2}{2}=P_3+\frac{\rho_3 V_3^2}{2}. \qquad (2.19)$$

Это уравнение для любого сечения струйки воздуха пишется следующим образом:

$$P+\frac{\rho V^2}{2}=\text{const}. \qquad (2.20)$$

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.

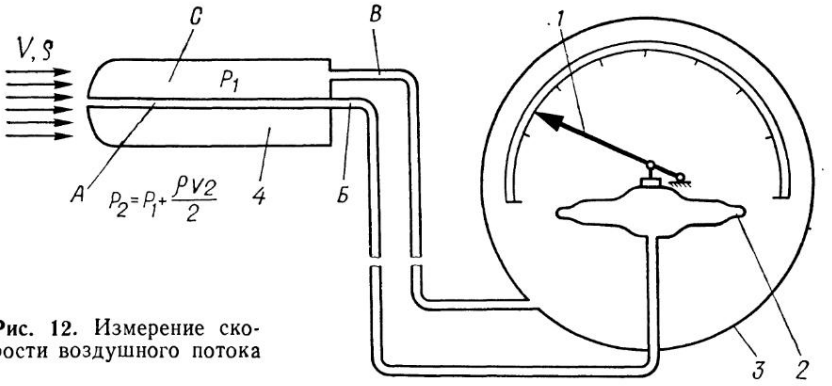


Рис. 12. Измерение скорости воздушного потока

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. С законом Бернулли связано возникновение подъемной силы крыла.

2.8. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА. УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ

Измерение скорости полета основано на принципе измерения скоростного напора q.

Прибор для измерения скорости представляет собой комбинацию приемника воздушного давления на манометре (рис. 12), чувствительным элементом которого служит манометрическая коробка 2, связанная со стрелкой 1 через передаточный механизм. Внутренняя полость манометрической коробки соединена через трубопровод с каналом Б, передающим в нее полный напор P_2, а внутренняя полость прибора соединена каналом С с приемником воздушного давления (статического давления) трубки (канал В).

Этот прибор называется приемником воздушного давления и позволяет измерять разность между полным и статическим давлением, т. е. скоростной напор.

Скорость набегающего воздушного потока определяется по формуле

$$P_2 = P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2}, \qquad (2.21)$$

откуда

$$V_1 = \sqrt{\frac{2}{\rho}(P_2 - P_1)}. \qquad (2.22)$$

Вследствие того, что канал Б воспринимает полное давление воздушного потока P_2, а канал В давление P_1, то на прибор действует сумма давлений $P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2}$, образуется выгиб во внешнюю сторону манометрической коробки, так как внутри нее давление больше, чем во внутренней полости прибора, соединенного с каналом С, воспринимающим статическое давление P_1.

Вследствие прогиба манометрической коробки отклоняется стрелка прибора и указывает скорость набегающего воздушного потока. Шкала прибора отградуирована в единицах измерения скорости (км/ч).

На самолетах Як-52 и Як-55 приемник воздушного давления установлен вне струи, отбрасываемой воздушным винтом, и параллельно продольной оси самолета. Приемник воздушного давления соединяется с прибором трубчатой проводкой. На приборной доске самолетов Як-52 и Як-55 установлен указатель скорости УС-450К, позволяющий измерять скорость полета в диапазоне от нуля до 450 км/ч. Шкала указателя скорости отградуирована в км/ч. Градуировка прибора соответствует лишь полету у Земли, где $\rho_0 = 0{,}125$ кгс·с^2/м^4. При подъеме на высоту массовая плотность воздуха уменьшается и прибор показывает скорость меньше действительной (истинной). Эта погрешность будет увеличиваться с подъемом на высоту.

Истинная воздушная скорость находится из выражения

$$V_н = V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}, \qquad (2.23)$$

где $V_н$ — скорость на высоте; $V_{пр}$ — приборная скорость.

На современных самолетах устанавливается комбинированный прибор с двумя стрелками, одна из которых показывает приборную скорость, а вторая — истинную.

Указатель скорости УС-450К является важнейшим пилотажным прибором. Следует помнить, что он измеряет не скорость самолета как таковую, а только скоростной напор, т. е. $\frac{\rho V^2}{2}$.

Глава 3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

3.1. ОБТЕКАНИЕ ТЕЛ ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ

Обтекая тело, воздушный поток подвергается деформации, при этом изменяется плотность, давление, скорость и температура в струйках воздушного потока. Изменение давления на разных участках тела приводит к возникновению аэродинамических сил и моментов. Величины и направления сил и моментов зависят от характера обтекания тела воздушным потоком, формы тела и его положения в этом потоке.

Если тело поместить в аэродинамическую трубу, а поток воздуха подкрашивать дымом, то можно увидеть картину обтекания тела воздухом. Такая картина называется аэродинамическим спектром. Для наглядности обтекания тела воздухом используют шелковинки, которые наклеивают на поверхность тела в определенных местах вдоль обтекающих тело струек воздуха.

У каждого тела существует свой спектр обтекания воздушным потоком.

Рассмотрим аэродинамические спектры плоской пластины, шара и удобообтекаемого тела.

Плоская пластина. Воздушный поток резко тормозится и изменяет свое направление у поверхности пластины. Струйки воздуха поджимаются. За краями пластины они создают разряжение и вихри, которые заполняют всю область за пластиной, и наблюдается заметная спутная струя. Давление перед пластиной больше, чем в невозмущенной зоне воздушного потока, где оно уменьшается (рис. 13).

Шар. Имеет более плавное обтекание как в передней, так и в задней (хвостовой) части. Аэродинамический спектр показывает места наибольшего поджатия струек воздуха. В хвостовой части образуются вихревые потоки, создающие спутную струю. Чем дальше от тела удаляется воздушный поток, тем больше затухание спутной струи (рис. 14).

Удобообтекаемое несимметричное тело. Характер его обтекания близок к удобообтекаемому симметричному телу, но отличается величиной деформации струек в верхней и нижней частях тела (рис. 15).

Наибольшая величина деформации струек воздуха возникает в местах наибольшей кривизны тела. Струйки воздуха поджимаются. Там, где меньше кривизна поверхности тела, меньше поджатие струек воздуха.

Если поместить симметричное тело под некоторым углом к вектору скорости, набегающего воздушного потока, то получим характер обтекания с аэродинамическим спектром несимме-

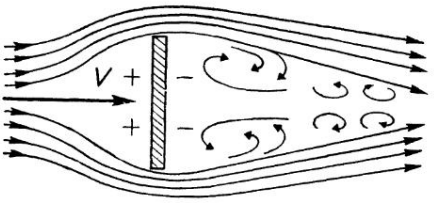


Рис. 13. Аэродинамический спектр плоской пластины

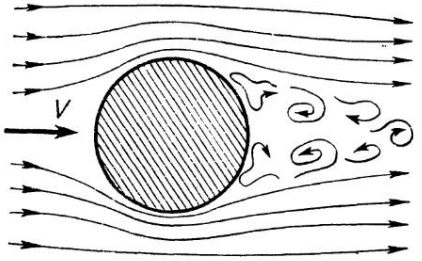


Рис. 14. Аэродинамический спектр шара

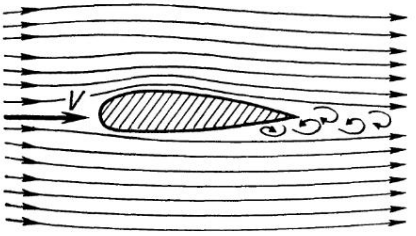


Рис. 15. Аэродинамический спектр удобообтекаемого тела

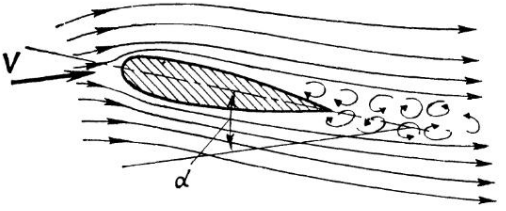


Рис. 16. Аэродинамический спектр удобообтекаемого тела (профиля крыла самолета Як-55), помещенного в воздушный поток под углом α

тричного удобообтекаемого тела (рис. 16). Так как в разных частях обтекаемой поверхности возникают разные силы давления, являющиеся фактором появления аэродинамических сил, то результирующая сила будет отличаться от нуля.

Кроме сил давления на поверхность обтекаемого тела действуют силы трения, которые направлены по касательной к поверхности тела. Появление этих сил обусловлено вязкостью

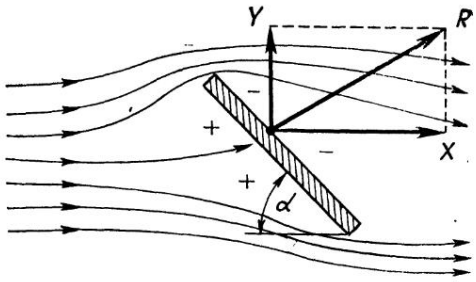


Рис. 17. Несимметричное обтекание плоской пластины (прямоугольной), помещенной в воздушный поток под углом α, и разложение полной аэродинамической силы R на подъемную силу Y и силу лобового сопротивления X

воздуха и целиком определяется процессами, возникающими в пограничном слое.

Суммируя силы давления и трения, получим равнодействующую силу, которая называется полной аэродинамической силой и обозначается буквой R.

3.2. НЕСИММЕТРИЧНОЕ ОБТЕКАНИЕ ТЕЛА И ВОЗНИКНОВЕНИЕ ПОЛНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ

В воздушном потоке размещена прямоугольная пластина под определенным углом к вектору скорости этого невозмущенного воздушного потока (рис. 17). Перед пластиной происходит торможение воздушного потока и, следовательно, повышение давления. Струйки воздуха отклоняются от первоначального направления (происходит скос потока). За пластиной возникает понижение давления. Наибольшее понижение давления наблюдается ближе к ее переднему ребру, где происходит наибольшая деформация струек воздуха и, как следствие,— наибольшее увеличение скорости воздушных струек. Также возникают силы трения в пограничном слое. Вследствие возникновения этих сил образуется суммирующая сила — полная **аэродинамическая сила** R, вектор ее несколько отклонен назад и направлен под углом к набегающему воздушному потоку. Это отклонение объясняется разностью давлений между передним и задним ребрами, а также силами трения в пограничном слое.

Точка приложения полной аэродинамической силы находится в месте наибольшей разности давлений и называется **центром давления.**

Разложим силу R по правилу параллелограмма на две составляющие — силу, направленную по потоку и тормозящую движение пластины, называют силой лобового сопротивления X, вторую силу, направленную перпендикулярно набегающему невозмущенному потоку, называют подъемной силой и обозначают Y.

Таблица 2

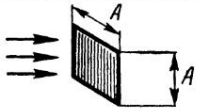
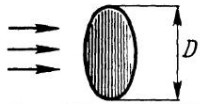
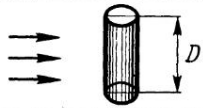
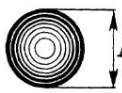
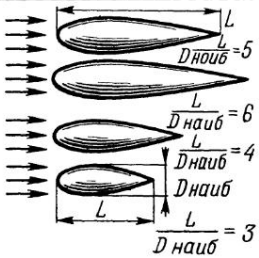
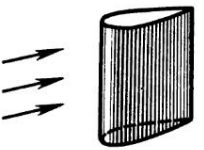
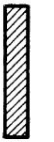
Наименование тела	Форма тела	Площадь наибольшего поперечного сечения	Коэффициент C_x
Плоская квадратная пластина		A^2	1,28
Парашют		$\frac{\pi D^2}{4}$	1,28
Полое полушарие		$\frac{\pi D^2}{4}$	1,42
Плоская круглая пластина		$\frac{\pi D^2}{4}$	1,16
Круглый высокий цилиндр		DH	0,80
Полое полушарие		$\frac{\pi D^2}{4}$	0,36
Шар		$\frac{\pi D^2}{4}$	0,20
Тела вращения (удобообтекаемые)		 $\frac{\pi D^2_{наиб}}{4}$	0,06 0,072 0,054 0,05

Рис. 18. Таблица значений C_x для тел различной формы (табл. 2)

Таблица 3

Наименование детали	Изображение детали	Площадь наибольшего поперечного сечения	Коэффициент C_x
Фюзеляж плохой формы			0,30
Колесо обтянутое			0,40
Фюзеляж хорошей обтекаемой формы			0,20
Фюзеляж весьма обтекаемой формы			0,10
Колесо в обтекателе			0,20
Стойка обтекаемой формы			0,10

и деталей самолета (табл. 3)

Как показывают расчеты теоретических и экспериментальных исследований, величина полной аэродинамической силы определяется по формуле

$$R = C_R \frac{\rho V^2}{2} S, \qquad (3.1)$$

где C_R — безразмерный коэффициент полной аэродинамической силы, который определяется опытным путем при продувке моделей в аэродинамических трубах, он характеризует собой зависимость силы R от формы тела, состояния поверхности тела и положения тела в потоке воздуха; ρ — массовая плотность воздуха, кгс·с^2/м^4; S — характерная площадь тела, м^2; V — скорость невозмущенного воздушного потока, обтекающего тело, м/с.

3.3. ВОЗНИКНОВЕНИЕ СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Выше мы отметили, что сила, тормозящая движение пластины и направленная по потоку, называется силой лобового сопротивления. Она возникает за счет сил трения в пограничном слое и разности давлений перед телом и позади него. Поэтому можно сказать, что составляющими элементами силы лобового сопротивления являются сопротивление давления и сопротивление трения.

От формы тела зависит, какая из этих составляющих является преобладающей. У тел неудобообтекаемой формы преобладает сопротивление давления, а у тел удобообтекаемой формы — сопротивление трения. С целью уменьшения сопротивления трения выбирают хорошо обтекаемую форму тела, а поверхность его обрабатывают, шлифуют и полируют.

Сила лобового сопротивления X математически выражается формулой

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \qquad (3.2)$$

где C_x — аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления, определяемый для каждого тела опытным путем.

В табл. 2 и 3, представленных на рис. 18, даны значения коэффициентов C_x для тел различной конфигурации и несущих деталей самолета, отнесенные к площади наибольшего поперечного сечения. Из таблиц видно, что наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления имеют обтекаемые тела вращения, величина которых зависит от удлинения тела.

Удлинение — отношение длины тела к его диаметру. Наиболее выгодное удлинение равно 3...3,5.

При меньшем удлинении растет сопротивление давления, при большем — сопротивление трения.

Наибольший коэффициент лобового сопротивления создает полушар вследствие большой разности давления (при положении выпуклой части назад), а если выпуклая часть находится впереди, то коэффициент сопротивления уменьшается в 4 раза. На этом принципе основано устройство анемометра — прибора для определения скорости ветра.

В табл. 3 даны также коэффициенты несущих деталей самолета. Используя табл. 1 и 3, решим задачу.

Задача. Определить лобовое сопротивление фюзеляжа самолета Як-52, летящего на скорости 260 км/ч (75 м/с) на высоте 1000 м. Фюзеляж имеет хорошую обтекаемую форму. Площадь миделя фюзеляжа 0,787 м^2.

Решение. 1. По табл. 3 (рис. 18) находим коэффициент, он равен $C_x=0{,}20$. Определим по табл. 1 плотность воздуха на высоте 1000 м, она равна $\rho=0{,}1134$.

2. Определим величину лобового сопротивления

$$X=0{,}2\,\frac{0{,}1134\cdot 75^2}{2}\cdot 0{,}787=50{,}0 \text{ кгс}.$$

Ответ. Лобовое сопротивление фюзеляжа самолета Як-52 равно 50,0 кгс.

Глава 4. ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ Як-52 И Як-55. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА САМОЛЕТОВ

Самолет Як-52 (рис. 19, а) предназначен для обучения курсантов и спортсменов авиационно-спортивных организаций ДОСААФ днем в простых и сложных метеоусловиях, с отработкой техники пилотирования по кругу, в зону, самолетовождения, групповой слетанности и некоторых элементов боевого применения.

Самолет Як-52 представляет собой цельнометаллический моноплан с низким расположением крыла. Имеет поршневой двигатель воздушного охлаждения М-14П с воздушным винтом В350ТА-Д35 изменяемого шага.

Экипаж состоит из двух человек: впереди — курсант, сзади — инструктор. Фюзеляж самолета полумонококовой конструкции с работающей обшивкой.

Крыло трапециевидной формы, состоит из двух консолей. Имеет посадочные щитки типа «Шренк».

Хвостовое оперение трапециевидной формы, состоит из горизонтального и вертикального оперения. Горизонтальное опе-

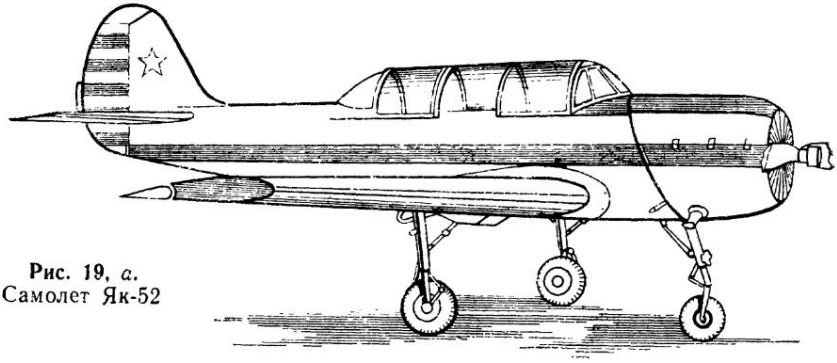


Рис. 19, *а.*
Самолет Як-52

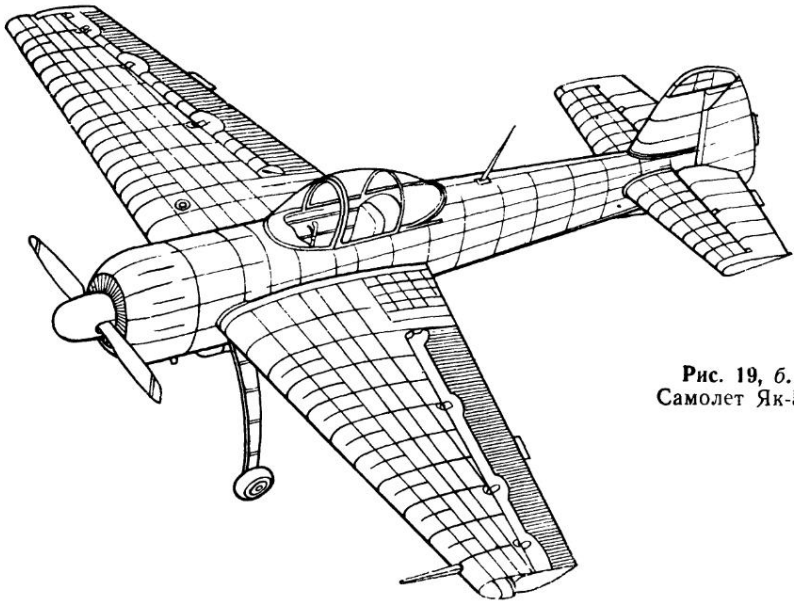


Рис. 19, *б.*
Самолет Як-55

рение состоит из двух неразъемных консолей, левая половина руля высоты снабжена триммером.

Шасси трехколесное с передней стойкой. Основные стойки шасси убираются под крыло вперед. Передняя стойка шасси убирается назад, под фюзеляж.

Управление самолетом тросовое. Управлять самолетом можно как из передней, так и из задней кабины.

Самолет Як-55 (рис. 19, б) предназначен для тренировки летчиков-спортсменов авиационно-спортивных организаций ДОСААФ прямому и обратному пилотажу по программам чемпионатов мира.

Самолет представляет собой цельнометаллический моноплан со средним расположением свободнонесущего крыла симметричного профиля, с поршневым двигателем воздушного охлаждения М-14П и воздушным винтом В530ТА-Д35. Экипаж состоит из одного человека. Фюзеляж самолета — полумонококовой конструкции с работающей обшивкой. Крыло трапециевидной формы, состоит из двух консолей, на элеронах установлены аэродинамические компенсаторы.

Хвостовое оперение трапециевидной формы, состоит из вертикального и горизонтального оперения симметричного профиля.

Шасси трехколесное, неубирающееся, с хвостовой опорой. Управление самолетом тросовое.

Летно-технические данные самолетов, их устойчивость и управляемость определяются геометрическими, аэродинамическими и весовыми характеристиками самолетов и их силовой установкой.

В свою очередь аэродинамические характеристики зависят от геометрических данных самолетов и их аэродинамической компоновки.

4.1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ Як-52 И Як-55

	Як-52	Як-55
Длина самолета, м	7,676	7,507
Высота на стоянке, м	2,7	2,2
Колея шасси, м	2,715	2,4
База шасси на стоянке, м	1,860	5,71
Стояночный угол самолета, град	4	9,40
Крыло:		
профиль	ClazKУН	Симметричный с относительной толщиной 16,4% у корня и 12,2% на конце
размах, м	9,30	9,0
площадь, м²	15,0	14,805
длина средней аэродинамической хорды (САХ), м	1,640	1,746
поперечное V крыла, град	2	0
угол установки крыла, град	+2	0
площадь элеронов, м²	1,98	3,14
отклонение элеронов, град:		
вверх	22	22,1
вниз	16	22,1
Горизонтальное оперение:		
площадь, м²	2,86	3,09
размах, м	3,160	3,15
угол установки, град	1°30′	0
площадь стабилизатора, м²	1,535	1,69
площадь руля высоты, м²	1,325	1,40

отклонение руля высоты, град:		
вверх	25	25±1
вниз	25	25±1
Вертикальное оперение:		
площадь, м²	1,48	1,416
площадь киля, м²	0,609	0,398
площадь руля направления, м²	0,871	1,018
отклонение руля направления, град:		
влево	27	27±1
вправо	27	27±1

4.2. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА Як-55

Максимальный взлетный вес, кгс:	
в тренировочном варианте	870
в перегоночном варианте	975
Максимальная допустимая скорость полета, км/ч	450
Максимальная скорость пилотирования, км/ч	360
Скорость сваливания самолета в штопор, км/ч:	
в прямом полете	100...105
в перевернутом полете	105...115
Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка в тренировочном варианте:	
положительная	9
отрицательная	6
Максимальная скорость горизонтального полета у земли, км/ч:	
на взлетном режиме	320
на номинальном режиме	300
Максимальная вертикальная скорость, м/с:	
на взлетном режиме у земли	15,5
на номинальном режиме у земли	10,0
на H=1000 м	8,5
на H=3000 м	5,2
Взлетно-посадочные характеристики:	
скорость отрыва, км/ч	125
длина разбега, м (ИВПП)	150
посадочная скорость, км/ч	130
длина пробега, м (без применения тормозов)	465

Практическая дальность и продолжительность полета в перегоночном варианте на высоте 500 м и приборной скорости 190 км/ч составляет:

при гарантийном остатке топлива 25%	585 км,	3 ч 04 мин
при гарантийном остатке топлива 10%	705 км,	3 ч 40 мин

4.3. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА Як-52

Максимальная скорость горизонтального полета на высоте 500 м при взлетном режиме работы двигателя составляет:	
с колесным шасси	300 км/ч
с лыжным шасси	260 км/ч
Максимальная практическая дальность и продолжительность полета на высоте 500 м и скорости полета 190 км/ч при взлете с массой 1290 кг (запас топлива 119 л) с остатком топлива 10% составляет:	510 км, 2 ч 46 мин

Максимальная практическая дальность полета самолета с лыжным шасси (в перегоночном варианте с одним летчиком) на высоте 500 м и скорости 175 км/ч составляет	435
Скорость сваливания на режиме работы двигателя малый газ составляет:	
в прямом полете	140 км/ч
в перевернутом полете	110 км/ч
с выпущенными щитками	100 км/ч
Длина разбега при скорости отрыва 120 км/ч составляет:	
с колесным шасси	180 м
с лыжным шасси	200 м
Длина пробега при скорости сваливания 115 км/ч:	
с колесным шасси	300 м
с лыжным шасси	240 м
Максимальный взлетный вес, кгс	1290
Вес пустого самолета, кгс	1040+10
Максимально допустимая скорость полета, км/ч	420
Максимальная скорость пилотирования, км/ч	360
Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки самолета с колесным шасси:	
положительная	7
отрицательная	5
С лыжным шасси:	
положительная	5
отрицательная	2,5
Максимально допустимая скорость полета, км/ч:	
с выпущенным шасси	200
с выпущенными посадочными щитками	170
Максимальная вертикальная скорость, м/с:	
на взлетном режиме у земли	15,5
на номинальном режиме у земли	10,0
на $H=1000$ м	8,5
на $H=3000$ м	5,2

4.4. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ САМОЛЕТОВ Як-52 И Як-55

Запрещается:
при остатке топлива 20 кг и менее выполнять пилотаж;
в связи с отсутствием на самолете кислородного оборудования выполнять полеты на высотах более 4000 м;
выполнять перевернутый полет более двух минут (перевернутый полет выполнять через три минуты прямого полета);
при полете с выпущенными шасси (колесным или лыжным), ввод самолета в перевернутый полет и выполнять фигуры сложного и высшего пилотажа (для самолета Як-52);
выполнять полеты при превышении скорости ветра на взлете и на посадке, м/с:

	Як-52	Як-55
встречная составляющая	15	10,0
боковая составляющая под углом 90°	6	5,0

Ограничения по двигателю М-14П

Время непрерывной работы двигателя, мин:	
на взлетном режиме, не более	— 5
на максимально допустимых, не более	— 1

Время непрерывного перевернутого полета, мин (повторный полет разрешается выполнять через три минуты прямого полета)	— не более 2
Температуры масла на входе в двигатель:	
максимальная при длительной работе	— не более 75° С
максимально допустимая в течение 15 мин непрерывной работы двигателя	— 85° С
Температура головок цилиндров:	
максимальная при длительной работе двигателя	— 220° С
максимально допустимая при взлете и наборе высоты не более 15 мин и не более 5% от ресурса	— 240° С

4.5. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА САМОЛЕТОВ Як-52 И Як-55

Аэродинамическая компоновка самолетов выбрана конструкторским бюро по условиям наилучшего удовлетворения заданным летно-техническим характеристикам. Большое внимание при конструировании самолетов уделялось получению наиболее высокого аэродинамического качества в заданном диапазоне скоростей, благоприятных характеристик обтекания при больших углах атаки, высокой эффективности органов управления, малого взлетного веса.

Аэродинамическая компоновка самолетов — типичная дозвуковая. Самолеты имеют удлинение λ: Як-52 — 6,01, Як-55 — 5,47. Крыло самолета Як-52 набрано из несимметричных профилей ClazКУН относительной кривизной $\bar{f}=27...21\%$, относительной толщиной $\bar{c}=14\%$ на конце крыла и $\bar{c}=25\%$ — у фюзеляжа. Максимальная толщина профиля расположена на расстоянии, равном 25% хорды от носка. Передняя часть профиля имеет радиус закругления, позволяющий реализовать подсасывающую силу и уменьшить лобовое сопротивление. Соответствующий радиус закругления позволяет отодвинуть срыв потока на углы атаки до $\alpha_{кр}=18{,}0°$ (α — угол, заключенный между хордой крыла и вектором скорости набегающего потока).

Крыло самолета Як-55 набрано из симметричных профилей с относительной толщиной у фюзеляжа $\bar{c}=16{,}4\%$ и до $\bar{c}=12{,}2\%$ на конце крыла. Максимальная толщина профиля расположена на 25% хорды от крыла. Передняя часть профиля имеет большой радиус закругления, что позволяет реализовать подсасывающую силу лучше, чем у крыла самолета Як-52, и уменьшить лобовое сопротивление. Применение профилей с большой относительной толщиной и большим радиусом закругления носка отодвигает срыв потока на большие углы атаки до $\alpha_{кр}=19{,}5°$, что позволяет производить полет на малых прибор-

ных скоростях. Большой радиус закругления носка крыла благоприятно сказывается также и на развитии срыва потока на углах атаки, близких к критическому. Срыв потока сначала зарождается у задней кромки крыла, а затем по мере дальнейшего увеличения углов атаки распространяется к передней кромке, охватывая все большую и большую часть крыла. Такое плавное развитие срыва потока вызывает появление предупредительной тряски, сигнализирующей летчику о приближении самолета к критическим углам атаки.

Для обеспечения поперечной устойчивости самолета Як-52 полукрылья имеют положительный угол поперечного V, равный 2°. На полукрыльях установлены посадочные щитки для увеличения несущих способностей и улучшения посадочных характеристик самолета Як-52.

Элероны крыльев самолетов Як-52 и Як-55 имеют осевую аэродинамическую компенсацию, которая составляет у самолета Як-52 13%, у самолета Як-55 10% площади элеронов. Аэродинамическая компенсация служит для уменьшения усилий на ручке управления при отклонении элеронов.

На носке левого полукрыла самолета Як-52 против элерона установлен датчик срыва ДС-1, вызывающий преждевременный срыв потока, предупреждающий летчика о приближении скорости полета к скорости сваливания звуковой и световой сигнализацией.

Угол установки крыла самолета Як-52 равен $\varphi_{кр}=2°$, самолета Як-55 $\varphi_{кр}=0°$ и выбран из расчета, чтобы фюзеляж самолета имел наименьшее сопротивление на максимальном крейсерском режиме полета (0,85 V_{max}).

Фюзеляж самолетов представляет собой тело вращения сравнительно небольшого удлинения (Як-52 — $\lambda_ф=6{,}07$, Як-55 — $\lambda_ф=6{,}07$). Уменьшение удлинения фюзеляжа способствует уменьшению обтекаемой поверхности и, как следствие,— уменьшению сопротивления трения, которое составляет около 70% общего сопротивления при безотрывном обтекании. Уменьшение сопротивления фюзеляжа увеличивает качество самолета.

Хвостовое оперение набрано из симметричных профилей с относительной толщиной $\bar{c}=7\%$ у самолета Як-52 и $\bar{c}=15\%$ у самолета Як-55. Угол установки стабилизатора самолета Як-52 равен 1°30′, самолета Як-55 — 0°.

На руле высоты самолета Як-52 установлен аэродинамический триммер с механическим управлением из обеих кабин. Руль высоты имеет аэродинамическую компенсацию для самолета Як-52, равную 18,4%, и для Як-55 — 22,5% площади руля высоты.

Руль направления самолетов Як-52 и Як-55 триммера не имеет. Осевая компенсация составляет: для Як-52 — 4,4%, для Як-55 — 19,5% площади руля направления.

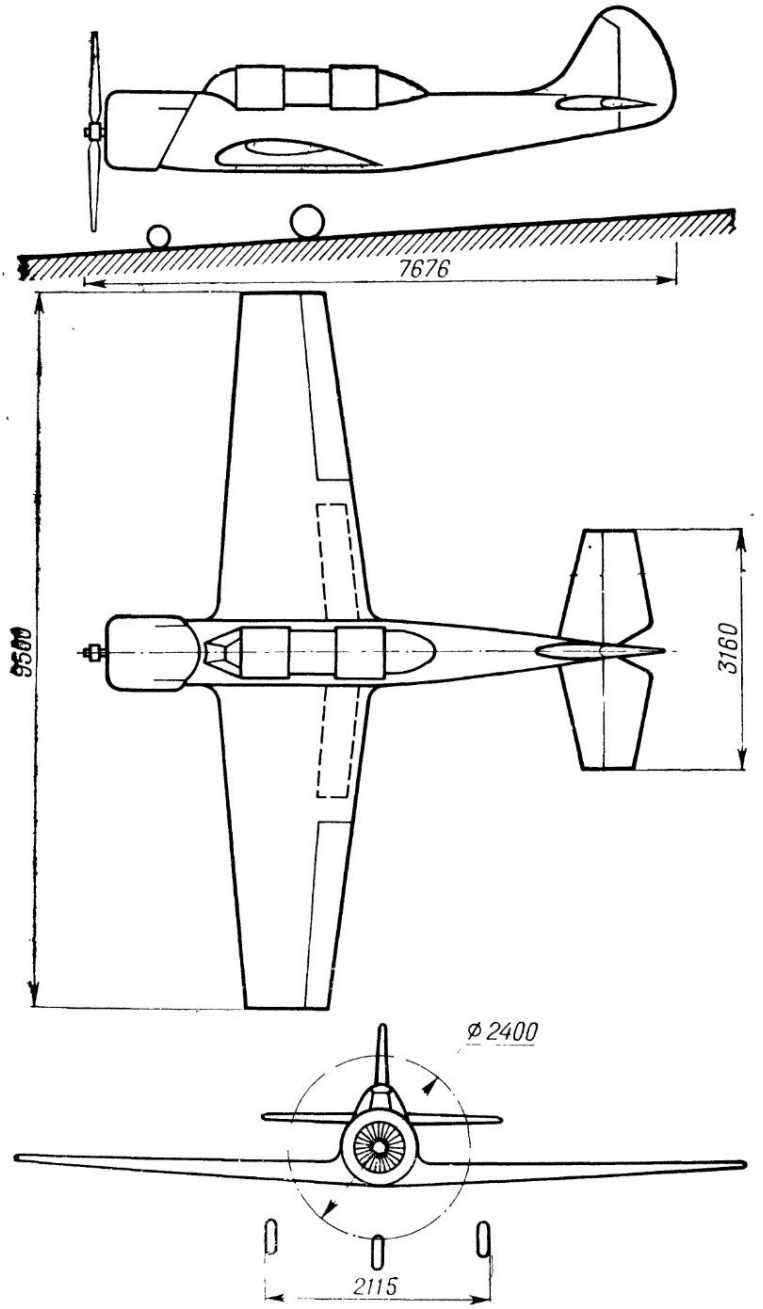


Рис. 20. Общий вид самолета Як-52 в трех проекциях

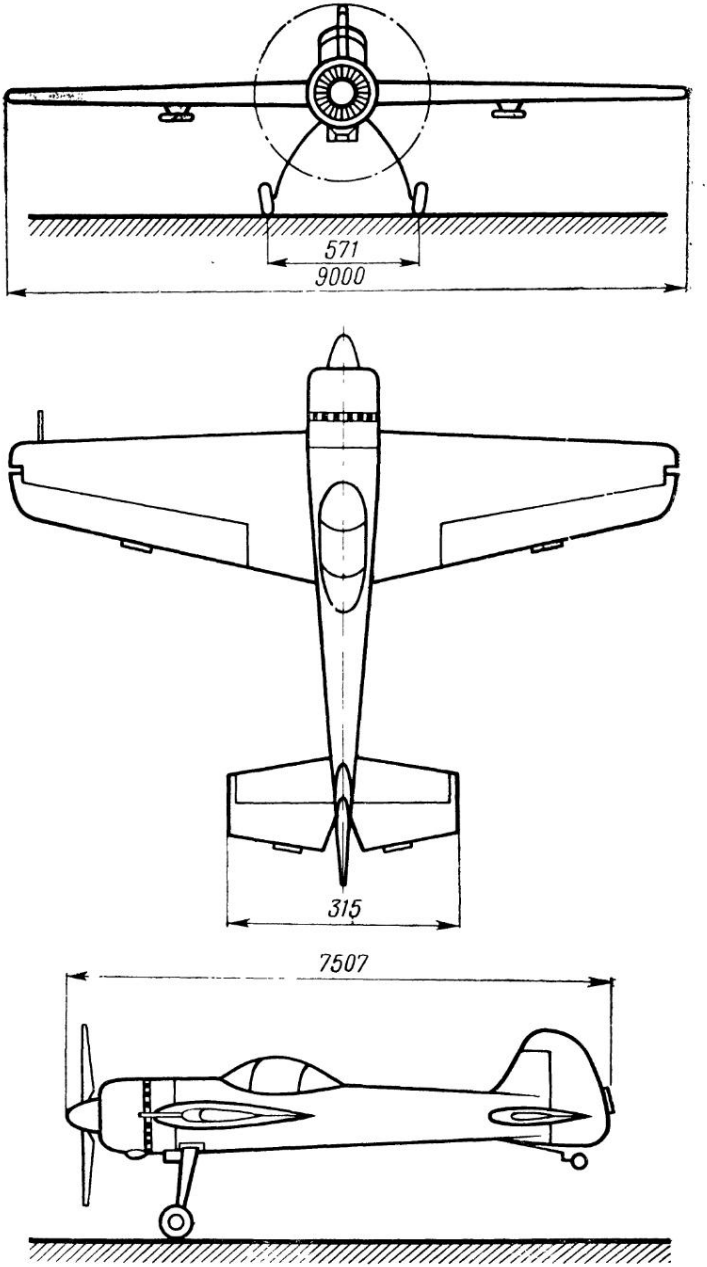


Рис. 21. Общий вид самолета Як-55 в трех проекциях (колеса шасси подняты на подъемнике)

Шасси самолета Як-52 трехколесное, убирающееся в полете. Такая схема шасси обеспечивает хорошую устойчивость при движении на земле и хорошую проходимость.

Основные стойки шасси убираются под крыло вперед, против воздушного потока, передняя стойка убирается под фюзеляж по направлению воздушного потока.

Выпуск шасси увеличивает коэффициент лобового сопротивления на $C_{x_{шас}} = 0{,}002$, балансировка самолета изменяется в пределах от 19 до 25% в зависимости от выпуска шасси и от количества топлива.

Шасси самолета Як-55 — трехколесное, с хвостовой опорой. Такая схема шасси позволяет уменьшить вес самолета и требует от летчика определенного опыта при рулении, выполнении взлета и посадки.

Поверхность самолетов имеет хорошую отделку, что способствует уменьшению сопротивления трения и увеличению аэродинамического качества самолетов.

Вид самолетов Як-52 и Як-55 в трех проекциях показан на рис. 20, 21.

Глава 5. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ Як-52 И Як-55

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.

Профиль крыла — это его поперечное сечение (рис. 22). Профили бывают следующих видов: симметричные и несимметричные. Несимметричные профили подразделяются на вогнуто-выпуклые, плосковыпуклые, двояковыпуклые. На самолете Як-52 применен несимметричный плосковыпуклый профиль. На самолете Як-55 применен симметричный профиль, двояковыпуклый.

Профиль крыла имеет следующие характеристики (рис. 23).

Хорда крыла b — это наикратчайшее расстояние между противоположными точками профиля (передней и задней).

Относительная толщина $\bar{c}$ — это максимальная толщина профиля, выраженная в процентах длины хорды. Если $\bar{c}$ меньше

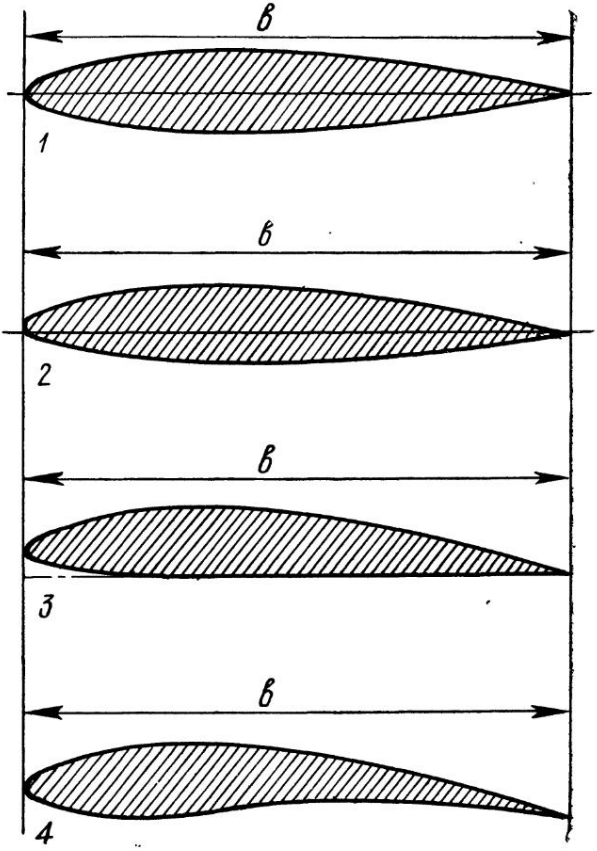


Рис. 22. Формы профилей крыльев:
1 — симметричный (самолет Як-55); *2* — несимметричный; *3* — плосковыпуклый (профиль самолета Як-52); *4* — двояковыпуклый

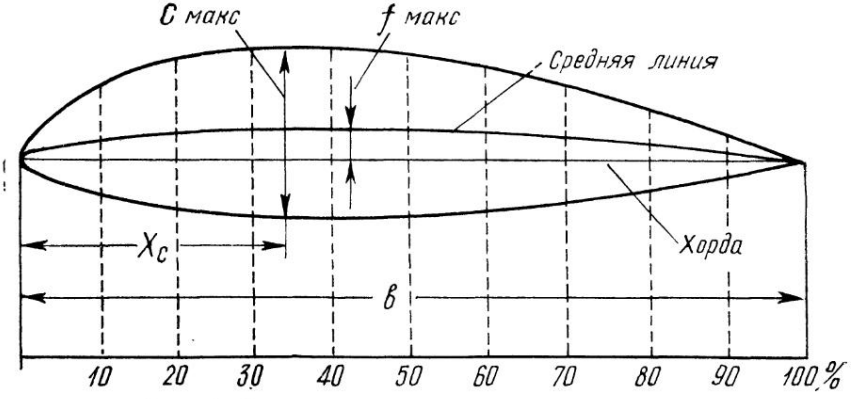


Рис. 23. Геометрические характеристики профилей:
в — хорда профиля; $C_{макс}$ — наибольшая толщина; $f_{макс}$ — стрела кривизны; X_c — координата наибольшей толщины. Относительная толщина $\bar{c} = \frac{C}{b} \cdot 100\%$. Относительная кривизна $\bar{f} = \frac{f}{b} 100\%$

8% длины хорды — профиль называется тонким, если $\bar{c}$ составляет 8...12% — профиль средний, если $\bar{c}$ больше 12% — профиль толстый. У самолета Як-52 с концевой хорды равна 9%, корневой хорды — 14%. У самолета Як-55 $\bar{c}$ корневой хорды равна 16,4%, концевой хорды — 12,2%.

Относительная кривизна — это расстояние между средней линией профиля и хордой, выраженное в % длины хорды. Среднюю линию получим, если проведем перпендикулярные линии к линии хорды, поставим точки, делящие отрезки пополам, и соединим эти точки линией. Относительная кривизна обычно равна 2...4% длины хорды. У симметричных профилей относительная кривизна равна нулю.

В аэродинамических лабораториях ЦАГИ проходят исследования все профили и каждому профилю присваивается наименование и номер. Иногда в маркировке профиля указываются его основные характеристики. Первая цифра — расстояние максимальной толщины профиля от его передней точки в % длины хорды, последние две цифры — относительная толщина профиля.

Часто крыло имеет набор различных профилей по размаху с различной кривизной. Такой набор называется закруткой крыла, которая применяется с целью увеличения прочности крыла и улучшения его аэродинамического качества.

5.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА В ПЛАНЕ

Крылья современных самолетов в плане могут быть эллипсовидные, прямоугольные, трапециевидные, стреловидные и треугольные (рис. 24). Наивыгоднейшей в аэродинамическом отношении является эллипсовидная форма, но конструктивное изготовление ее представляет значительные трудности. Прямоугольная форма наименее выгодная, применяется редко. Наиболее распространена трапециевидная форма, она несколько труднее в изготовлении, но по аэродинамическим характеристикам лучше прямоугольной. Самолеты Як-52 и Як-55 имеют трапециевидные крылья. Стреловидные и треугольные крылья применяются на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета. На дозвуковых скоростях полета они по аэродинамическим характеристикам уступают прямоугольным и трапециевидным крыльям, а на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях имеют большие преимущества. Форма крыла в плане имеет следующие характеристики (рис. 25).

Размах крыла l — это расстояние между концами крыла по прямой линии (у самолета Як-52 l равен 9,5 м, Як-55 — l=9 м).

Площадь крыла S равна произведению размаха крыла к средней аэродинамической хорде крыла $b_{ср}$ и выражается в м^2:

$$S_{кр} = l b_{ср} \qquad (5.1)$$

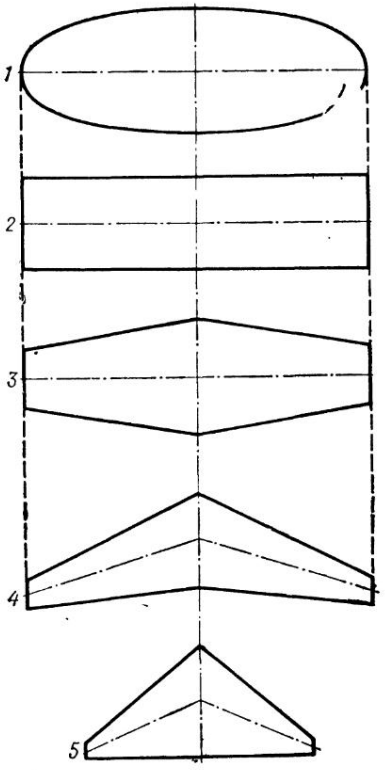


Рис. 24. Форма крыла в плане:
1 — эллипсовидное; *2* — прямоугольное; *3* — трапециевидное; *4* — стреловидное; *5* — треугольное

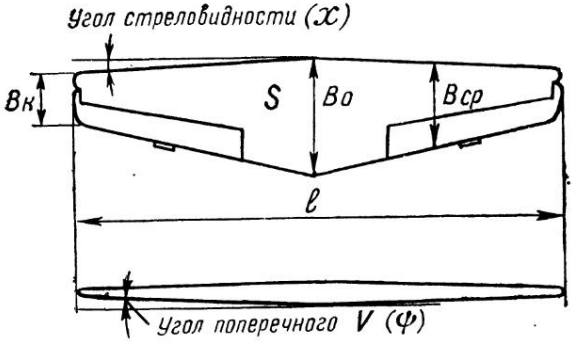


Рис. 25. Геометрические характеристики крыла:
l — размах крыла; $b_к$ — концевая хорда; $b_{ср}$ — средняя хорда крыла; S — площадь крыла; Φ — угол поперечного V; χ — угол стреловидности крыла

(S = 15 м²—Як-52, S = 14,8 м²—Як-55),

где $b_{ср} = \frac{b_к + b_о}{2}$, (5.2)

b_0 — корневая хорда, м; $b_к$ — концевая хорда, м.

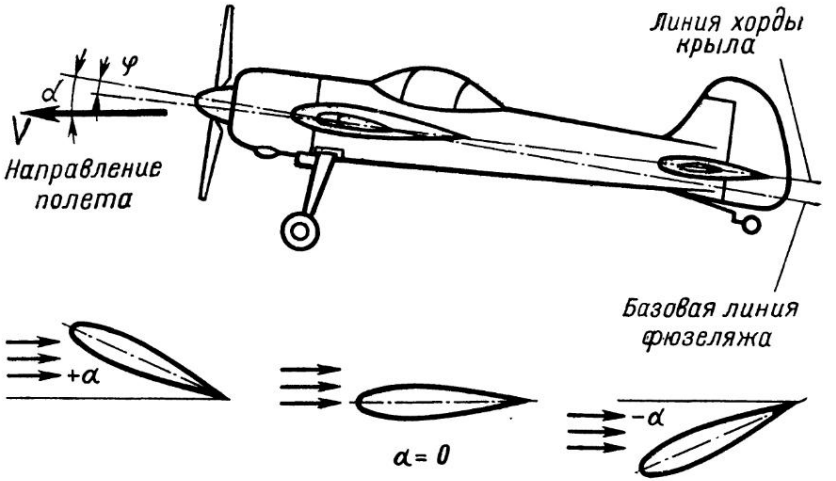


Рис. 26. Угол установки и угол атаки крыла: внизу — положительный, нулевой и отрицательный угол атаки

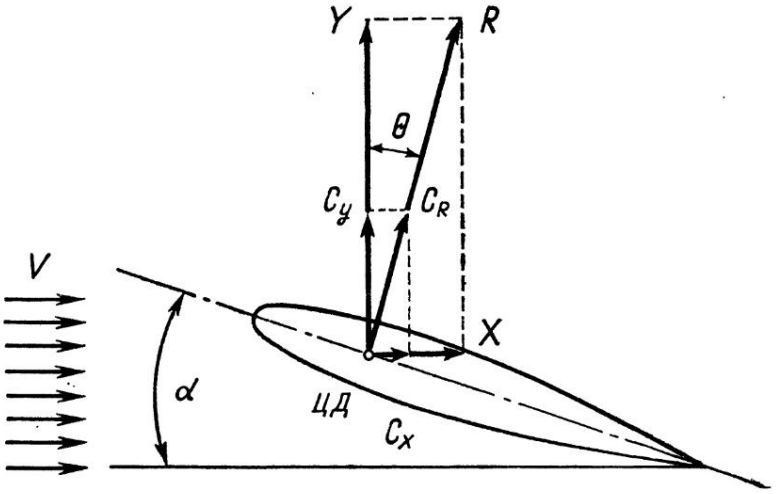


Рис. 27. Аэродинамические силы крыла и их коэффициенты

Удлинением крыла λ называется отношение размаха крыла к средней аэродинамической хорде:

$$\lambda = \frac{l}{b_{ср}}. \qquad (5.3)$$

Эту формулу можно записать и по-другому, подставив значения из формулы (5.1) в формулу (5.3), получим

$$\lambda = \frac{l^2}{S_{кр}}. \qquad (5.4)$$

Для сверхзвуковых и околозвуковых самолетов удлинение крыла составляет 2...5, для дозвуковых самолетов 12...15. Удлинение крыла самолета Як-52 равно 6,01, Як-55 — 5,47.

Сужением крыла η называется отношение корневой хорды к концевой:

$$\eta = \frac{b_o}{b_к}. \qquad (5.5)$$

Для дозвуковых самолетов оно не превышает 3. Для крыла самолета Як-52 η равно 1,98, для крыла Як-55 — 2,5. Для сверхзвуковых самолетов оно колеблется в больших пределах.

Угол поперечного V крыла Ψ — это угол между поперечной осью самолета и нижней поверхностью крыла самолета (рис. 25). У самолета Як-52 он составляет 2°, Як-55 — 0°.

Угол установки крыла φ (рис. 26) — это угол, составленный хордой крыла с базой фюзеляжа. Он обычно невелик и у разных самолетов колеблется от двух градусов до нуля. Угол установки крыла самолета Як-52 равен 2°, Як-55 — 0°.

Угол установки крыла выбирается конструктором с таким расчетом, чтобы на скоростях, на которых самолет больше всего будет летать, фюзеляж самолета устанавливался по потоку и имел бы наименьшее сопротивление.

При наличии угла установки более нуля градусов капот самолета наклоняется и обзор вперед улучшается.

Угол атаки крыла α — это угол между хордой крыла и направлением набегающего воздушного потока (вектором скорости движения самолета). Угол атаки положительный, когда поток набегает на нижнюю часть крыла, и отрицательный, когда набегает на верхнюю часть крыла (рис. 26). Угол атаки летчик может изменять в полете отклонением руля высоты вниз, вверх. Изменяя углы атаки и одновременно изменяя тягу винта, летчик выбирает нужную скорость полета и наклон траектории полета.

5.2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ КРЫЛА

Ранее рассматривалась полная аэродинамическая сила крыла R, которая определяется по формуле

$$R = C_R \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_R — безразмерный коэффициент полной аэродинамической силы.

Подъемная сила крыла составляет основную долю полной аэродинамической силы. Точкой приложения силы R считается пересечение линии действующей силы с хордой крыла (рис. 27). Эта точка называется **центром давления** (ЦД).

Направление полной аэродинамической силы и ее величина зависят от формы крыла, угла атаки и определяются углом Θ между линией действия силы R и перпендикуляром к направлению воздушного потока. Раскладывая полную аэродинамическую силу на две составляющие—перпендикулярную к потоку и по потоку, получим подъемную силу крыла и силу лобового сопротивления. Направление этих сил всегда неизменно, подъемная сила Y всегда направлена перпендикулярно направлению движения крыла, а сила лобового сопротивления X всегда направлена по воздушному потоку и определяется (в кгс) по формуле

$$X = C_X \frac{\rho V^2}{2} S.$$

В аэродинамике принято рассматривать не силы Y и X, а их аэродинамические коэффициенты C_y и C_x, значение которых получают путем продувки модели самолета в аэродинамической трубе или при помощи теоретических расчетов.

Величина аэродинамических коэффициентов зависит от формы и угла атаки крыла, такая зависимость называется **аэродинамическими характеристиками крыла (самолета).** Аэродинамические характеристики самолета (крыла) зависят от внешних форм самолета, положения шасси, посадочных щитков и других частей самолета.

Отношение $\frac{C_y}{C_x} = K$ называется аэродинамическим качеством самолета (крыла) и характеризует аэродинамическое совершенство самолета (крыла).

5.3. ПОДЪЕМНАЯ СИЛА КРЫЛА

Подъемная сила крыла возникает вследствие несимметричного обтекания его воздушным потоком. Это обтекание образуется в результате наличия или несимметричного профиля, или угла атаки, или одновременно двумя факторами сразу.

Рассмотрим обтекание крыла при положительном угле атаки (рис. 28). На рисунке видно, что воздушный поток делится носком крыла на два потока, которые обтекают нижнюю и верхнюю поверхности крыла. При этом струйки воздуха, обтекая верхнюю поверхность крыла, поджимаются и сечение их уменьшается. В соответствии с законом неразрывности струи скорость воздушного потока в струйках увеличивается и становится больше скорости воздушного потока струек, обтекающих нижнюю поверхность крыла.

В соответствии с законом Бернулли давление на нижней поверхности крыла будет больше, чем на верхней. В результате разности давлений возникает подъемная сила. Ее величина может быть подсчитана, если все векторы избыточных давле-

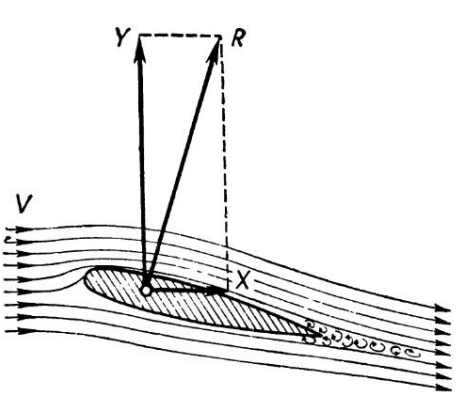


Рис. 28. Возникновение подъемной силы

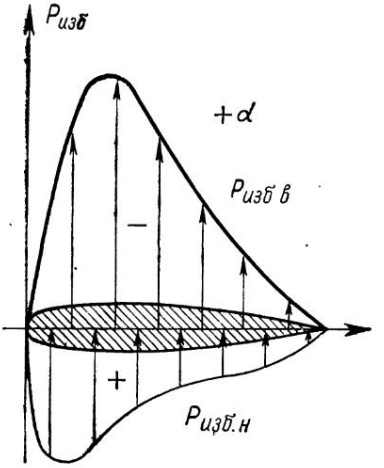


Рис. 29. Распределение избыточных давлений по профилю крыла

ний сверху и снизу крыла спроектировать на ось, перпендикулярную направлению набегающего невозмущенного воздушного потока. Так же можно определить равнодействующую этих сил (рис. 29). Подъемная сила Y, действующая на крыло, будет равна произведению разности средних избыточных давлений под крылом $P_{изб_н}$ и над крылом $P_{изб_в}$ на площадь крыла S и выражается в единицах кгс так:

$$Y = (P_{изб_н} - P_{изб_в}) \cdot S. \tag{5.6}$$

Если выразить $P_{изб}$ через коэффициенты давлений

$$\overline{P}_в = \frac{P_{изб\ в}}{\rho \frac{V^2}{2}}, \tag{5.7}$$

откуда

$$P_н = \overline{P}_{изб\ н} \frac{\rho V^2}{2} \tag{5.8}$$

и, подставив эти значения в формулу (5.6), получим

$$Y = (\overline{P}_н - \overline{P}_в) \frac{\rho V^2}{2} S. \tag{5.9}$$

Разность $(P_н - P_в)$ называется коэффициентом подъемной силы крыла C_y. Подставив это значение в формулу (5.9), получим формулу подъемной силы крыла:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S. \tag{5.10}$$

C_y характеризует несущую способность крыла, его способность создать подъемную силу и зависит от угла атаки и формы крыла.

5.4. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ОТ УГЛА АТАКИ

Так как подъемная сила самолета создается крылом самолета, то в аэродинамике считают, что параметры $C_{y_{сам}}$ для самолета и $C_{y_{кр}}$ для крыла практически имеют одну и ту же величину.

Как уже рассматривалось, коэффициент подъемной силы C_y по своей физической сущности представляет собой безразмерную величину, приходящуюся на единицу площади крыла, отнесенную к единице скоростного напора. Величина C_y характеризует степень использования площади крыла и скоростного напора для создания подъемной силы.

Для определения характера изменения коэффициента C_y в зависимости от угла атаки модели самолетов Як-52 и Як-55 продувались в аэродинамических трубах на различных углах атаки. Для каждого угла атаки замерялась соответствующая величина подъемной силы, а затем по формуле (5.10) подсчитывалась величина C_y и строились графики зависимости коэффициента C_y от угла атаки α (рис. 30). На рисунке изображены зависимости C_y от α самолетов Як-52 и Як-55. Из графика видно, что несимметричный профиль крыла самолета Як-52 при угле атаки $\alpha=0$ уже имеет некоторую подъемную силу. А симметричный профиль самолета Як-55 при $\alpha=0$ имеет нулевую подъемную силу.

Угол атаки, при котором коэффициент подъемной силы равен нулю, называется **углом атаки нулевой подъемной силы** и обозначается α_0. Этот угол для самолета Як-52 составляет 1°, для Як-55 — 0°.

Теория и продувка моделей самолетов показывают, что при безотрывном обтекании коэффициент подъемной силы увеличивается до определенного значения прямо пропорционально углу атаки.

Увеличение коэффициента C_y объясняется тем, что с увеличением угла атаки струйки воздуха около верхней поверхности крыла непрерывно сужаются, уменьшается площадь их поперечного сечения и давление падает. На нижней поверхности крыла поток воздуха несколько притормаживается, давление увеличивается, вследствие этого увеличивается разность давлений, в результате C_y изменяется следующим образом:

$$C_y = C_y^{\alpha}(\alpha - \alpha_0), \qquad (5.11)$$

где $C_y^{\alpha} = \frac{dC_y}{d\alpha}$ — коэффициент пропорциональности. Для самолета Як-52 C_y^{α} равен 4,81 1/рад, для Як-55 — 4,3 1/рад.

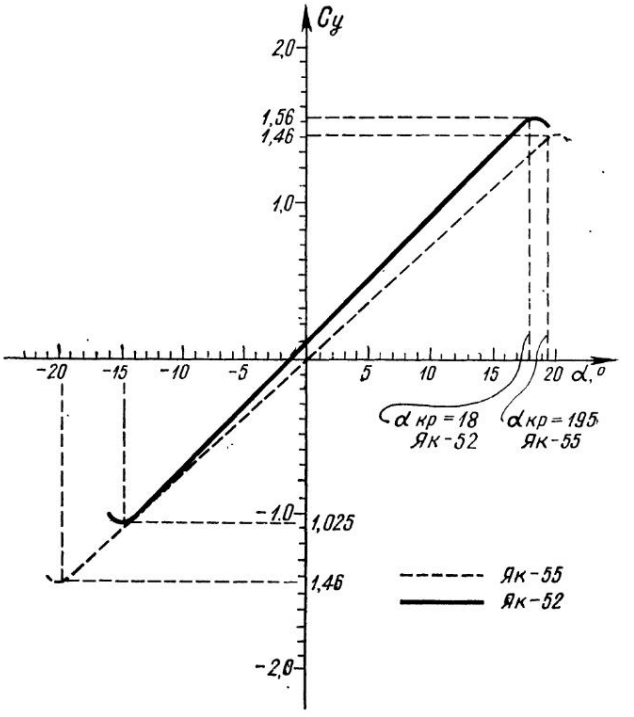


Рис. 30. Зависимость коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α самолетов Як-52 и Як-55

У симметричного профиля крыла самолета Як-55 параметры f и α_0 равны 0, следовательно, зависимость (5.11) будет следующей:

$$C_y = C_y^{\alpha} \alpha. \qquad (5.12)$$

Чем больше будет величина C_y, тем меньше наклонена кривая на графике (рис. 30).

Угол атаки, при котором C_y достигает максимального значения, называется критическим $\alpha_{кр}$. Для самолета Як-52 $\alpha_{кр}$ равен 18,0°, $C_{y_{макс}} = 1{,}56$, для Як-55 $\alpha_{кр}$ равен 19,5°, $C_{y_{макс}} = 1{,}46$. Диапазон углов атаки от α_0 до $\alpha_{кр}$ называется интервалом летных углов атаки, на которых осуществляется нормальный полет самолета. На углах атаки, близких к критическому, установившийся полет невозможен, так как в этом случае самолет обладает плохой устойчивостью и управляемостью и легко срывается в штопор.

При углах атаки, приближающихся к $\alpha_{кр}$, наблюдается нарушение линейного закона возрастания C_y^{α}. Это объясняется следующим. При приближении угла атаки к значению, близкому к критическому, нарушается плавное обтекание крыла воздушным потоком и происходит отрыв пограничного слоя.

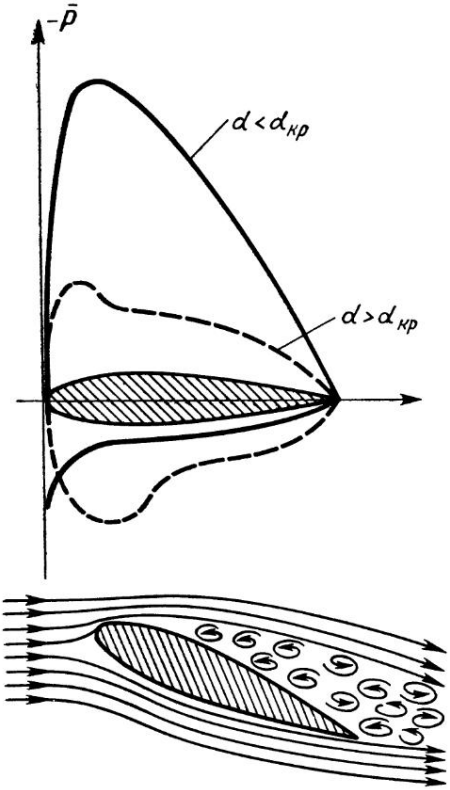


Рис. 31. Отрыв пограничного слоя на закритических углах атаки

Отрыв происходит у задней кромки крыла и потом перемещается к передней кромке. Коэффициент C_y еще увеличивается на определенную величину, но при критическом угле атаки область крыла, где происходит отрыв пограничного слоя, становится значительной, и C_y начинает уменьшаться.

На самолетах Як-52 и Як-55 срыв потока на верхней поверхности крыла развивается не мгновенно, а в некотором диапазоне углом атаки. Сначала, за 2...3° до критического угла атаки, срыв потока зарождается у задней кромки крыла, а по мере дальнейшего увеличения углов атаки он распространяется вперед к передней кромке крыла и в дальнейшем охватывает все крыло.

При отрыве пограничного слоя меняется картина распределения давления по профилю крыла. В передней части крыла оно продолжает уменьшаться, а в зоне сорванного пограничного слоя увеличивается. Под крылом давление изменяется в меньшей степени. Разность давлений над крылом и под ним уменьшается ($P_н$—$P_в$), C_y падает (рис. 31).

5.5. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА ОТ ЕГО ФОРМЫ И ПРОФИЛЯ

Для построения графиков зависимости $C_y=f(\alpha)$ для самолетов Як-52 и Як-55 необходимо знать значения α_o, C_y и $C_{y_{макс}}$ и их зависимость от формы крыла.

Угол атаки нулевой подъемной силы крыла самолета Як-55 равен нулю, а самолета Як-52 — $-1°$. У несимметричного профиля крыла самолетов других типов α_o в основном зависит от

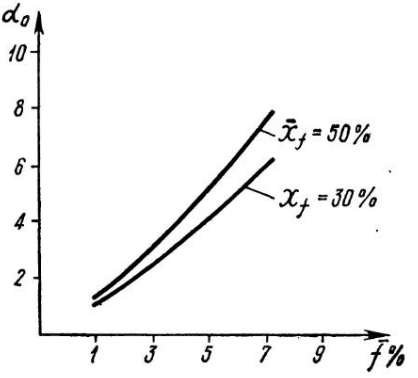


Рис. 32. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы (α_0) от кривизны профиля

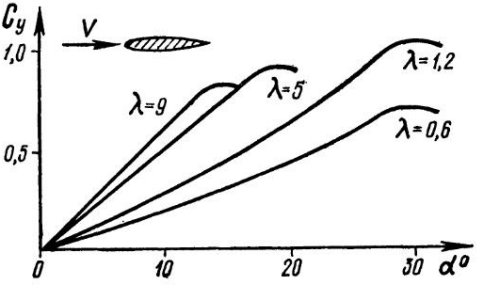


Рис. 33. Влияние удлинения крыла на кривую $C_y = f(\alpha)$

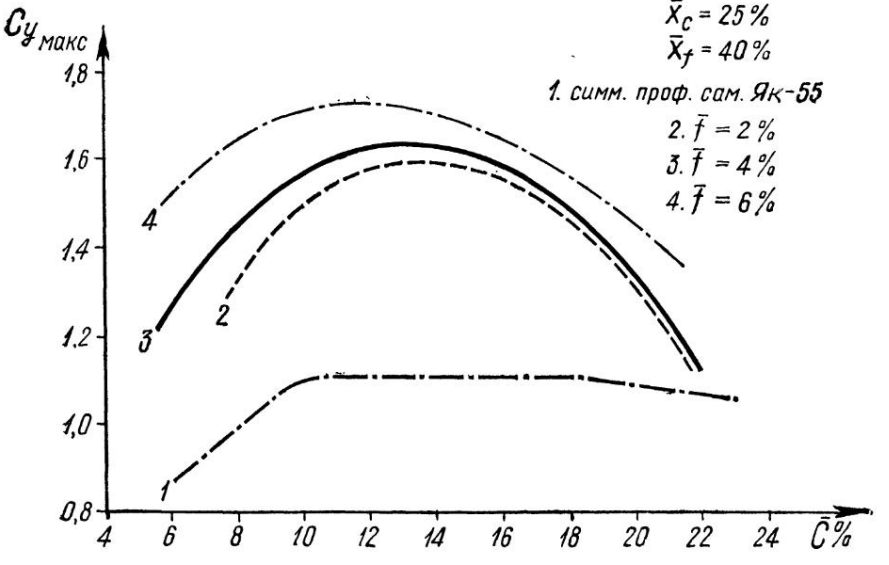


Рис. 34. Зависимость $C_{y\,макс}$ от относительной толщины профиля

кривизны профиля f и удаления максимального значения кривизны от его носка. Чем больше кривизна профиля и ближе к носку профиля максимальное значение кривизны, тем больше смещается значение угла атаки α_0 в сторону отрицательных величин (рис. 32).

Величина C_y^α зависит в основном от относительной толщины профиля $\bar{c}$ и удлинения крыла. У профиля крыла самолета Як-52 $\bar{c}$ равна 14...9, λ — 6,01, у Як-55 $\bar{c}$ равна 16...12, λ — 5,47. Чем толще профиль, тем меньше величина C_y^α. Следовательно, C_y^α самолета Як-55 меньше C_y^α самолета Як-52.

Удлинение крыла λ влияет на наклон кривой C_y^α (рис. 33). При уменьшении удлинения, начиная с λ 7...8, величина C_y^α при α=const значительно уменьшается. Это объясняется значительным перетеканием воздуха из-под крыла на его верхнюю поверхность через концевые части.

Коэффициент $C_{y_{макс}}$ зависит от формы крыла в плане, от кривизны профиля и его относительной толщины.

Увеличение кривизны профиля ведет к росту $C_{y_{макс}}$, наибольшее значение будет при расположении кривизны (ее максимального значения) на 1/3 хорды профиля.

Толщина профиля $\bar{c}$ оказывает влияние на $C_{y_{макс}}$, особенно при малых своих значениях (от 4 до 10%), где происходит быстрый рост коэффициента максимальной подъемной силы. При дальнейшем увеличении $\bar{c}$ до 14% рост $C_{y_{макс}}$ замедляется, при дальнейшем увеличении $\bar{c}$ $C_{y_{макс}}$ уменьшается (рис. 34).

5.6. ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

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

$$X_{кр} = X_{пр} + X_{инд} + X_в. \qquad (5.13)$$

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

Профильное сопротивление слагается из сопротивления давления и сопротивления трения:

$$X_{пр} = X_д + X_{тр}. \qquad (5.14)$$

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. 35, на рисунке обозначено $C_{x_{пр}}$ —коэффициент профильного сопротивления).

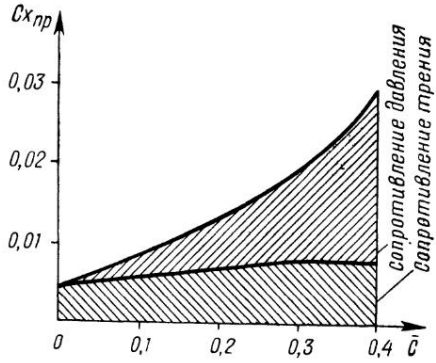


Рис. 35. График зависимости профильного сопротивления от толщины профиля

Чем больше относительная толщина $\bar{c}$ 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.

Для уменьшения сопротивления трения при подготовке самолетов к полету необходимо сохранять гладкость поверхнос-

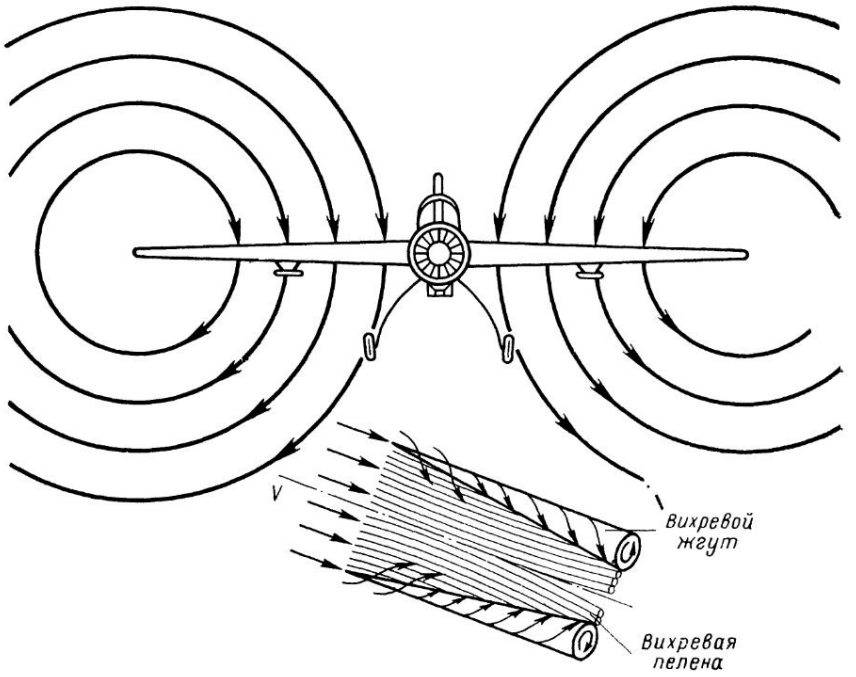


Рис. 36. Обтекание крыла конечного размаха

ти 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. 35). 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. 36).

Поток воздуха перетекает с нижней поверхности крыла на верхнюю, накладывается на воздушный поток, набегающий на верхнюю часть крыла, что приводит к образованию завихрений 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. Так как воздух

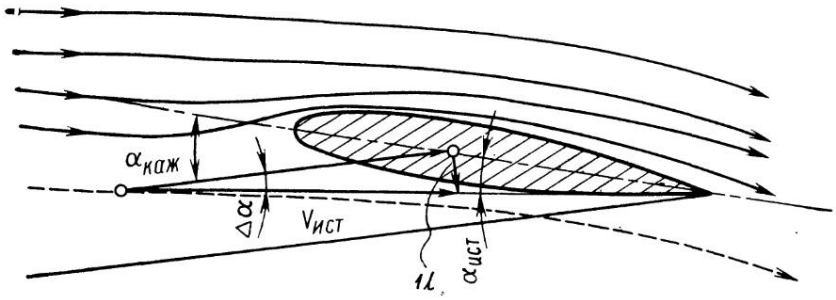


Рис. 37. Отклонение воздушного потока вниз, вызванное вихревым шнуром

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. 37). Величина его зависит от значения вертикальной скорости, индуктированной вихревым жгутом, и скорости набегающего потока V:

$$\operatorname{tg}\Delta\alpha \approx \Delta\alpha = \frac{U}{V}. \qquad (5.15)$$

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. 38):

$$\alpha_{ист} \approx \alpha_{каж} - \Delta\alpha = \alpha_{каж} - \frac{U}{V}. \qquad (5.16)$$

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:

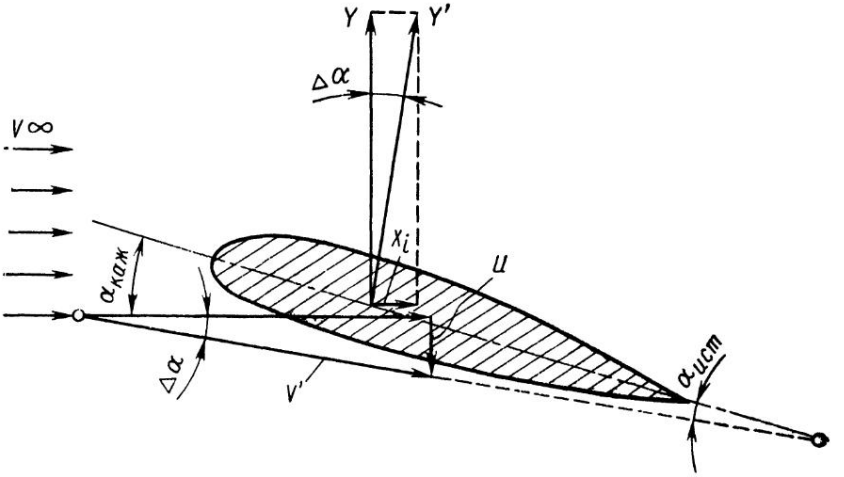


Рис. 38. Образование индуктивного сопротивления

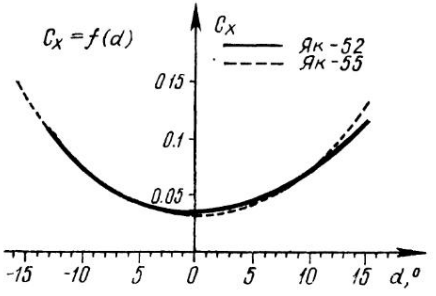


Рис. 39. Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_x от угла атаки самолетов Як-52 и Як-55

$$Y = Y'\cos\Delta\alpha \approx Y'. \qquad (5.17)$$

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

$$X_i = Y'\operatorname{tg}\Delta\alpha \approx Y'\Delta\alpha. \qquad (5.18)$$

Эта составляющая направлена по потоку и называется **индуктивным сопротивлением** (рис. 38).

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

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

$$\Delta\alpha = A = \frac{C_y}{\lambda}, \qquad (5.19)$$

где A — коэффициент, учитывающий форму крыла в плане.

Для крыльев самолетов коэффициент А равен

$$A = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{эф}}(1+\delta), \qquad (5.20)$$

где $\lambda_{эф}$ — удлинение крыла без учета площади фюзеляжа, занимающей часть крыла; δ — величина, зависящая от формы крыла в плане.

Подставим значения формул (5.19), (5.20) в формулу (5.18), преобразуя ее, получим

$$X_i = C_{X_i} \frac{\rho \cdot V^2}{2} S, \qquad (5.21)$$

где C_{x_i} — коэффициент индуктивного сопротивления. Он определяется по формуле $C_{X_i} = \frac{C^2_y}{\pi \cdot \lambda}$. Из формулы видно, что C_{x_i} прямо пропорционален коэффициенту подъемной силы и обратно пропорционален удлинению крыла.

При угле атаки нулевой подъемной силы α_0 индуктивное сопротивление будет равно нулю.

На закритических углах атаки нарушается плавное обтекание профиля крыла и, следовательно, формула определения C_{x_i} 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: $\lambda = 14...15$.

5.7. ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ САМОЛЕТА

Оно складывается из сопротивлений отдельных частей самолета, находящихся в потоке воздуха:

$$X_C = X_{кр} + X_ф + X_{в.о} + X_{г.о.} ... = C_X \frac{\rho \cdot V^2}{2} S',$$

где S' — площадь всех частей самолета, находящихся в воздушном потоке.

Сопротивление всех частей самолета обозначается $X_{вр}$ и называется вредным. Тогда полное лобовое сопротивление будет равно

$$X_C = X_{кр} + X_{вр},$$

подставим коэффициенты, получим

$$C_{X_C} = C_{X_{вр}} + C_{X_{кр}}.$$

Вредное сопротивление постоянно и не зависит от углов атаки вплоть до критических, когда срыв охватывает все крыло и захватывает фюзеляж. Значительную долю вредного сопротивления создает фюзеляж (до 20...25%).

5.8. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ОТ УГЛА АТАКИ

Коэффициент лобового сопротивления C_x представляет собой безразмерную величину лобового сопротивления, отнесенную к единице площади крыла и к единице скоростного напора.

Коэффициент C_x самолетов Як-52 и Як-55 состоит из коэффициентов профильного $C_{x_{пр}}$, индуктивного C_{x_i}, вредного $C_{x_{вр}}$ сопротивления:

$$C_x = C_{x_{пр}} + C_{x_1} + C_{x_{вр}}.$$

$C_{x_{пр}}$ и $C_{x_{вр}}$ можно практически пренебречь, так как величина их в диапазоне летных углов атаки практически постоянна, т. е. не зависит от углов атаки (от величины подъемной силы). Их значение в аэродинамике обозначается коэффициентом C_{x_0} (коэффициент лобового сопротивления при $C_y = 0$). Для самолета Як-52 $C_{x_0} = 0{,}0375$, для Як-55 $C_{x_0} = 0{,}032$. Коэффициент индуктивного сопротивления самолета определяется по формуле

$$C_{x_i} = \frac{1+\delta}{\pi \cdot \lambda_{эф}} C_y^2, \qquad (5.22)$$

где $\lambda_{эф}$ — эффективное удлинение крыла, оно меньше геометрического удлинения λ вследствие того, что часть крыла заполнена фюзеляжем и имеет меньшие несущие способности, что эквивалентно уменьшению удлинения крыла.

Для самолета Як-52 $\lambda_{эф} = 5{,}1$, $\delta = 0{,}015$, $A = 0{,}062$; для самолета Як-55 $\lambda_{эф} = 4{,}47$, $\delta = 0{,}0085$, $A = 0{,}07$.

Для самолета Як-52 $\alpha_{н.в} = 8°$, $C_{y_{н.в}} = 0{,}75$, $K_{макс} = 12{,}5$, самолета Як-55 $\alpha_{н.в} = 9°$, $C_{y_{н.в}} = 0{,}7$, $K_{макс} = 10$. Зависимость аэродинамического качества от изменения угла атаки самолетов Як-52 и Як-55 изображена на графике (рис. 40). Из графика видно, что на углах атаки, меньших или больших чем $\alpha_{н.в}$, аэродинамическое качество уменьшается. При углах атаки нулевой подъемной силы α_0 качество обращается в нуль.

Между качеством самолета и углом, составленным вектором полной аэродинамической силы и вектором подъемной силы, есть определенная зависимость. Из рис. 41 видно, что с увеличением качества самолета этот угол уменьшается. В аэродинамике этот угол называется **углом качества** и обозначается буквой Θ. Из прямоугольного треугольника, образованного векторами R и Y и проекцией X, имеем:

$$\operatorname{ctg}\theta = K = \frac{C_y}{C_x}, \qquad (5.23)$$

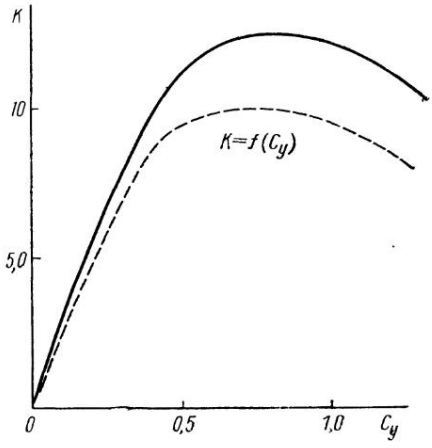


Рис. 40. Зависимость качества (К) самолетов Як-52 и Як-55 от величины коэффициента подъемной силы C_y (с учетом обдувки крыла воздушным винтом)

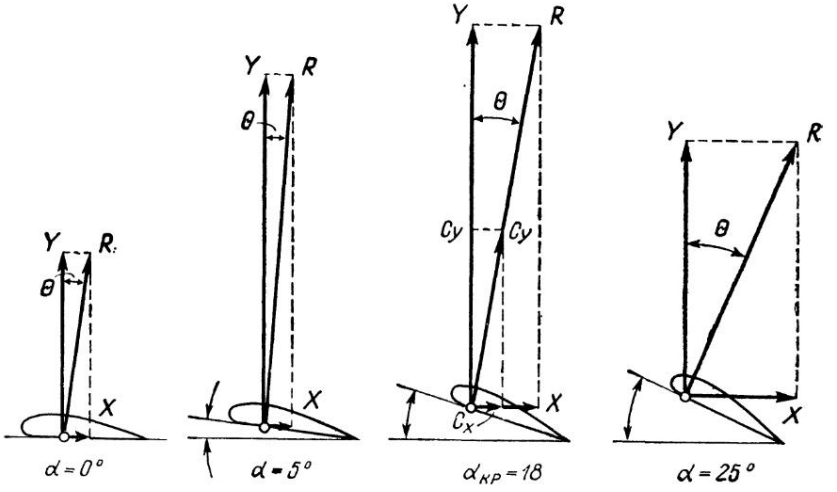


Рис. 41. Изменение аэродинамического качества крыла в зависимости от угла атаки

или

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{1}{K} = \frac{C_x}{C_y}, \qquad (5.24)$$

это выражение называется **обратным качеством.**

Для определения величины аэродинамического качества самолета при любых эволюциях в полете применяется формула

$$K = \frac{2K_{макс}}{\frac{C_y}{C_{y\,н.в}} + \frac{C_{y\,н.в}}{C_y}}, \qquad (5.25)$$

где $C_y = \frac{Gn_y}{gS}$, G — вес самолета, n_y — перегрузка самолета,

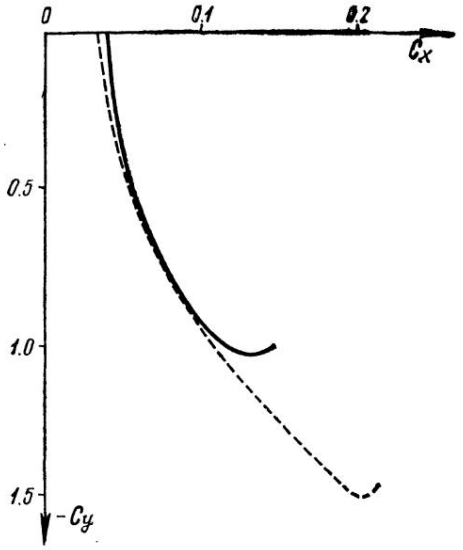


Рис. 42. Поляра самолетов Як-52 и Як-55 для прямого и обратного полетов (с учетом обдувки воздушным винтом)

З а д а ч а. Определить аэродинамическое качество самолета Як-52 при полетном весе G=1200 кгс, перегрузке $n_y=+4$, скорости полета V=270 км/ч, высоте полета H=1000 м.

Р е ш е н и е. 1. Определим скоростной напор $q=\frac{\rho \cdot V^2}{2}=318{,}9$ кгс/м².

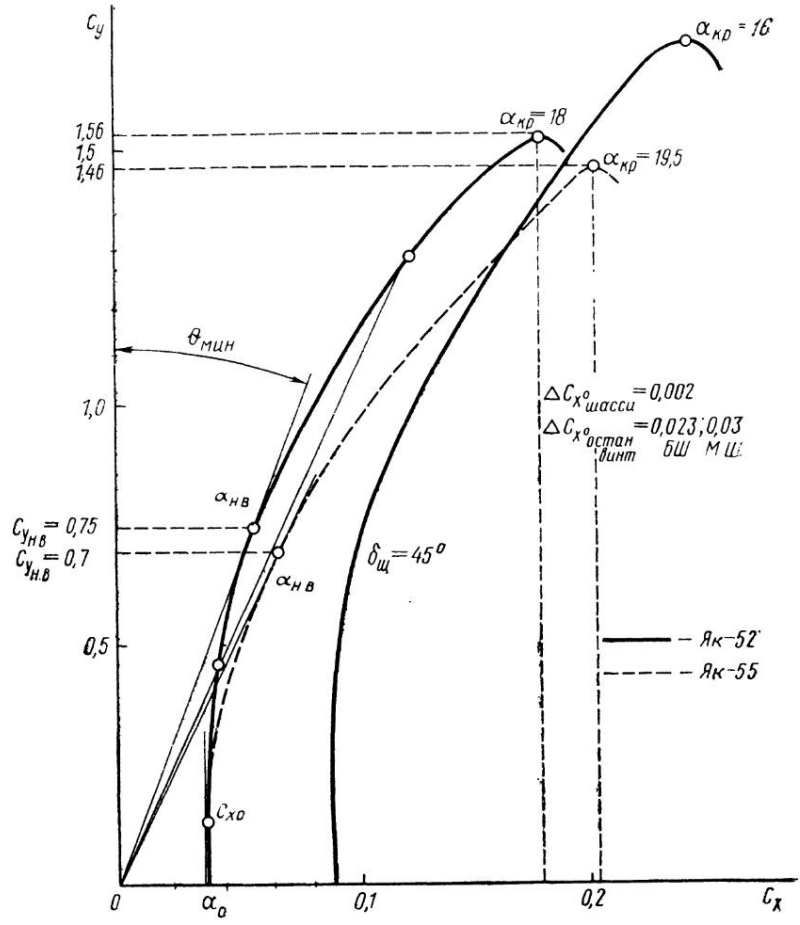
2. $C_y=\frac{Gn_y}{qS}$, площадь крыла самолета S равна 15 м².

$$C_y=\frac{1200\cdot 4}{318{,}9\cdot 15}=1{,}0.$$

3. По графику рис. 42 находим значения $C_{y\,макс}=1{,}56$, $C_{y\,н.в}=0{,}75$; $K_{макс}=12{,}5$ — по графику рис. 40.

$$4.\ K=\frac{2K_{макс}}{\frac{C_y}{C_{y\,н.в}}+\frac{C_{y\,н.в}}{C_y}}=\frac{2\cdot 12{,}5}{\frac{1{,}0}{0{,}75}+\frac{0{,}75}{1}}=12.$$

О т в е т. Качество самолета Як-52 при данных условиях полета равняется 12.



5.9. ПОЛЯРА САМОЛЕТА

Полярой самолета называется зависимость коэффициента лобового сопротивления самолета от коэффициента подъемной силы в диапазоне летных углов атаки.

Она является одной из основных аэродинамических характеристик самолета. Ранее было рассмотрено, что коэффициент подъемной силы крыла практически равен коэффициенту подъемной силы самолета, а коэффициент лобового сопротивления самолета для каждого угла атаки больше коэффициента лобового сопротивления крыла на величину $C_{x_{вр}}$, то, учитывая эти величины, в дальнейшем будем рассматривать поляры самолетов Як-52 и Як-55.

Как рассматривалось ранее, для измерения Y и X модели самолетов Як-52 и Як-55 продувались в аэродинамической трубе на различных углах атаки. Затем были вычислены значения коэффициентов C_y и C_x на измеряемых углах атаки.

На рис. 42 показаны поляры самолетов Як-52 и Як-55, полученные при продувке в аэродинамической трубе. Полный коэффициент лобового сопротивления самолетов Як-52 и Як-55 при различных углах атаки (при безотрывном обтекании) подсчитывается по формуле

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i} = 0{,}0375 + 0{,}062\ C_y^2 \quad \text{для самолета Як-52 и}$$

$$C_x = 0{,}035 + 0{,}07\ C_y^2 \quad \text{— для Як-55.} \qquad (5.26)$$

Таким образом, с увеличением угла атаки C_x возрастает в основном за счет индуктивной составляющей по параболическому закону (см. рис. 39).

5.10. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО САМОЛЕТА, ЕГО ЗАВИСИМОСТЬ ОТ УГЛА АТАКИ

Аэродинамическим качеством самолета K называется отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению самолета и выражается формулой

$$K = \frac{Y}{X}. \qquad (5.27)$$

Подставив в формулу вместо Y и X их коэффициенты C_y и C_x, получим

$$K = \frac{C_y}{C_x}. \qquad (5.28)$$

Чем больше аэродинамическое качество самолета, тем самолет совершеннее. Для современных самолетов аэродинамическое качество составляет (14...15), а для планеров (45...50). Желательно, чтобы самолет создавал необходимую подъемную силу при возможно меньшем лобовом сопротивлении.

Числовое значение качества означает, во сколько раз подъемная сила превышает лобовое сопротивление.

Аэродинамическое качество самолета изменяется с изменением угла атаки. Угол атаки, при котором аэродинамическое качество самолета максимально, называется наивыгоднейшим углом атаки $\alpha_{н.в.}$

В летном диапазоне углов атаки поляры самолетов Як-52 и Як-55 описываются приблизительно следующим уравнением:

$$C_x = C_{x_0} + AC_y^2, \qquad (5.29)$$

для самолета Як-52 $C_x = 0{,}0375 + 0{,}062\ C_y^2$, для Як-55 $C_x = 0{,}035 + 0{,}07\ C_y^2$. (5.30)

Для определения угла атаки, соответствующего той или иной точке поляры, необходимо знать зависимость $C_y = f(\alpha)$ и $C_x = f(\alpha)$.

На поляре самолетов Як-52 и Як-55 можно найти характерные значения углов атаки, коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления.

Угол атаки нулевой подъемной силы α_0 определяется точкой пересечения поляры с осью C_x.

Коэффициент лобового сопротивления C_{x_0} наименьшего угла атаки определяется проведением касательной к поляре, параллельной оси C_y.

Наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{н.в}$ определяется проведением касательной к поляре из начала координат.

Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ определяется проведением касательной к поляре, параллельной оси C_x.

Углы атаки с одинаковым аэродинамическим качеством определяются линией из начала координат, проведенной к поляре. На этих углах атаки качество будет одинаковым, но менее $K_{макс}$.

5.11. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА Як-52. ПРИНЦИП РАБОТЫ ПОСАДОЧНЫХ ЩИТКОВ И ВЛИЯНИЕ ИХ ВЫПУСКА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В целях улучшения посадочных характеристик самолета Як-52 на крыльях установлены посадочные щитки типа «Шренк».

Для уменьшения длины пробега после посадки, а следовательно, и необходимой длины ВПП, желательно, чтобы посадочная скорость была возможно меньше.

В момент приземления подъемная сила, определяемая по формуле (5.10), должна уравновешивать вес самолета $Y = G$. Из этого равенства можно определить посадочную скорость (приземления)

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y\ пос} \cdot \rho \cdot S}}. \qquad (5.31)$$

Как видно из формулы, посадочную скорость можно уменьшить путем увеличения $C_{y_{пос}}$. С этой целью и применяются на самолете Як-52 посадочные щитки.

Щитки представляют собой отклоняющуюся поверхность, которая в убранном положении примыкает к нижней, задней поверхности крыла. Посадочный щиток является одним из самых простых и наиболее распространенных средств повышения $C_{y\ макс}$.

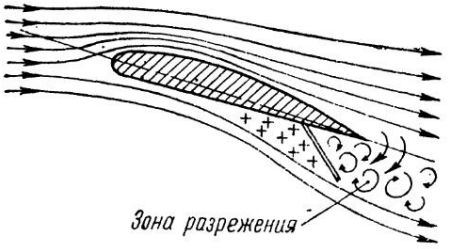
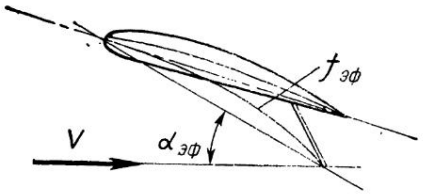


Рис. 43. Профиль крыла самолета Як-52 с посадочным щитком типа «Шренк»



Увеличение $C_{y\,макс}$ при отклонении щитка объясняется изменением формы профиля крыла, которое сводится к увеличению эффективного угла атаки и вогнутости профиля.

При отклонении щитка (рис. 43) образуется вихревая зона подсасывания между крылом и выпущенным 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 воздушного потока. За счет отсасывающего действия щитка предотвращается срыв потока над крылом на больших углах атаки, скорость потока над крылом возрастает, а давление уменьшается. Кроме того, отклонение щитка повышает давление под крылом за счет увеличения эффективности кривизны профиля $\bar{f}_{эф}$ и эффективного угла атаки $\alpha_{эф}$.

Благодаря этому выпуск щитков увеличивает разность давлений над крылом и под ним, а следовательно,— коэффициент подъемной силы крыла $C_{y\,пос}$.

При отклонении щитка вся кривая смещается вверх почти эквидистантно кривой без щитков (см. рис. 42).

Из графика рисунка видно, что при отклонении щитка в посадочное положение ($\delta_щ = 45°$) приращение C_y составляет 15... 20%, а критический угол атаки уменьшается на 2°.

5.12. УЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ

Опытами установлено, что тела, близко расположенные друг к другу в воздушном потоке, оказывают взаимное влияние на характер их обтекания воздушным потоком.

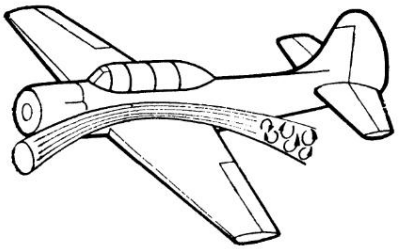


Рис. 44. Взаимное влияние частей самолета

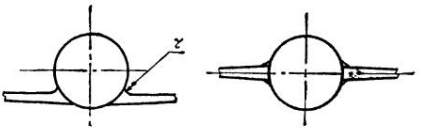


Рис. 45. Установка зализов в месте стыковки крыла и фюзеляжа

При этом картина обтекания меняется, изменяется также распределение сил давления и трения на поверхности тел, а следовательно, аэродинамических сил.

Такое взаимное влияние частей самолета друг на друга называется аэродинамической интерференцией. В одних случаях, за счет увеличения подъемной силы, она положительная, в других, за счет увеличения лобового сопротивления, отрицательная. Поэтому общее лобовое сопротивление самолета рассматривается с учетом интерференции.

Наибольшее взаимное влияние оказывают друг на друга фюзеляж и крыло самолета в местах стыковки, где возникает значительный прирост лобового сопротивления. Влияние фюзеляжа обусловливает изменение характера распределения подъемной силы по всему размаху крыла, что, в свою очередь, влияет на величину индуктивного сопротивления.

Другой причиной, увеличивающей лобовое сопротивление комбинации крыло — фюзеляж, является утолщение и преждевременный срыв пограничного слоя в стыке между крылом и фюзеляжем. Причиной является следующее: фюзеляж и крыло в месте стыковки образуют сужающе-расширяющийся канал (если смотреть по направлению воздушного потока) (рис. 44).

В сужающейся части скорость воздушного потока увеличивается, а давление падает, в расширяющейся части — наоборот. Под действием разности давлений воздух в пограничном слое будет перемещаться из зоны большего давления в зону меньшего давления. При этом в результате отрыва пограничного слоя в месте стыка происходит набухание пограничного слоя и образование зоны завихрений воздуха, давление в этой зоне уменьшается. Разность давлений перед и за крылом в этом месте увеличивается, то есть появляется дополнительное лобовое сопротивление, возникающее вследствие взаимного влияния фюзеляжа и крыла (интерференции).

Величина сопротивления зависит от формы фюзеляжа и положения крыла относительно него (низкоплан, среднеплан, высокоплан).

У рассматриваемых самолетов наименьший прирост лобового сопротивления будет у среднеплана (самолет Як-55), наибольший — у низкоплана (самолет Як-52).

Для уменьшения интерференции в местах стыковки крыла и фюзеляжа самолетов Як-52 и Як-55 (рис. 45) устанавливаются зализы для недопущения сильного расширения диффузора между поверхностью крыла и фюзеляжем путем увеличения заполнения угла по направлению к задней кромке крыла.

В аэродинамических расчетах интерференцию частей самолета учитывают путем увеличения $C_{x_{вр}}$ самолетов Як-52 и Як-55 на 10...15%.

Неправильное сопряжение крыла и фюзеляжа может вызвать вибрацию хвостового оперения и других частей самолета вследствие образования вихревого воздушного потока.

5.13. ВЛИЯНИЕ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ НА ОБТЕКАНИЕ КРЫЛА ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ

В случае, когда самолет, совершающий взлет или посадку, движется вдоль поверхности земли и очень близко к ней, физические условия обтекания крыла самолета отличаются от тех, которые имеются вдали от земли. При полете над земной поверхностью земля является экраном, ограничивающим воздушный поток, обтекающий крыло, и оказывает влияние на распределение давления, то есть аэродинамических сил.

Если крыло находится в непосредственной близости от земной поверхности на расстоянии h, то земную поверхность можно условно отбросить и под ней расположить на таком же расстоянии крыло, только в перевернутом полете. В этом случае будет наблюдаться равенство подъемных сил основного и отраженного крыльев и полная симметрия обтекания (рис. 46).

С обоих крыльев будут сбегать концевые вихри. Если у основного крыла концевые вихри вызывают скос потока, направленный вниз, и отклонение подъемной силы назад, то у отраженного крыла концевые вихри вызывают скос воздушного потока, направленный вверх, и отклонение подъемной силы вперед.

Поскольку крылья находятся на расстоянии 2h, воздействие отраженного крыла на основное будет меньше, чем воздействие от его собственных вихрей, и скос потока будет ослаблен тем сильнее, чем меньше расстояние 2h.

Ослабление скоса потока имеет два эффекта: **во-первых,** будет увеличен истинный угол атаки и тем самым угол наклона диаграммы C_y^{α}; **во-вторых,** будет ослаблено индуктивное сопротивление — соответственно повышено аэродинамическое качество.

Приближенная теоретическая формула для подсчета влия-

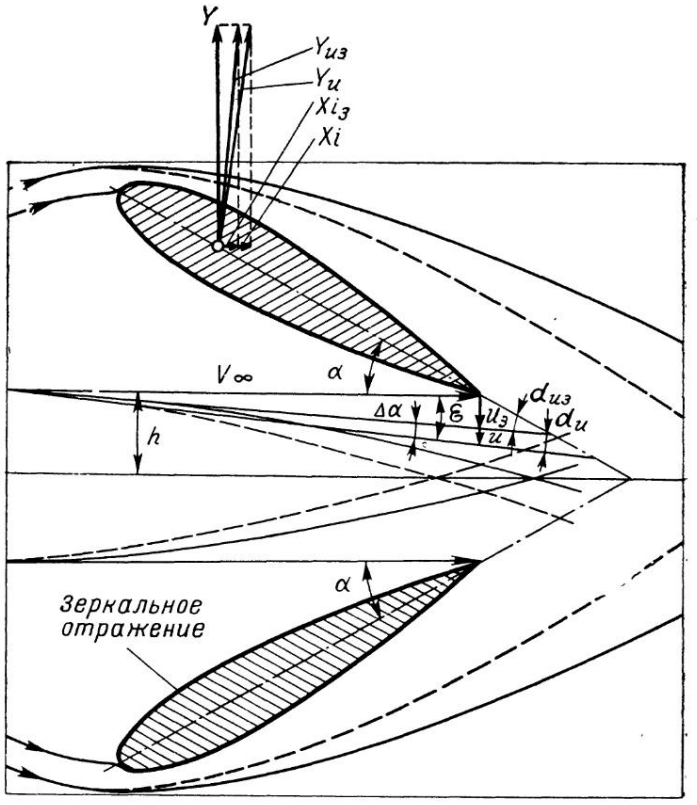


Рис. 46. Объяснение скоса воздушного потока под влиянием близости земли

ния земной поверхности на обтекание самолета воздушным потоком вблизи земной поверхности имеет вид:

$$\frac{Cx_i}{Cx_{i_1}} = \frac{\lambda_{1\,эф}}{\lambda_{эф}} = \frac{1+150\left(\frac{h}{l}\right)^2+Д\left(\frac{h}{l}\right)^4}{120\left(\frac{h}{l}\right)^2+Д\left(\frac{h}{l}\right)^4}, \qquad (5.32)$$

где $\lambda_{эф}$ — эффективное удлинение исходного крыла; $\lambda_{1\,эф}$ — условное эффективное удлинение крыла с учетом действия экрана; C_{x_i} — коэффициент индуктивного сопротивления исходного крыла; $C_{x_{i_1}}$ — коэффициент индуктивного сопротивления крыла с учетом действия экрана; l — размах крыла; Д — расстояние, пролетаемое самолетом при разгоне скорости от скорости отрыва до скорости 150 км/ч.

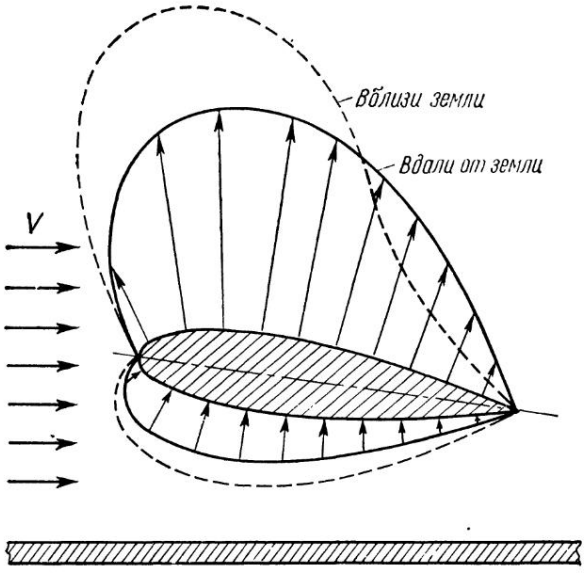


Рис. 47. Перераспределение коэффициента давления $\overline{P}$ под влиянием близости земли

Зная значения l, h, Д, для самолетов Як-52 и Як-55 можно найти по формуле (5.32) изменение коэффициента индуктивного сопротивления.

Для самолета Як-52 $\frac{C_{x_i}}{C_{x_{i_1}}} \cong 1{,}33$, для Як-55 $\frac{C_{x_i}}{C_{x_{i_1}}} \cong 1{,}2$.

Близость земной поверхности влияет также на подъемную силу. Это объясняется следующим: притормаживание воздушного потока между крылом и земной поверхностью заставляет часть потока из-под крыла направляться и двигаться по верхней поверхности крыла. В результате вблизи носка крыла, на верхней поверхности крыла, увеличивается скорость воздушного потока и образуется его подсос. В то же время возросшее давление под крылом передается через заднюю кромку на верхнюю поверхность крыла и уменьшает подсос вблизи этой кромки (рис. 47). Происходит перераспределение давления, которое приводит к преждевременному срыву пограничного слоя. Коэффициенты $C_{y_{макс}}$ и $d_{кр}$ понижаются.

Вблизи земной поверхности скос потока от крыла в районе хвостового оперения уменьшается, поэтому требуется большее отклонение на посадке руля высоты вверх.

В целом аэродинамические характеристики самолета от близости земной поверхности изменяются так, как если бы удлинение крыла λ увеличилось.

Глава 6. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА. АЭРОДИНАМИКА ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

6.1. НАЗНАЧЕНИЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУШНЫХ ВИНТАХ

Самолет может выполнять полет в том случае, если будет двигаться с поступательной скоростью, преодолевая сопротивление воздуха, а при разбеге — трение колес о землю. Для преодоления сил трения и сопротивления воздуха служит силовая установка. 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 топлива в энергию вращения воздушного винта.

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

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

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. 48).

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.

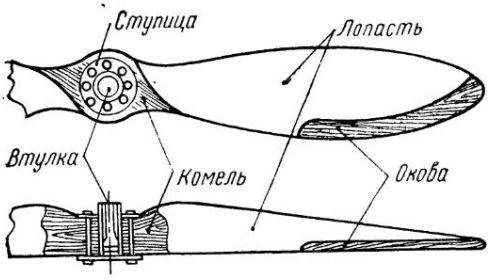


Рис. 48. Воздушный двухлопастный винт неизменяемого шага

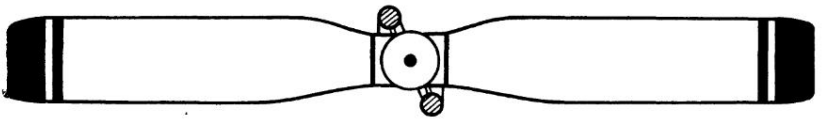


Рис. 49. Воздушный винт В530ТА-Д35

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. 49).

6.2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА

Лопасти 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.

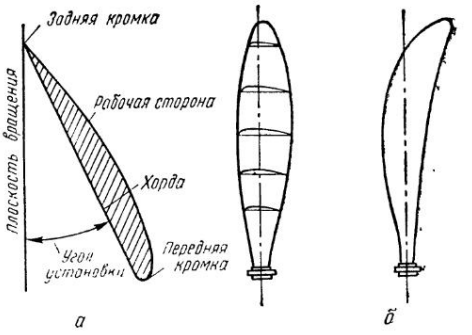


Рис. 50. Формы воздушного винта:

а — профиль лопасти; *б* — формы лопастей в плане

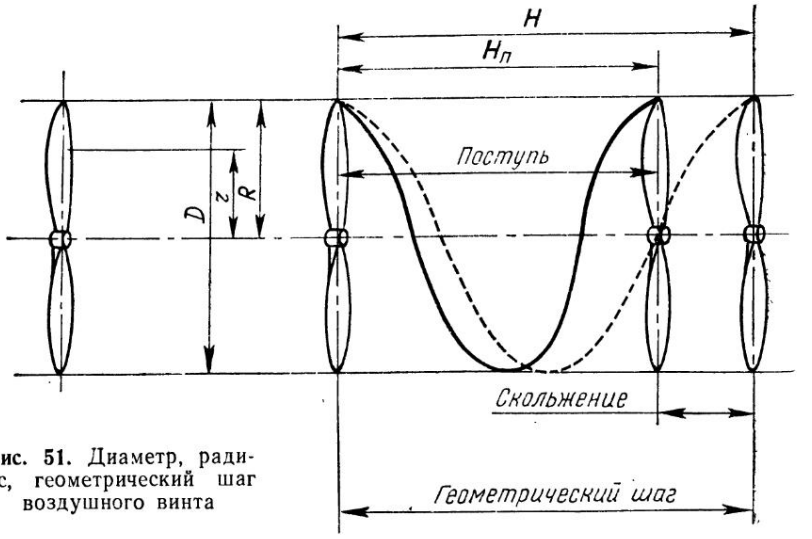


Рис. 51. Диаметр, радиус, геометрический шаг воздушного винта

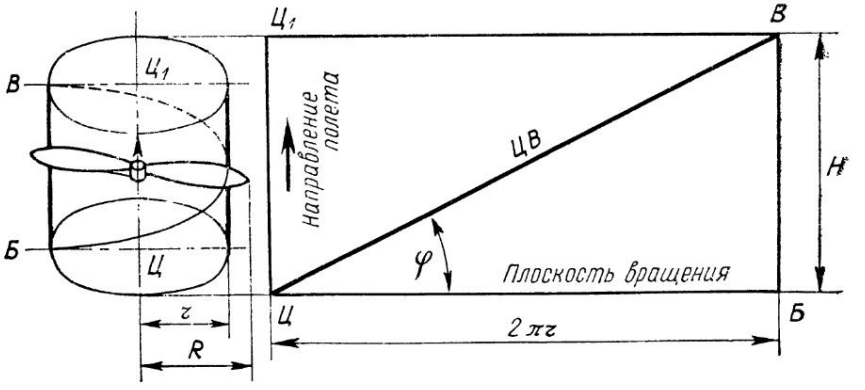


Рис. 52. Развертка винтовой линии

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. 50).

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 он двигался в воздухе как в твердой среде (рис. 51).

Угол установки лопасти винта φ — это угол наклона сечения лопасти к плоскости вращения винта (рис. 52).

Для определения, чему равен шаг винта, представим, что винт движется в цилиндре, радиус r 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:

$$H = 2\pi \operatorname{tg}\varphi. \qquad (6.1)$$

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. 51).

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 $H_п$ можно найти по формуле

$$H_п = \frac{V}{n}. \qquad (6.2)$$

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

$$S = H - H_п. \qquad (6.3)$$

6.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

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

Углом атаки элементов лопасти винта α называется угол между хордой элемента и направлением его истинного результирующего движения W (рис. 53).

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

$$U = 2\pi r n_c, \qquad (6.4)$$

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. 53, 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

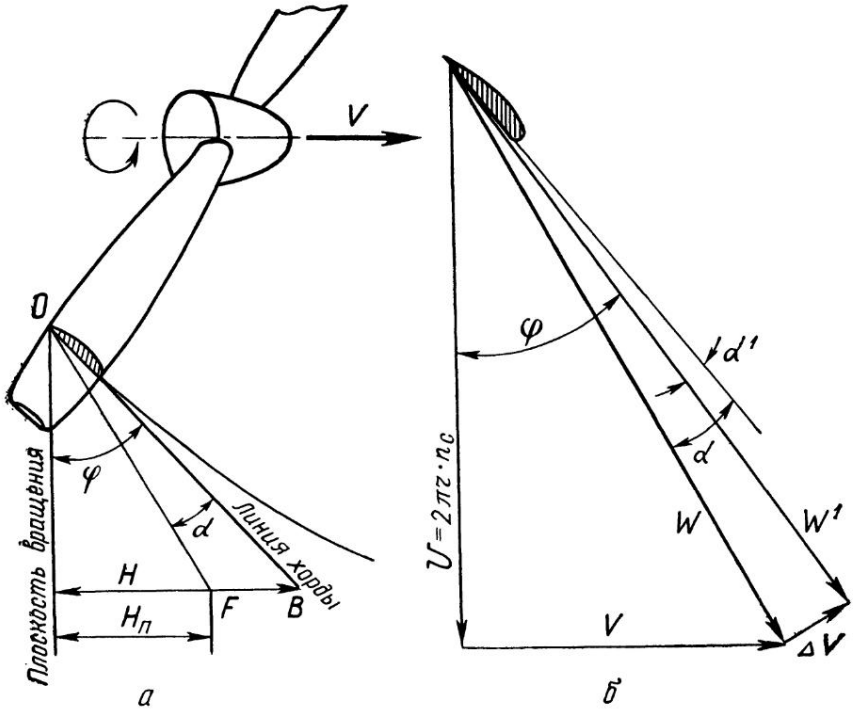


Рис. 53. Угол установки и угол атаки лопастей:
а — угол атаки элемента лопасти; *б* — скорости элемента лопасти

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;

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

$$W = \sqrt{V^2 + U^2}, \tag{6.5}$$

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 подсасывания. В результате истинная скорость W′ будет

по величине и направлению отличаться от скорости подсасывания, если их сложить геометрически. Следовательно, и истинный угол атаки α' будет отличаться от угла α (рис. 53, 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. 54).

Разложив эту силу на две составляющие, параллельную оси вращения и параллельную плоскости вращения, получим силу ΔP 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 Д, числа оборотов в секунду n, плотности воздуха ρ и подсчитывается по формуле (в кгс или Н)

$$P=\alpha\rho n^2_c Д^4, \qquad (6.6)$$

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

$$X_в=C_{x_л}\frac{SW^2}{2}S_л K, \qquad (6.7)$$

где $C_{x_л}$ — коэффициент сопротивления лопасти, учитывающий ее форму в плане, форму профиля, угол атаки и качество обра-

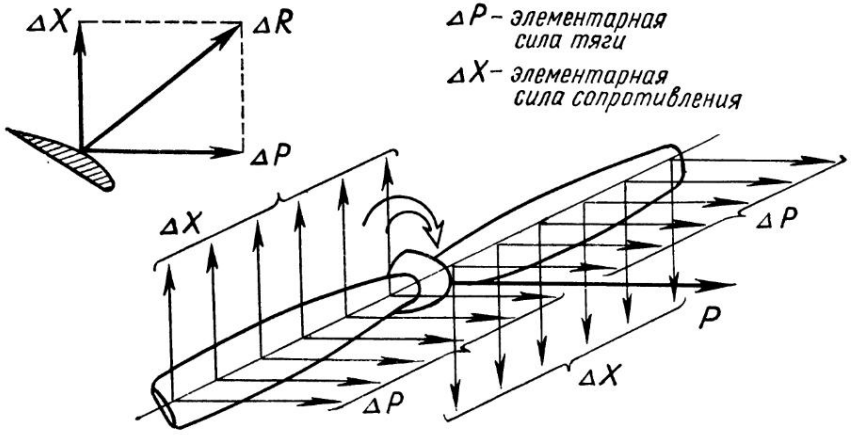


Рис. 54. Аэродинамические силы воздушного винта

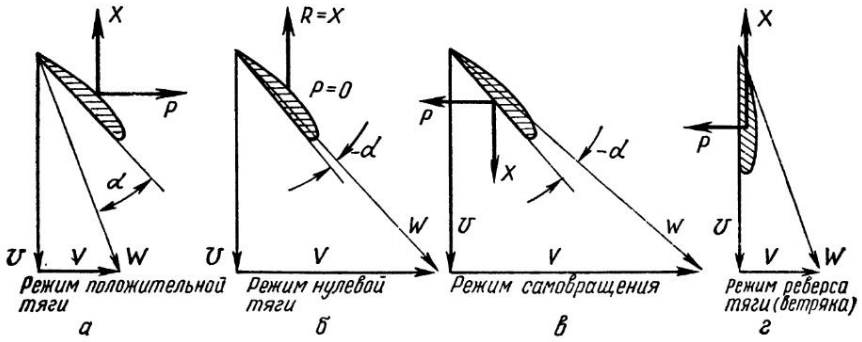


Рис. 55. Режимы работы воздушного винта

ботки поверхности; W — результирующая скорость, м/с; $S_л$ — площадь лопасти; K — количество лопастей.

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

$$M_{тр} = X_в r_в. \tag{6.8}$$

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

$$M_{кр} = 716{,}2 \frac{N_e}{n}, \tag{6.9}$$

где N_e — эффективная мощность двигателя.

Рассмотренный режим называется режимом положительной тяги винта, так как эта тяга тянет самолет вперед (рис. 55, 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. 55, 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. 55, 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. 55, 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 затяжелеть на $^1/_3$ хода рычага управлением шага винта.

6.4. 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. 56. Для его построения замеряют 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

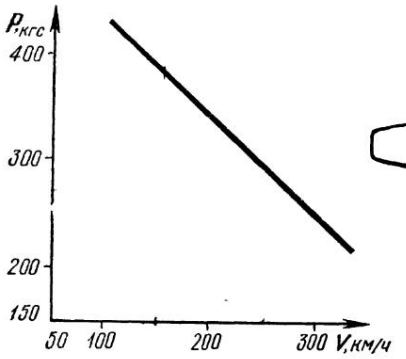


Рис. 56. Характеристика силовой установки М-14П по тяге (для $H=500$ м) самолетов Як-52 и Як-55 с воздушным винтом В530ТА-Д35

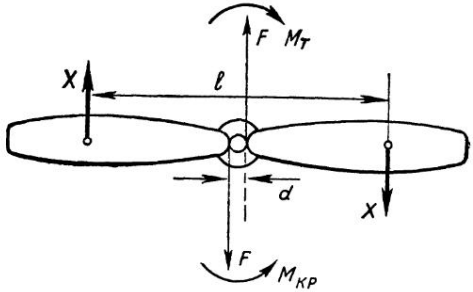


Рис. 57. Тормозящий момент воздушного винта и крутящий момент двигателя

и тяга винта (при неизменных оборотах двигателя). Это видно при анализе формулы (6.6).

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 $M_т$, равный произведению $X \cdot e$, был равен крутящему моменту двигателя $M_{кр}$, равному произведению Fd, т. е. $M_т = M_{кр}$ или $X \cdot e = Fd$ (рис. 57). 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.

6.5. 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

$$N_{вр} = \frac{\beta}{75} \cdot \rho n_c^3 Д^5, \qquad (6.10)$$

где β — коэффициент мощности, зависящий от формы воздушного винта, числа лопастей, угла установки, формы лопасти в плане, от условия работы воздушного винта (относительной поступи $\lambda = \frac{\Delta V}{n_c Д}$).

Из формулы (6.10) 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

$$N_в = \frac{P_в V}{75}, \qquad (6.11)$$

где $P_в$ — 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.

6.6. 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, $N_в$, будет меньше мощности двигателя $N_е$, 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 $\eta_в$. Он определяется по формуле

$$\eta_в = \frac{N_в}{N_е}. \qquad (6.12)$$

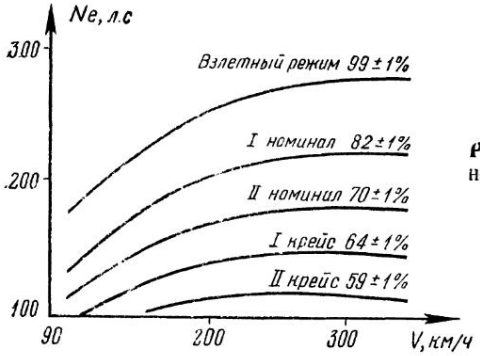


Рис. 58. Характеристики по мощности двигателя М-14П самолетов Як-52 и Як-55

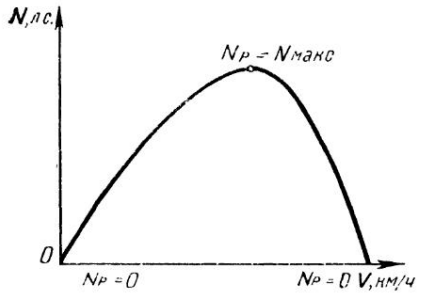


Рис. 59. Примерный вид кривой изменения располагаемой мощности в зависимости от скорости полета

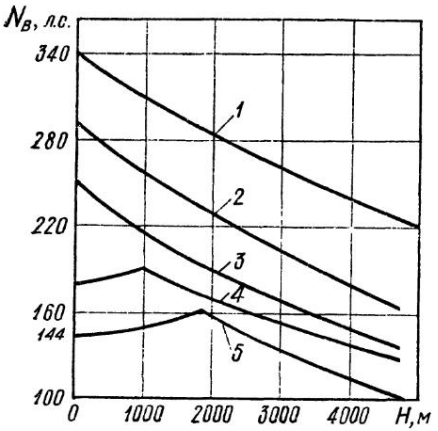


Рис. 60. Высотная характеристика двигателя М-14П на режимах:
1— взлетный; *2*— номинальный 1; *3*— номинальный 2; *4*— крейсерский 1; *5*— крейсерский 2

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. 58.

График рис. 59 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 — потребная 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. 60.

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.

6.7. 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:

устанавливать на всех режимах полета наивыгоднейшие 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.

Лопасти 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,

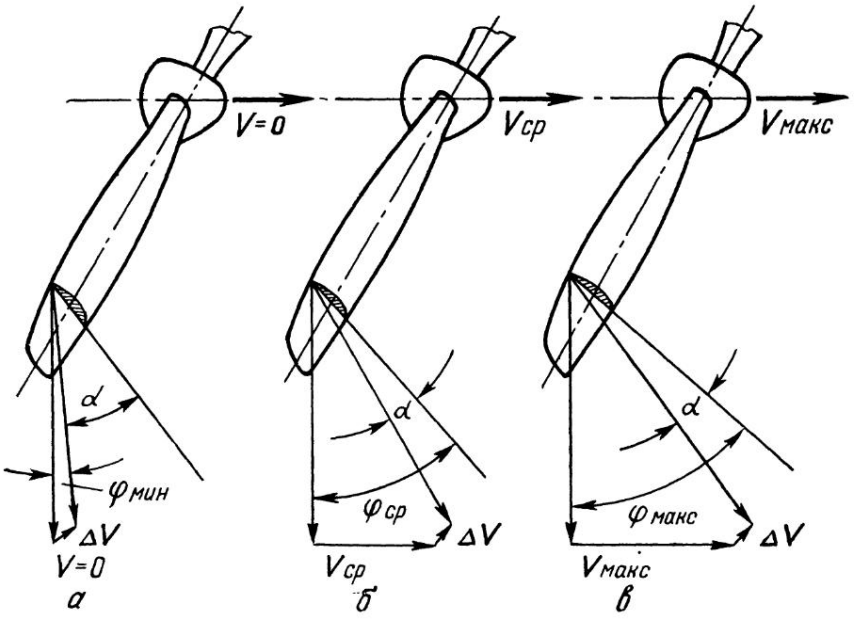


Рис. 61. Работа воздушного винта изменяемого шага В530ТА-Д35 при разных скоростях полета

высоты) и называется регулятором постоянства оборотов (РПО).

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. 61 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. 61, 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. 61, 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. 61, в). Следовательно, при изменении скорости полета происходит изменение угла атаки лопасти, при уменьшении скорости полета угол атаки увеличивается — винт затяжеляется, 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.

6.8. 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. 62).

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 со-

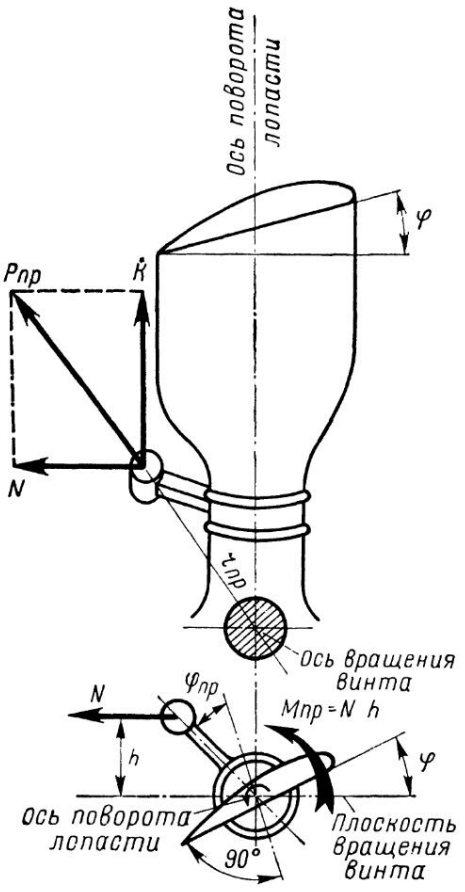


Рис. 62. Характер действия на лопасть воздушного винта собственных центробежных сил

ставляющие, направленные параллельно и перпендикулярно оси поворота лопасти, проанализируем их взаимодействие.

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 $Мл_1$ и $Мл_2$ 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. 63, а).

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 лопасти, 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 $M_{пр}=Nh$(кгс) зависит от величины массы противовеса, радиуса его вращения, числа оборотов воздушного винта, угла установки лопасти и угла установки противовеса $φ_{пр}$.

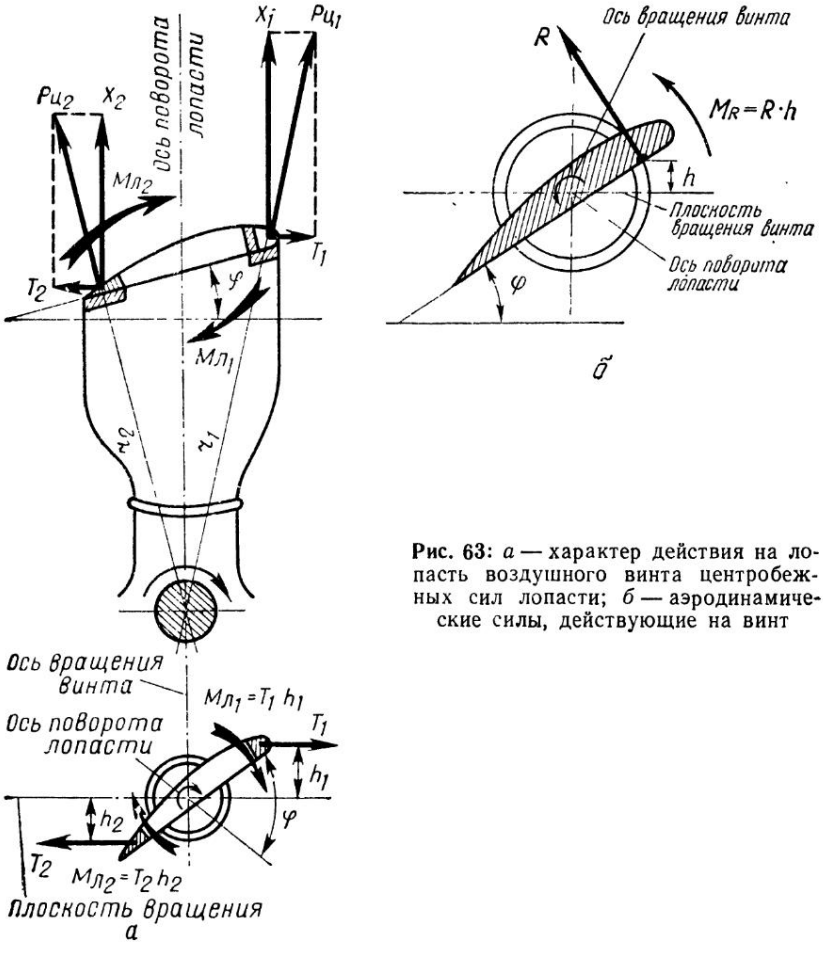


Рис. 63: *а* — характер действия на лопасть воздушного винта центробежных сил лопасти; *б* — аэродинамические силы, действующие на винт

Аэродинамическая сила R (рис. 63, 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.

Лопасти 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.

6.9. 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°30′ ± 10′
максимальный	34°30′ ± 30′
Диапазон установки противовеса	20° + 40′
Угол установки противовеса	25°
Масса винта, кг	40 + 2%

6.10. 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.

6.11. РАБОТА ВОЗДУШНОГО ВИНТА И РЕГУЛЯТОРА ОБОРОТОВ НА РАВНОВЕСНОМ РЕЖИМЕ

При работе на равновесных режимах (оборотах) (рис. 64), когда мощность двигателя, скорость полета и высота не меняются, центробежные силы Г-образных грузиков уравновешивают силу упругости конической пружины и удерживают золотник в нейтральном положении. При этом масло, находящееся в полости цилиндра воздушного винта, оказывается закрытым в ней. Лопасти 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 постоянными обороты двигателя.

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 увеличе-

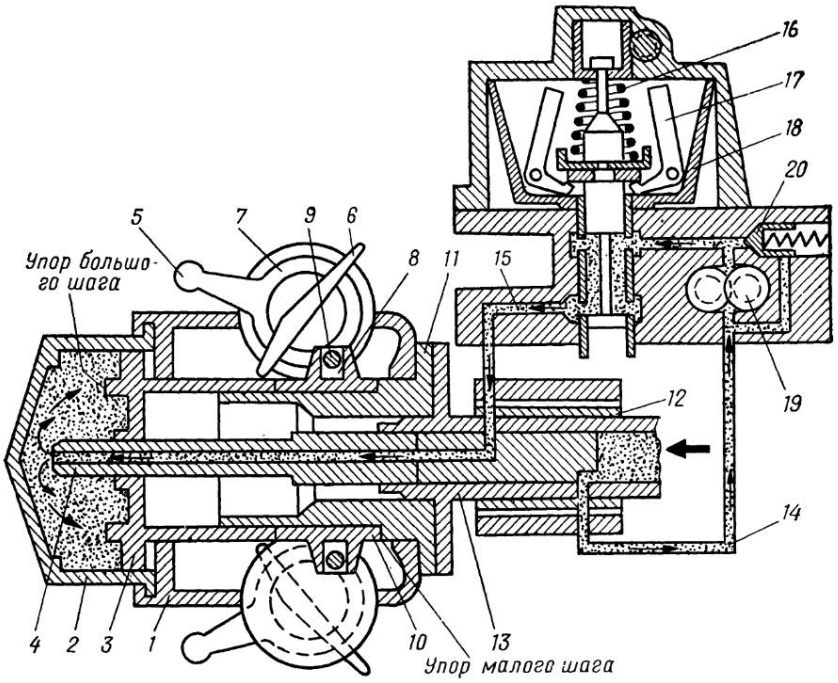


Рис. 64. Схема работы воздушного винта на равновесных оборотах:

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 Р=2; *15* — канал подвода масла к винту; *16* — коническая пружина; *17* — грузовик регулятора; *18* — золотник; *19* — маслонасос регулятора; *20* — редукционный клапан

ния 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. Лопасти винта под действием аэродинамических и центробежных сил противовесов поворачиваются в сторону увеличения шага (рис. 65), 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 уравновешиваются силой упругости конической пружины.

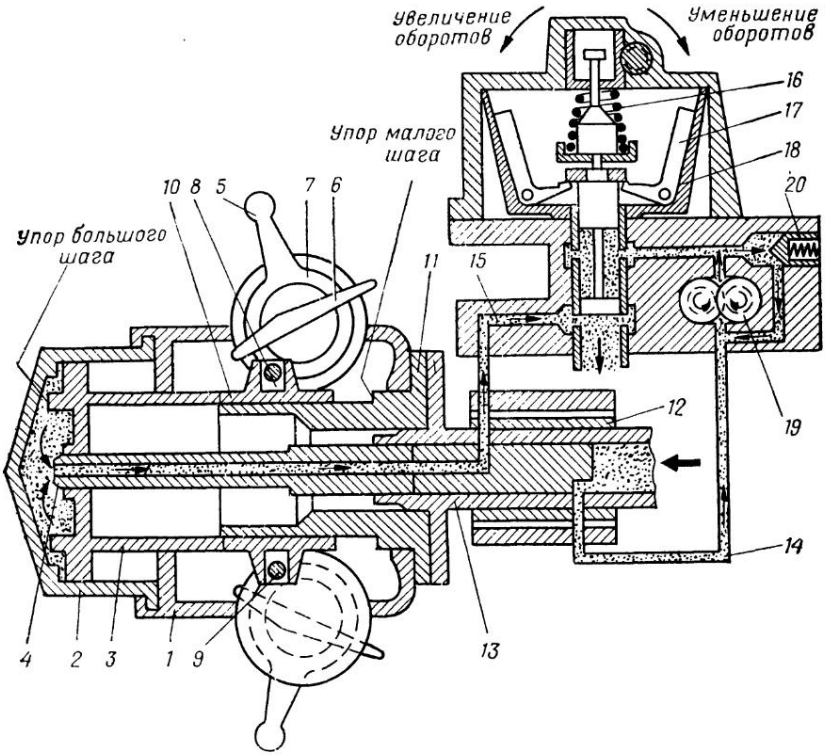


Рис. 65. Схема работы воздушного винта при переводе лопастей на «Большой шаг» (см. рис. 64)

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 поворота лопастей в сторону уменьшения шага (рис. 66). 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

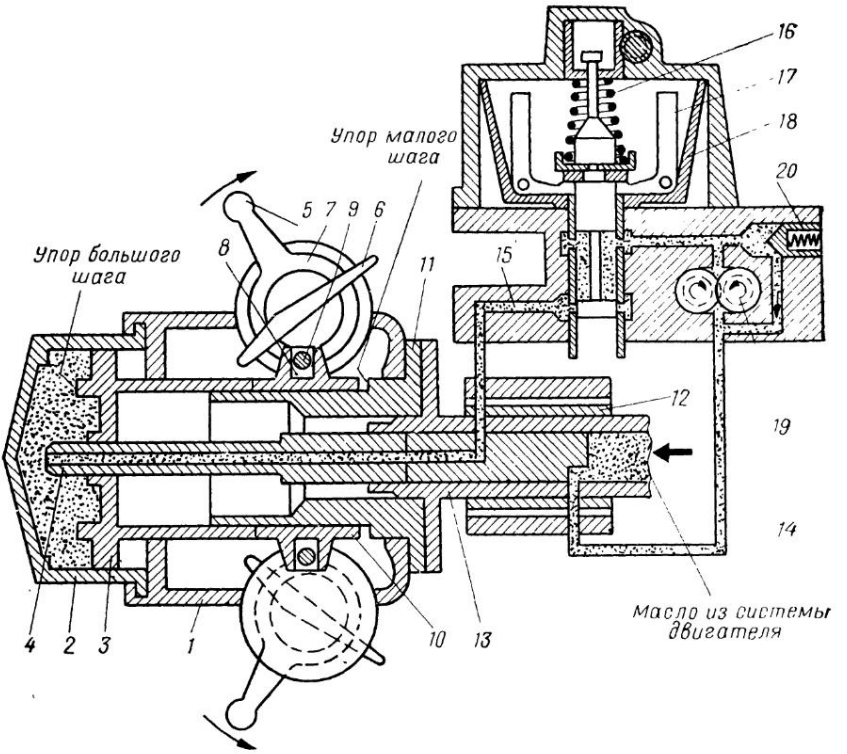


Рис. 66 Схема работы воздушного винта при переводе лопастей на «Малый шаг»

восстановление равновесия между силой упругости сжатой конической пружины и центробежными силами вращения грузиков.

6.12. 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 грузи-

ки 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.

6.13. 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

$$\lambda = \lambda_0 (1 + \varepsilon), \qquad (6.13)$$

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.

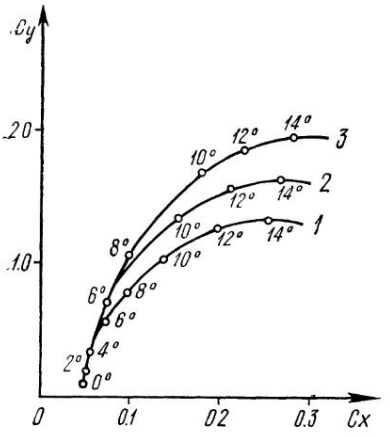


Рис. 67. Поляра самолета с учетом обдувки воздушным винтом: *1*— без обдувки; *2*— работа двигателя в номинале; *3*— работа двигателя на взлетном режиме

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. 67 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: скороеть отрыва уменьшается на 15...20%, а длина разбега — на 25...30%.

Далее будут рассматриваться аэродинамические характеристики самолетов Як-52 и Як-55 с учетом обдувки воздушным винтом.

Глава 7. УСТАНОВИВШИЙСЯ ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ 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.

7.1. УСТАНОВИВШИЙСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

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

На рис. 68 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:

$$Y - G = 0 \quad \text{(условие постоянства высоты } H = \text{const}); \qquad (7.1)$$

$$P - X = 0 \quad \text{(условие постоянства скорости } V = \text{const}). \qquad (7.2)$$

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.

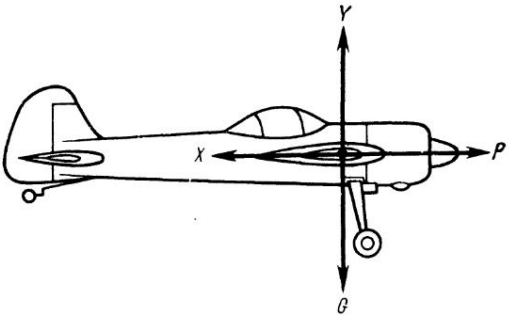


Рис. 68. Схема действующих сил на самолет в установившемся полете

7.1.1. УДЕЛЬНАЯ НАГРУЗКА НА КРЫЛО

Равенство (7.1) показывает, что в горизонтальном полете крыло несет груз, равный весу самолета. Таким образом, каждый квадратный метр площади крыла S несет часть своего груза.

Отношение $\frac{G}{S}$ называется нагрузкой на квадратный метр крыла, или **удельной нагрузкой на крыло,** и обозначается буквой p.

$$p = \frac{G}{S}. \qquad (7.3)$$

У самолета Як-52 при максимальном взлетном весе удельная нагрузка на крыло равна 86 кгс/м², у Як-55 — 59 кгс/м².

У современных самолетов удельная нагрузка на крыло колеблется в широких пределах.

Нормальная удельная нагрузка соответствует нормальному полетному весу, исходя из которого производятся расчеты летных качеств самолетов.

7.1.2. СКОРОСТЬ И КОЭФФИЦИЕНТ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ, ПОТРЕБНЫЕ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Потребной скоростью для горизонтального полета называется скорость, необходимая для создания подъемной силы, равной весу самолета, при заданном коэффициенте C_y.

Из равенства (7.1) подъемная сила Y равна весу самолета G, следовательно,

$$G = Y = C_{y\,г.п} \frac{\rho_н V^2_{г.п}}{2} S. \qquad (7.4)$$

Из этого уравнения находим, чему равна потребная скорость для горизонтального полета

$$V_{г.п} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y\,г.п}\rho_н S}}. \qquad (7.5)$$

Из формулы (7.5) видно, что на потребную скорость влияют: коэффициент подъемной силы C_y (иначе говоря, угол атаки крыла), удельная нагрузка на крыло $p = \frac{G}{S}$, плотность воздуха ρ (высота полета).

7.1.3. ВЛИЯНИЕ УГЛА АТАКИ НА ПОТРЕБНУЮ СКОРОСТЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА. МАКСИМАЛЬНАЯ И МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ

Рассмотрим горизонтальный полет самолета Як-52 при разных углах атаки, считая высоту полета и удельную нагрузку на крыло неизменными.

Предположим, что летчик уменьшил угол атаки, желая, однако, продолжить горизонтальный полет. При этом коэффициент подъемной силы C_y уменьшается, следовательно, уменьшается и подъемная сила. Поэтому при уменьшении угла атаки летчик должен одновременно увеличить скорость на соответствующую величину и, наоборот, при увеличении угла атаки увеличивается коэффициент подъемной силы C_y и скорость полета должна быть уменьшена.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод:

горизонтальный полет может быть осуществлен с разными скоростями, но для этого необходимо менять угол атаки. При увеличении скорости необходимо уменьшить угол атаки, а при уменьшении — увеличить;

в горизонтальном полете каждому углу атаки (каждому C_y) у данного самолета соответствует определенная скорость.

Чтобы убедиться в справедливости этих выводов, решим задачу.

Задача. Летчик осуществляет горизонтальный полет вблизи земли на самолете Як-52, площадь крыльев $S=15$ м², полетный вес $G=1290$ кгс. Какая потребуется скорость при углах атаки $\alpha_1=+3°$, $\alpha_2=+10°$, которым соответствуют $C_{y_1}=0{,}35$, $C_{y_2}=0{,}92$.

Решение. 1. Формула для расчета

$$V_{г.п}=\sqrt{\frac{2G}{C_{y\ г.п}\cdot\rho_н\cdot S}}.$$

2. При $\alpha_1=+3°$ $V_{г.п_1}=\sqrt{\frac{2\cdot1290}{0{,}35\cdot0{,}125\cdot15}}\cong219$ км/ч.

3. При $\alpha_2=+10°$ $V_{г.п_2}=\sqrt{\frac{2\cdot1290}{0{,}92\cdot0{,}125\cdot15}}\cong135$ км/ч.

7.1.4. НАКЛОН САМОЛЕТА К ГОРИЗОНТУ ПРИ РАЗНЫХ СКОРОСТЯХ

При выполнении горизонтального полета с разными скоростями положение самолета относительно горизонта будет различным и определяется углом, образованным продольной осью самолета и линией горизонта (рис. 69). О наличии угла летчик может судить по положению наклона и видимых частей фонаря относительно горизонта. На рисунке показаны различные положения самолета Як-55 относительно горизонта при различных скоростях горизонтального полета. Положение I соответствует полету с максимальной скоростью. **Максимальная скорость** — это наибольшая скорость при очень малом угле атаки, развивается самолетом в горизонтальном полете на определенной высоте при полной мощности двигателя.

Формулу для определения максимальной скорости горизонтального полета можно вывести из равенства постоянства ско-

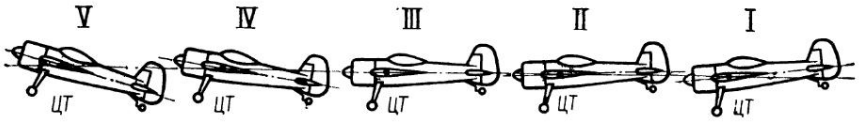


Рис. 69. Наклон самолета к горизонту при разных скоростях, от максимальной I до минимальной V

рости: X—P=0 (условие постоянства скорости); X=P — подставим вместо X развернутое выражение лобового сопротивления, т. е.

$$C_x \frac{\rho V^2_{макс}}{2} S = P.$$

Чтобы заменить тягу через тяговую мощность, умножим обе части равенства на $V_{макс}$:

$$C_x \frac{\rho V^3_{макс}}{2} S = PV_{макс},$$

поскольку тяговая мощность $N_в = \frac{PV_{макс}}{75}$, то

$$C_x \frac{\rho \cdot V^3_{макс}}{2} = 75N_в,$$

отсюда

$$V_{макс} = \sqrt[8]{\frac{150N_в}{C_x \rho S}},$$

так как тяговая мощность выражается через мощность двигателя и кпд винта ($N_в = N_e\eta$), то, следовательно,

$$V_{макс} = \sqrt[3]{\frac{150 \cdot N_e \cdot \eta}{C_x \rho S}}. \qquad (7.6)$$

Из формулы (7.6) видно, что максимальная скорость зависит от мощности двигателя, кпд воздушного винта, аэродинамического совершенства самолета, высоты полета.

Для самолета Як-52 (H=500 м) $V_{макс}$=300 км/ч, для Як-55 (H=500 м) $V_{макс}$=320 км/ч.

Так как при полете на максимальной скорости перегружается двигатель, то на практике чаще летают на несколько меньшей скорости (положение II), которую называют **крейсерской.**

Положения III и IV примерно соответствуют двум характерным скоростям горизонтального полета — **наивыгоднейшей** и **экономической.**

Положение V характерно при полете самолета с минимальной скоростью горизонтального полета.

Минимальной скоростью горизонтального полета называется

наименьшая скорость, с которой можно совершать горизонтальный полет. На скорости меньше минимальной летать нельзя, так как уменьшение скорости достигается за счет увеличения коэффициента подъемной силы C_y, а получить коэффициент C_y больше максимального нельзя. Минимальную скорость в (м/с) горизонтального полета можно вычислить по формуле

$$V_{мин} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y\,макс}\rho S}}. \qquad (7.7)$$

По формуле (7.7) находится теоретическая минимальная скорость, соответствующая полету на критических углах атаки. Летать на этой скорости запрещается, так как на критических углах атаки самолет плохо управляем и может сорваться в штопор.

Практически минимальная скорость несколько больше теоретической минимальной скорости. Она соответствует приблизительно 0,75 $C_{y\,макс}$. Следовательно,

$$V_{мин\,пр} = 1{,}15 V_{мин}. \qquad (7.8)$$

Вычислим $V_{мин}$ и $V_{мин\,пр}$ самолетов Як-52 и Як-55.

Задача. Определить теоретическую минимальную и практическую минимальную скорости самолетов Як-52 и Як-55 в горизонтальном полете при весе G=1290 кгс (Як-52) и весе 870 кгс (Як-55).

Решение. 1. На полярах самолетов находим значения $C_{y\,макс}$; $C_{y\,макс}$ = =1,56 (Як-52) и $C_{y\,макс}$ =1,46 (Як-55).

2. Определим минимальную скорость:

$$\text{Як-52}—V_{мин} = \sqrt{\frac{2\cdot 1290}{1{,}56\cdot 0{,}125\cdot 15}} \cong 107 \text{ км/ч};$$

$$\text{Як-55}—V_{мин} = \sqrt{\frac{2\cdot 870}{1{,}46\cdot 0{,}125\cdot 14{,}8}} \cong 91 \text{ км/ч}.$$

3. Определим практически минимальную скорость:

$$\text{Як-52}—V_{мин_{пр}} = 1{,}15\ V_{мин} \cong 123 \text{ км/ч};$$

$$\text{Як-55}—V_{мин_{пр}} = 1{,}15\ V_{мин} \cong 104 \text{ км/ч}.$$

7.1.5. ЗАВИСИМОСТЬ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА ОТ ПОЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА

Полагая, что параметры $C_{y_{г.п}}$, $\rho_н$ и S постоянны, решим уравнение (7.5)

$$V_{г.п} = \sqrt{\frac{2}{C_{y_{г.п}}\rho_н S}}\sqrt{G},$$

получим

$$\frac{\Delta V_{г.п}}{V_{г.п}} = \frac{1}{2}\frac{\Delta G}{G} \qquad (7.9)$$

или

$$\Delta V_{г.п} = V_{г.п}\frac{\Delta G}{G},$$

т. е. увеличение веса самолета на 6% приводит к увеличению потребной скорости горизонтального полета на 3%.

7.1.6. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ВЕЛИЧИНУ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В горизонтальном полете

$$G = Y = C_{y_{г.п}}\frac{\rho_н V^2_{г.п}}{2} S.$$

С увеличением высоты полета плотность воздуха $\rho_н$ уменьшается, следовательно, для сохранения равенства $Y=G$ при постоянных значениях G, $C_{y_{г.п}}$ и S необходимо уменьшение плотности воздуха компенсировать увеличением потребной скорости $V_{г.п}$ так, чтобы скоростной напор $q = \frac{\rho_н V^2_{г.п}}{2}$ остался неизменным.

Таким образом, с увеличением высоты потребная скорость горизонтального полета увеличивается, а скоростной напор сохраняется неизменным. В данном случае рассматривается увеличение потребной скорости для горизонтального полета на определенной высоте, а не вообще скорости полета самолета, которую он способен развить.

Установим зависимость между потребной скоростью горизонтального полета на высоте и потребной скоростью у земли при неизменном полетном весе самолета и постоянном коэффициенте подъемной силы.

Обозначив потребную скорость для горизонтального полета и плотность воздуха на высоте H через $V_н$ и $\rho_н$, а у земли V_0 и ρ_0, получим формулу изменения потребной скорости для горизонтального полета с изменением высоты полета

$$V_н = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho_н S}},$$

$$V_0 = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho_0 S}}.$$

Поделив почленно первую формулу на вторую, получим

$$V_н = V_0\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}. \qquad (7.10)$$

Формула (7.10) служит для пересчета приборной скорости полета с подъемом на высоту в истинную скорость полета самолета.

Приборная скорость полета — это скорость, измеряемая показаниями стрелки прибора УС-450К и обозначается $V_{пр}$. Поскольку разметку шкалы указателя скорости осуществляют по величине плотности воздуха у земли ρ_0, т. е. на нулевой высоте, то приборная скорость у земли $V_{пр}$ будет равна истинной воздушной скорости V_0 и тогда истинная скорость на высоте может быть определена по формуле

$$V_и = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}} = V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}. \qquad (7.11)$$

Такое определение справедливо только при условии, если скоростной напор замеряется по стрелке без искажения и инструментальная поправка равна нулю. В действительности в показания прибора приходится вносить инструментальную и аэродинамическую поправки. Для определения инструментальной поправки каждый указатель скорости тарируется в лаборатории и к нему прикладывается график инструментальных поправок.

Приборная скорость, исправленная на инструментальную поправку, называется **исправленной приборной скоростью.**

Появление аэродинамической поправки к указателю скорости объясняется тем, что приемник воздушного давления (ПВД) воспринимает не атмосферное давление, а несколько отличное от него. Одной из причин этого является искажение потока самим приемником ПВД. Еще больше сказываются на величине воспринимаемых приемником ПВД давлений (особенно в статических отверстиях приемника) возмущения, создаваемые в воздухе самолетом. Эти возмущения существенно зависят от места установки ПВД на самолете. На самолетах Як-52 и Як-55 ПВД установлен в зоне наименьшего возмущения воздушного потока на левом полукрыле.

Поправка к показаниям прибора обусловливается указанными выше обстоятельствами и называется **аэродинамической поправкой,** обозначается через $\delta V_а$:

$$V_{із} = V_{пр} + \delta V_а + \delta V_{инст}. \qquad (7.12)$$

Приборную скорость, исправленную на инструментальную и аэродинамическую поправки, называют **индикаторной земной скоростью** и обозначают через $V_{і_з}$.

Для определения величины аэродинамической поправки указатель скорости тарируется в полете на мерной базе при испытаниях самолета.

Аэродинамические поправки самолетов различных типов могут быть различными как по величине, так и по знаку, и даже у самолетов одного и того же типа могут быть колебания

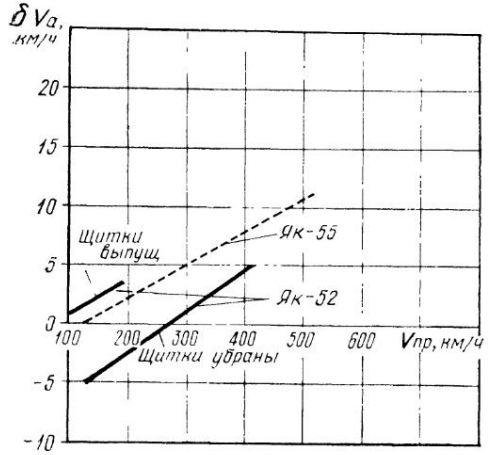


Рис. 70. График аэродинамических поправок к указателю скорости самолетов Як-52 и Як-55

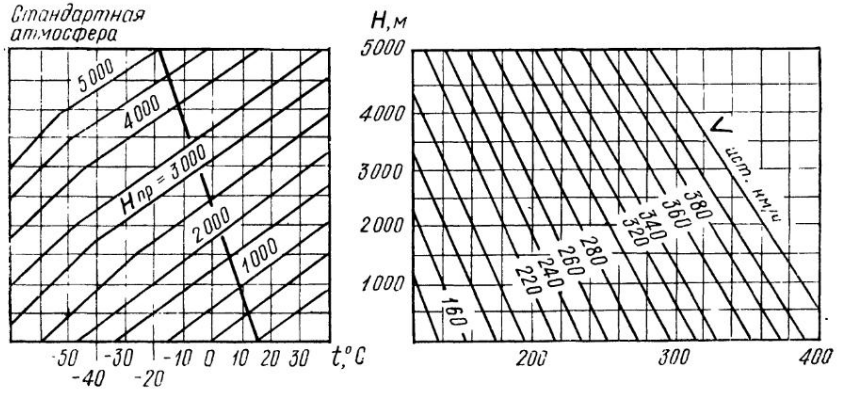


Рис. 71. График перевода скоростей полета по прибору в истинную и обратно с учетом температурной поправки

в величине аэродинамических поправок, что объясняется практически неизбежными отличиями в установке ПВД на различных экземплярах самолетов.

У большинства самолетов величина аэродинамической поправки зависит от скорости полета (рис. 70). На рисунке приведен усредненный график аэродинамических поправок к указателю скорости, установленному на самолетах Як-52 и Як-55.

Задача. На высоте H=1000 м самолет Як-55 на максимальном режиме работы двигателя развивает в горизонтальном полете скорость $V_{пр}$ = =315 км/ч. Определить истинную максимальную скорость полета ($V_{макс.ист}$).

Решение. 1. По графику рис. 70 определяем аэродинамическую поправку: при $V_{пр.макс}$=315 км/ч $\delta V_а$=5 км/ч.

2. Находим инструментальную поправку (она дается в Инструкции по эксплуатации самолета Як-55), она равна $\delta V_{ист}$=2 км/ч.

3. Находим истинную максимальную скорость на высоте:

$V_{i\,макс}=315+5+2=322$ км/ч;

$$V_{макс}=V_{i\,макс}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}=322\cdot 1{,}05\cong 338 \text{ км/ч}.$$

Для того чтобы облегчить работу летчика при расчете дальности и продолжительности полета, на рис. 71 приводится график перевода приборных скоростей в истинные и обратно для различных высот полета с учетом аэродинамических и инструментальных поправок. Этим графиком следует пользоваться при расчете дальности и продолжительности полета, а также в других случаях, требующих повышенной точности. Если в расчетах принять допустимую ошибку до 3%, то можно не учитывать аэродинамическую поправку и пользоваться при расчетах формулой (7.11).

На графиках рис. 71 приведены поправки перевода скорости полета по прибору в истинную и обратно с учетом температурной поправки.

7.1.7. 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

$$\frac{Y}{X}=\frac{G}{P_п}=K;\quad P_п=\frac{G}{K}. \tag{7.13}$$

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 (7.13) развернутое выражение подъемной силы, получим $P_п=\frac{C_{y\,г.п}\,\rho V^2}{2K}$. Из формулы видно, что потребная тяга горизонтального полета зависит от квадрата скорости.

На рис. 72 приведены кривые зависимости $P_п$ от скорости полета на высоте $H=500$ м для самолетов Як-52 и Як-55.

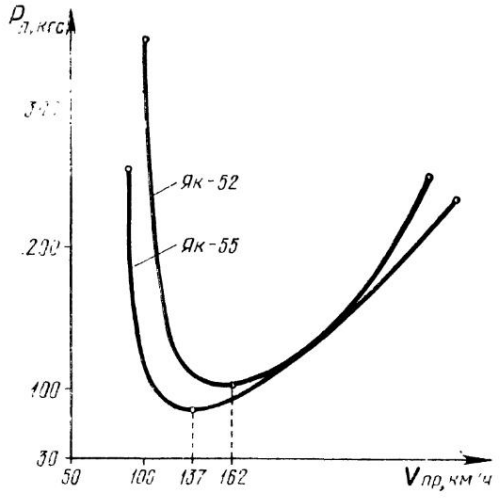


Рис. 72. Кривые потребных тяг для горизонтального полета самолетов Як-52 и Як-55

Задача 1. Определить тягу, потребную 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

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

Задача 2. Определить тягу, потребную 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

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

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 $N_п$.

Если при полете со скоростью $V_{г.п}$ требуется тяга $P_п$, то потребная мощность определяется по формуле

$$N_п = \frac{P_п V_{г.п}}{75}. \qquad (7.14)$$

Эта формула показывает, что потребная мощность зависит от тех же факторов, от которых зависят потребная тяга и скорость полета. Подставив в формулу (7.14) вместо $P_п$ и $V_{г.п}$ их развернутые выражения, получим развернутую формулу потребной мощности

$$N_п = \frac{\frac{G}{K}\sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}}}{75}. \qquad (7.15)$$

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 $G=\text{const}$ и $H=\text{const}$ потребная мощность зависит только от угла атаки и, как следствие, от скорости полета.

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

$$N_п = \frac{XV}{75}. \qquad (7.16)$$

Если в формулу подставить развернутое выражение лобового сопротивления, то получим

$$N_п = \frac{C_x \frac{\rho \cdot V^3}{2} S}{75}. \qquad (7.17)$$

Формула показывает, что мощность, потребная для горизонтального полета, пропорциональна кубу скорости (потребная тяга пропорциональна квадрату скорости). На рис. 73 приводятся кривые зависимости $N_п$ 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.

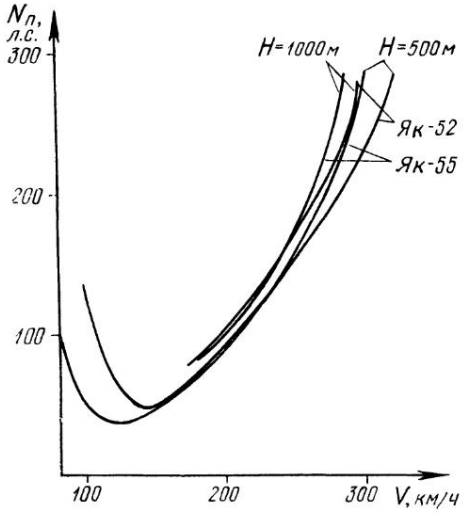


Рис. 73. Кривые мощностей, потребных для горизонтального полета

Задача. Определить мощность, потребную для горизонтального полёта 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

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

2. Качество самолета

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

3. Потребная тяга

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

4. Потребная мощность

$$N_п=\frac{P_п\cdot V_{г.п}}{75}=\frac{133\cdot 54{,}2}{75}\cong 96\cong 70{,}6 \text{ кВт}.$$

7.1.8. 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 $P_п$ и $N_п$ кривые располагаемых тяг и мощностей $P_р$ и $N_р$. Полученные таким образом кривые носят название кривых потребных и располагаемых

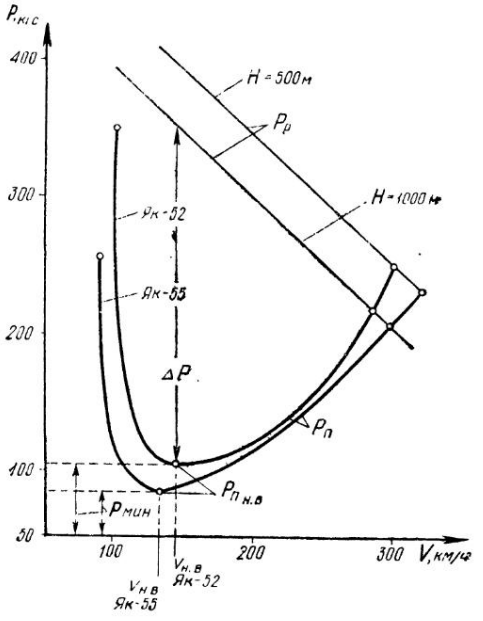


Рис. 74. Кривые располагаемых и потребных тяг самолетов Як-52 и Як-55 (кривые Н. Е. Жуковского)

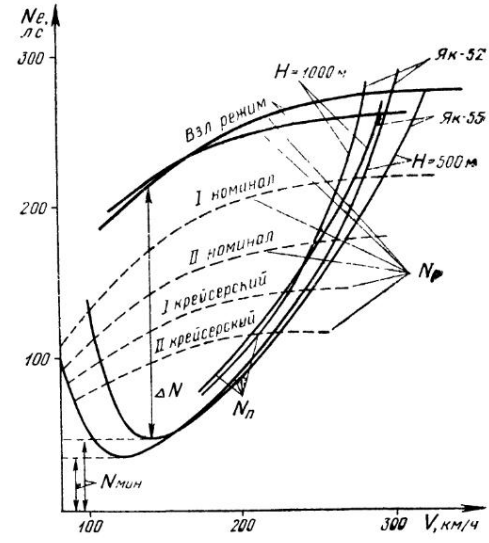


Рис. 75. Кривые располагаемых и потребных мощностей самолетов Як-52 и Як-55 (кривые Н. Е. Жуковского)

тяг и мощностей, или кривых Н. Е. Жуковского (рис. 74, 75). На рисунках приведены кривые $P_п$, $N_п$, $P_р$ и $N_р$ 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 ус-

тановка 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 $V_{г.п_{макс}}=300$ км/ч, для Як-55 — $V_{г.п_{макс}}=320$ км/ч).

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

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

$$P_п=\frac{G}{K_{макс}}. \qquad (7.18)$$

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

При наивыгоднейшем угле атаки требуется минимальная потребная тяга $P_{мин}$. 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 $P_{п_{н.в}}$ будет больше на эту величину. Минимальный километровый расход топлива получается на несколько большей скорости, чем наивыгоднейшая.

Далее, анализируя график рис. 74, 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 потреб-

ной тяги ($P_п = P_р$). 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. 74, можно сделать вывод, что на всех скоростях, кроме максимальной, тяга силовой установки $P_{р_{макс}}$ больше потребной тяги $P_п$.

7.1.9. РАЗНОСТЬ МЕЖДУ РАСПОЛАГАЕМЫМИ ПОТРЕБНЫМИ ТЯГАМИ И МОЩНОСТЯМИ

Разность между располагаемой и потребной тягами при той или иной скорости полета называется **избытком тяги** и обозначается ΔP:

$$\Delta P = P_{р\,макс} - P_п. \qquad (7.19)$$

На графике избыток тяги ΔP выражается расстоянием по вертикали между кривыми. При максимальной скорости избыток тяги равен нулю. С уменьшением скорости избыток тяги растет и достигает максимальной величины $\Delta P_{макс}$ при скорости, немного меньшей, чем наивыгоднейшая. При дальнейшем уменьшении скорости меньше наивыгоднейшей $V_{н.в}$ избыток тяги уменьшается.

На графике рис. 75 видно, что с увеличением угла атаки и уменьшением скорости полета потребная мощность быстро уменьшается. Это происходит до наивыгоднейшего угла атаки, который определяется путем проведения касательной из начала координат к кривой $N_п$.

Минимально потребную мощность можно определить, проведя касательную к кривой $N_п$ параллельно оси скоростей. Точка касания определяет угол атаки, который называется экономическим $\alpha_{эк}$. Скорость, соответствующая этому углу атаки и минимальной потребной мощности, называется **экономической скоростью горизонтального полета**, она всегда меньше наивыгоднейшей. На этой скорости часовой расход топлива наименьший, следовательно, продолжительность полета максимальная. На практике минимальный расход топлива получается на скорости, несколько большей, чем экономическая, из-за наличия потерь в двигателе.

Скорость, при которой часовой расход топлива минимальный, называется **режимом максимальной продолжительности полета.**

Как видно из графика рис. 75, при дальнейшем уменьшении скорости и увеличении угла атаки потребная мощность растет.

Минимальная скорость горизонтального полета находится путем проведения касательной параллельно оси N к кривой $N_п$.

Заканчивая рассматривать график рис. 75, можно сделать вывод: в горизонтальном полете потребная мощность равна располагаемой (при максимальной частоте вращения коленчатого вала) только при максимальной скорости горизонтального полета. Но и при любой другой скорости горизонтального полета должно сохраняться условие $N_р = N_п$, иначе горизонтальный полет невозможен. Следовательно, при полете на скоростях меньше $V_{макс}$ летчику необходимо уменьшить мощность силовой установки (уменьшить обороты двигателя).

Таким образом, на всех скоростях меньше максимальной имеется избыток мощности ΔN, который равен разности между располагаемой мощностью (при максимальной частоте вращения коленчатого вала) $N_{р_{макс}}$ и потребной при заданной скорости. Поэтому можно сделать вывод:

$$\Delta N = N_{р\,макс} - N_п. \qquad (7.20)$$

На графике рис. 75 избыток мощности на той или иной скорости можно измерить по соответствующему расстоянию между кривыми. Максимальный избыток мощности $\Delta N_{макс}$ имеется на скорости, близкой к наивыгоднейшей.

Задача 1. Определить наивыгоднейшую приборную скорость горизонтального полета самолета Як-52 с убранными шасси и посадочными щитками при полном взлетном весе G=1290 кгс.

Решение. 1. Определим истинную наивыгоднейшую скорость у земли (она же будет земной индикаторной)

$$V_{о\,н.в} = V_{и\,з}\sqrt{\frac{2G}{C_{у\,н.в}\rho_о S}} = \sqrt{\frac{2\cdot 1290}{0{,}75\cdot 0{,}125\cdot 15}} \approx 155 \text{ км/ч} \approx 43 \text{ м/с}.$$

2. По графику аэродинамических поправок (см. рис. 70) находим $\delta V_а = -4$ км/ч.

3. Находим приборную наивыгоднейшую скорость полета у земли

$V_{пр\,н.в} = V_{и\,з} - \delta V_а = 155 + 4 = 159$ км/ч.

Задача 2. Наивыгоднейшая скорость горизонтального полета самолета Як-52 при полном взлетном весе G=1290 кгс равна $V_{н.в}=155$ км/ч (у земли). Определить $V_{пр\,н.в}$ при полетном весе G=1180 кгс (меньше, чем нормальный, на 110 кгс).

Решение. 1.

$$\frac{\Delta V_{пр\,н.в}}{V_{пр\,н.в}} = \frac{1}{2}\cdot\frac{\Delta G}{G} = \frac{1}{2}\cdot\frac{110}{1290} = 0{,}042.$$

2. $\Delta V_{пр\,н.в} = 0{,}042\cdot V_{пр\,н.в} = 0{,}042\cdot 155 \approx 6{,}5$ км/ч.

3. $V_{пр\,н.в} = 155 - 6{,}5 \approx 148$ км/ч.

Приборная наивыгоднейшая скорость полета самолета Як-52 у земли при полетном весе G=1180 кгс равна 148 км/ч.

7.1.10. 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 $V_{макс}$, летчику необходимо задросселировать 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 задросселированного двигателя $N_{др}$.

Интервал первых режимов — это все скорости от $V_{макс}$ до $V_{эк}$, для которых производные мощности от скорости полета больше производной мощности задросселированного двигателя от скорости $\frac{dN_п}{dV} > \frac{dN_п}{dV}$. Интервал вторых режимов—это все скорости от $V_{эк}$ до $V_{мин}$, для которых $\frac{dN_п}{dV} < \frac{dN_п}{dV}$.

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 которой устанавливается равенство $\frac{dN_п}{dV} = \frac{dN_{др}}{dV}$ (рис. 76).

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. 76) двигатель должен быть задросселирован до характеристики $N_{др_1}$. 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 гори-

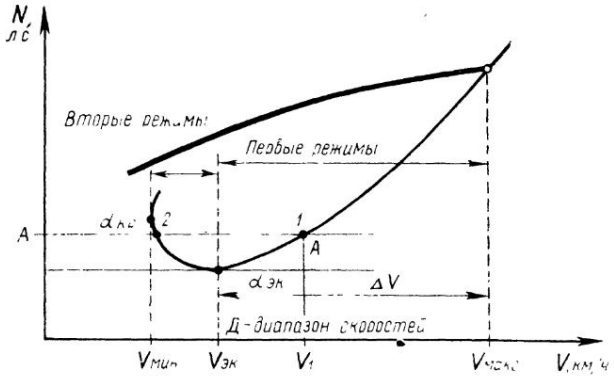


Рис. 76. Первые и вторые режимы и диапазоны скоростей горизонтального полета

зонтального полета — уменьшить мощность силовой установки (уменьшить частоту вращения коленчатого вала).

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 задросселировать 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 $V_{г.п}$, которую летчик выдерживает в горизонтальном полете, и экономической скоростью называется **запасом скорости** ΔV:

$$\Delta V = V_{г.п} - V_{эк}. \qquad (7.21)$$

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.

7.1.11. 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

$$Д = V_{макс} - V_{эк}. \qquad (7.22)$$

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.

Относительный диапазон скоростей и характерные скорости в диапазоне скоростей самолетов Як-52 и Як-55 приведены ниже (высота полета 500 м).

Таблица 4

Тип самолета	$V_{эк}$		$V_{н.в}$		$V_{макс}$		$\frac{V_{макс}-V_{эк}}{V_{макс}}$
	м/с	км/ч	м/с	км/ч	м/с	км/ч	
Як-52 G=1290 кгс	39	140	45	162	83,3	300	0,53
Як-55 G=870 кгс	31,9	115	38	137	88,8	320	0,64

7.1.12. ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРА УС-450К НА ВЫСОТЕ

С подъемом на высоту плотность воздуха уменьшается, что оказывает влияние на работу крыла и силовой установки — на летные качества самолета.

Рассмотрим влияние изменения высоты полета на потребную скорость горизонтального полета при условии $\alpha=\text{const}$ и $G=\text{const}$.

Таблица 5

Высота, м	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000	5500
$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}$	1	1,024	1,050	1,076	1,103	1,130	1,161	1,191	1,222	1,255	1,290	1,336

В горизонтальном полете подъемная сила крыла равна весу самолета $Y=G$, где $Y=C_y\frac{\rho V^2}{2}S$.

С увеличением высоты полета самолета плотность воздуха ρ уменьшается, следовательно, при неизменном угле атаки (коэффициент — C_y) и неизменной скорости полета V подъемная сила уменьшается, но в горизонтальном полете подъемная сила должна быть равна весу самолета. Вес самолета по условию постоянный. Так как по условию коэффициент подъемной силы C_y тоже постоянен, то компенсировать уменьшение плотности воздуха приходится увеличением скорости настолько, чтобы скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$ остался неизменным и тем самым осталась неизменной подъемная сила.

Таким образом, с увеличением высоты (при условии $\alpha=\text{const}$) потребная для полета скорость увеличивается.

Обозначим потребную для горизонтального полета скорость у земли через V_0 и плотность воздуха у земли через ρ_0, а потребную скорость на высоте через $V_н$, плотность воздуха — $\rho_н$.

Тогда поскольку C_y, G и S в обоих случаях одинаковы, можно написать

$$V_0 = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho_0 S}}, \qquad V_н = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho_н S}}.$$

Разделив второе уравнение на первое и сократив, получим

$$\frac{V_н}{V_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}$$

или

$$V_н = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}. \qquad (7.23)$$

Величину $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}$ называют высотным коэффициентом скорости. Значения высотных коэффициентов для разных высот приведены в табл. 5.

Задача. Определить скорость, потребную для горизонтального полета на высоте 2000 м, для самолета Як-55 при тех же значениях веса G = =870 кгс и коэффициенте подъемной силы C_y, что и у земли, если скорость полета у земли $V_0 = 270$ км/ч.

Решение. Пользуясь приведенной таблицей высотного коэффициента, определяем, что для высоты 2000 м его величина $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}$ равна 1,103.

Следовательно,

$V_н = V_0 \cdot 1{,}103 = 270 \cdot 1{,}103 \cong 298$ км/ч.

Истинная скорость полета на высоте 2000 м будет равна $V_{2000} \cong 298$ км/ч.

Следует помнить, что указатель скорости не отмечает влияние высоты на скорость полета. На любой высоте он показывает ту скорость, которую при данном весе и данном угле атаки самолет имел бы у земли.

При постоянных значениях α и G величина скоростного напора остается постоянной, т. е.

$$\frac{\rho_0 V_0^2}{2} = \frac{\rho_н V_н^2}{2}.$$

Но указатель скорости измеряет именно скоростной напор, а не скорость полета как таковую. Так как скоростной напор на любой высоте при неизменном коэффициенте C_y остается постоянным, то и показания указателя скорости остаются постоянными.

Практически минимальной скоростью является экономическая скорость — граница между первыми и вторыми режимами. Эта практически минимальная скорость на всех высотах по прибору одинакова (при неизменном весе самолета), и поэтому летчик, чтобы не попасть в интервал вторых режимов, не должен уменьшать скорость по прибору ниже экономической.

7.1.13. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ПОТРЕБНУЮ МОЩНОСТЬ. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ МОЩНОСТИ НА ВЫСОТЕ

С высотой потребная тяга при неизменных весе и угле атаки остается неизменной, а потребная скорость возрастает пропорционально высотному коэффициенту. В таком же отношении возрастает и потребная мощность. Обозначим мощность, потребную для горизонтального полета у земли при некотором угле атаки, через N_0, а потребную мощность на высоте при этом же угле атаки через $N_н$. Тогда

$$N_0 = \frac{P_0 V_0}{75}, \qquad N_н = \frac{P_н V_н}{75}.$$

Разделив первое уравнение на второе и учитывая, что $P_0 = P_н$, сократив эти уравнения на величину тяги, получим

$$\frac{N_0}{N_н} = \frac{V_0}{V_н}.$$

Вместо скорости $V_н$ подставим ее значение, найденное выше, тогда

$$\frac{N_0}{N_н} = \frac{V_0}{V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}},$$

преобразуя, получим

$$N_н = N_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}. \qquad (7.24)$$

Таким образом, с увеличением высоты полета потребная мощность, как и потребная скорость, возрастает пропорционально высотному коэффициенту. Потребная и располагаемая мощности, как уже говорилось, изменяются с высотой. Зная закон их изменения, можно кривую Н. Е. Жуковского, построенную для высоты $H=0$, перестроить для любой высоты и определить изменение летных качеств самолета с подъемом на высоту. Изменение мощности силовой установки с высотой будет различно в зависимости от того, каким двигателем снабжен самолет — высотным или невысотным.

Самолеты Як-52 и Як-55 снабжены невысотным двигателем М-14П. У двигателя М-14П мощность начинает падать от земли, следовательно, кривые располагаемых мощностей будут тем ближе к оси V, чем больше высота полета.

Кривые потребных мощностей, наоборот, будут располагаться все дальше от оси V и от оси N, так как с ростом высоты потребная скорость и мощность возрастают (см. рис. 75). Гра-

фики рисунка называются **высотной характеристикой самолетов Як-52** и **Як-55**. Анализируя кривые графиков, можно сделать заключение:

с увеличением высоты потребная мощность возрастает, располагаемая мощность уменьшается;

с увеличением высоты максимальный избыток мощности уменьшается и на некоторой высоте становится равным нулю. Высота, на которой избыток мощности (при полной частоте вращения коленчатого вала двигателя) становится равной нулю, называется **теоретическим потолком самолета.**

Для самолета Як-52 эта высота H=4000 м, для Як-55 — H=4000 м. Таким образом, потолок данного самолета есть та предельная высота, на которой он может еще совершать горизонтальный полет. С увеличением высоты диапазон скоростей горизонтального полета уменьшается. На потолке самолета диапазон скоростей становится равным нулю и горизонтальный полет возможен только на экономической скорости.

Имея график рис. 75, можно определить максимальную и экономическую скорости полета самолетов Як-52 и Як-55 для разных высот. Откладывая эти скорости и соответствующие им высоты на осях N_e и V, можно построить кривые, показывающие изменение $V_{эк}$ и $V_{макс}$ и изменение диапазона скоростей с увеличением высоты полета для самолетов Як-52 и Як-55.

7.1.14. ВЛИЯНИЕ УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА ЛЕТНЫЕ КАЧЕСТВА САМОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

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 потребная скорость V при расчетном весе G, то вычислить потребную 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

$$\frac{V_1}{V}=\sqrt{\frac{G_1}{G}}, \qquad V_1=V\sqrt{\frac{G_1}{G}}. \tag{7.25}$$

Из формулы видно, что при уменьшении полетного веса потребная скорость уменьшается пропорционально квадратному корню отношения весов (плотность воздуха неизменна). При уменьшении веса на самолетах Як-52 и Як-55 потребная 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 (7.25)

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

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;

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.

7.1.15. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ Як-52 И Як-55

Равномерно дующий ветер не влияет на горизонтальный полет самолета, так как аэродинамические силы зависят от воздушной скорости полета, а на воздушную скорость самолета равномерно дующий ветер не влияет.

Рассмотрим влияние порывистого ветра. Порывистый ветер— это ветер, скорость которого меняется за короткие промежутки времени. Скорость ветра все время колеблется около какой-то средней величины, которая называется **средней скоростью ветра.**

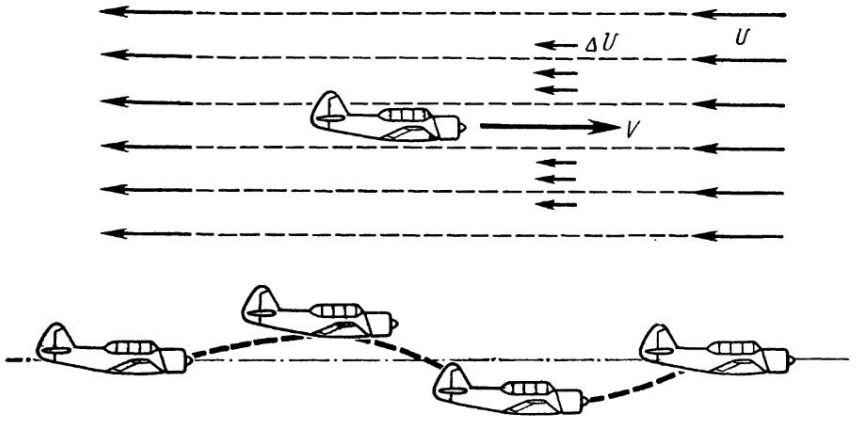


Рис. 77. Влияние порывистого ветра на горизонтальный полет самолета

Представим, что дует ветер, скорость которого изменяется от 8 до 14 м/с, средняя величина скорости ветра составляет 11 м/с. Самолет летит против ветра со скоростью 60 м/с (рис. 77). Допустим, что скорость ветра внезапно возросла до 18 м/с, порыв продолжался одну секунду, ΔU составляет 7 м/с. Так как самолет не успевает отреагировать на скорость быстро изменяющегося воздушного потока, то скорость набегающего воздушного потока на крыло увеличивается на 7 м/с, самолет подбросит вследствие увеличения подъемной силы, общая скорость будет равна $V_1 = V + \Delta U = 60 + 7 = 67$ м/с. Если скорость ветра при тех же условиях уменьшится на $\Delta U = 7$ м/с, то самолет провалится вследствие резкого уменьшения подъемной силы крыла и скорость будет равна $V_2 = V - \Delta U = 60 - 7 = 53$ м/с. При полете самолета по ветру будет наблюдаться обратная картина. При резком увеличении скорости ветра подъемная сила крыла резко уменьшается и самолет проваливается вниз, при резком уменьшении ветра подъемная сила крыла резко увеличивается и самолет подбросит вверх, кроме того, в результате бросков вверх-вниз самолет будет колебаться вокруг центра тяжести. Если правое и левое полукрылья будут оказываться под действием разных по силе порывов, то будет нарушаться поперечное равновесие самолета. Боковой порывистый ветер будет нарушать и путевое равновесие самолета (изменять направление полета). Таким образом, можно сделать вывод, что действие ветра влияет на траекторию полета, которая становится волнообразной, а также нарушается равновесие самолета.

Порывистый ветер болтает самолет, а боковой порывистый ветер сбивает с курса самолет — самолет «рыскает».

Положительные и отрицательные порывы ветра чередуются между собой, поэтому на общую воздушную скорость вызываемые им колебания не сказываются.

Следовательно, на практике считается, что порывистый ветер на воздушную скорость и режим полета влияния не оказывает (скорость V и угол атаки α остаются постоянными).

Течение воздуха может быть наклонным, а также вертикальным (восходящим и нисходящим). В результате сложения двух составляющих скоростей (скорости самолета и скорости ветра) самолет будет резко подниматься, при вертикальной составляющей, направленной вверх, и снижаться (при вертикальной составляющей, направленной вниз). То есть самолет «бросает» вверх, вниз.

В неспокойной атмосфере вследствие резкого и кратковременного изменения подъемной силы крыла возможны аэродинамические нагрузки, которые достигают величины, превышающей в 2,5 раза вес самолета.

7.2. УСТАНОВИВШИЙСЯ ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

7.2.1. УСЛОВИЕ РАВНОВЕСИЯ СИЛ ПРИ ПОДЪЕМЕ

Установившимся подъемом самолета называется прямолинейный равномерный полет самолета с набором высоты (рис. 78). Угол, заключенный между траекторией подъема и горизонтом, называется **углом наклона траектории** и обозначается буквой θ.

При установившемся подъеме на самолет действуют те же силы, что и в горизонтальном полете.

На рис. 78 показана схема сил, действующих на самолет при подъеме. Подъемная сила Y, перпендикулярная траектории подъема, уравновешивает нормальную составляющую силы веса $G\cos\theta$, чем объясняется прямолинейность полета при подъеме. Сила тяги P уравновешивает силу лобового сопротивления X и составляющую веса самолета $G\sin\theta$, чем объясняется постоянство угла набора. Из рисунка также видно, что чем больше величина угла подъема θ, тем меньшую часть веса уравновешивает подъемная сила крыла и тем большую часть веса берет на себя тяга воздушного винта. Когда самолет выполняет полет вертикально вверх, то вся сила веса уравновешивается тягой воздушного винта.

Уравнения движения самолета при установившемся подъеме имеют следующий вид:

$$P - X - G\sin\Theta = 0 \text{ (условие } V = \text{const}),$$
$$Y - G\cos\Theta = 0 \text{ (условие } \Theta = \text{const}). \qquad (7.26)$$

При этом принято, что условия $\Sigma M_{цт} = 0$ и $Z_{бок} = 0$ выполняются.

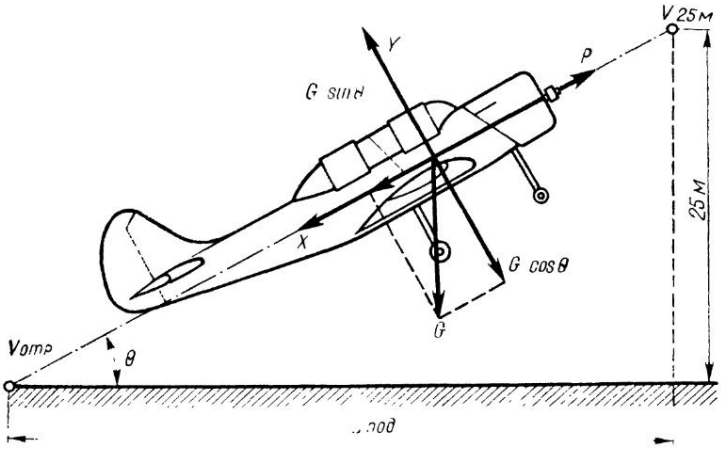


Рис. 78. Схема сил, действующих на самолет при подъеме

7.2.2. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

Потребной скоростью установившегося подъема $V_{под}$ называется скорость по восходящей траектории, необходимая для создания подъемной силы, равной нормальной составляющей веса $G\cos\theta$ самолета на данном угле атаки.

Как уже говорилось, при установившемся подъеме подъемная сила равна составляющей силы веса $G\cos\theta$, откуда

$$G\cos\theta = Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Следовательно,

$$V_{под} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}\cos\theta} = V_{г.п}\sqrt{\cos\theta},$$

откуда

$$V_{под} = V_{г.п}\sqrt{\cos\theta}. \qquad (7.27)$$

Так как $\cos\theta$ всегда меньше единицы, то потребная скорость на подъеме всегда меньше потребной скорости горизонтального полета на том же угле атаки.

На практике для самолетов Як-52 и Як-55 разница между скоростью горизонтального полета $V_{г.п}$ и скоростью установившегося подъема $V_{под}$ незначительна, так как угол подъема не превышает 15°, а при таких углах подъема $\cos\theta \cong 1$ и, следовательно, $V_{под} \cong V_{г.п}$ при одних и тех же углах атаки.

Задача. Самолет Як-55 развивает в горизонтальном полете скорость $V_{г.п} = 250$ км/ч. Определить скорость при подъеме с тем же углом атаки, если угол подъема $\theta = 10°$.

Решение. 1. Находим значение cos 10° по таблице: cos 10°=0,992; следовательно, $V_{под}=V_{г.п}\sqrt{\cos\theta}\cong 250\cdot 0{,}992\cong 247$ км/ч.

Разница между скоростью горизонтального полета $V_{г.п}$ и скоростью подъема $V_{под}$ составляет 3 км/ч.

7.2.3. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

При подъеме сила тяги самолета уравновешивает составляющую веса самолета $G\sin\theta$ и силу лобового сопротивления:

$$P_{под}=X_{под}+G\sin\theta. \tag{7.28}$$

На небольших углах подъема сила лобового сопротивления самолета мало отличается от его величины в установившемся горизонтальном полете. Следовательно,

$$X_{под}\cong X_{г.п}=P_{п_{г.п}}.$$

Тогда

$$P_{под}=P_{п_{г.п}}+G\sin\theta. \tag{7.29}$$

Можно сказать, что потребная тяга при подъеме складывается из тяги горизонтального полета и дополнительной тяги, необходимой для преодоления составляющей веса самолета, и тогда формула (7.29) будет иметь вид

$$P_{под}=P_{г.п}+\Delta P. \tag{7.30}$$

Чтобы убедиться в этом, обратимся к кривым Н. Е. Жуковского — располагаемых и потребных тяг в горизонтальном полете самолета Як-55 (см. рис. 74).

Пусть летчик совершает на этом самолете горизонтальный полет при полетном весе G=870 кгс со скоростью V=200 км/ч на высоте 1000 м. При этой скорости двигатель задросселирован на определенную величину, так как для горизонтального полета на этой скорости требуется меньшая тяга, чем располагаемая (при максимальных оборотах двигателя). Следовательно, остается избыток тяги, равный $\Delta P=P_р-P_п$.

Если летчик увеличит обороты двигателя до максимальных, сохраняя при этом прежний угол атаки, то самолет начнет набирать высоту и не сможет продолжать горизонтальный полет. При этом избыток тяги $\Delta P=183$ кгс есть тяга, необходимая для преодоления составляющей веса самолета. Каждой скорости соответствует определенный максимальный угол набора высоты. Если угол набора увеличивать от этого значения, то скорость будет уменьшаться, если уменьшать — скорость будет увеличиваться (при условии сохранения постоянного угла атаки).

7.2.4. УГОЛ ПОДЪЕМА САМОЛЕТА, РЕЖИМ НАИБОЛЕЕ КРУТОГО ПОДЪЕМА

Угол подъема легко определить из формул (7.29, 7.30), преобразуя их, получим

$$\sin\theta = \frac{P_{под} - P_{п}}{G} = \frac{\Delta P}{G}, \qquad (7.31)$$

где ΔP — избыток тяги силовой установки над потребной тягой для горизонтального полета на той же высоте и скорости полета. Следовательно, максимальный угол подъема самолета будет достигаться при максимальном избытке тяги

$$\sin\theta_{макс} = \frac{\Delta P_{макс}}{G}, \qquad (7.32)$$

где $\Delta P_{макс} = (P_{р} - P_{п})_{макс}$.

Зная $\sin\theta$, можно найти и угол подъема θ. В приведенном выше примере избыток тяги равен $\Delta P = 183$ кгс при взлетном весе самолета Як-55, равном $G = 870$ кгс. Следовательно, $\sin\theta = \frac{183}{870} = 0{,}210$, а угол набора равен $\theta_{п} = 12°$. Анализируя формулу (7.32), можно сделать выводы:

угол подъема тем больше, чем больше избыток тяги и чем меньше вес самолета. Так как избыток тяги в горизонтальном полете на разных скоростях полета имеет разные соответствующие значения, то из этого следует, что каждой скорости горизонтального полета соответствует определенный угол подъема.

Наибольший угол подъема соответствует максимальному избытку тяги; для самолетов Як-52 и Як-55 избыток тяги имеет максимальное значение на экономической скорости полета. Соответственно на этой скорости достигается самый крутой подъем.

Задача 1. Определить максимальный угол подъема самолета Як-52 при полетном весе, равном $G = 1290$ кгс на высоте $H = 500$ м.

Решение. 1. Определяем по кривым располагаемых и потребных тяг самолета Як-52 максимальный избыток тяги при $V_{эк} = 140$ км/ч. Он равен $\Delta P_{макс} = 295$ кгс.

2. По формуле (7.32) находим, чему равен $\sin\theta$:

$$\sin\theta = \frac{\Delta P_{макс}}{G} = \frac{295}{1290} = 0{,}228.$$

Откуда угол набора $\theta = 13°$.

Задача 2. Определить максимальный угол подъема самолета Як-55 при полетном весе $G = 870$ кгс.

Решение. 1. Определяем по кривым располагаемых и потребных тяг самолета Як-55 максимальный избыток тяги на $V_{эк} = 115$ км/ч. Он равен $\Delta P_{макс} = 336$ кгс.

2. По формуле (7.32) находим, чему равен $\sin\theta$:

$$\sin\theta = \frac{\Delta P_{макс}}{G} = \frac{335}{870} = 0{,}385.$$

Откуда угол набора равен $\theta \cong 23°$.

Как уже указывалось, режим набора на экономической скорости соответствует крутому набору высоты. Однако самый крутой набор высоты (подъем) — это не самый быстрый подъем. Он связан с риском потери скорости.

С увеличением высоты полета приборная скорость, соответствующая режиму наиболее крутого подъема, остается постоянной, а величина $\theta_{макс}$ уменьшается (из-за уменьшения тяги с высотой) и на теоретическом потолке обращается в нуль.

7.2.5. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ПРИ ПОДЪЕМЕ. ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ НАБОРА. РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОЙ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ

Для определения потребной мощности при подъеме необходимо потребную тягу умножить на скорость при подъеме $V_{под}$ и разделить на 75. Аналогично нужно делить и слагаемые правой части формулы (7.28):

$$\frac{P_{под}V_{под}}{75} = \frac{XV_{под}}{75} + \frac{G \sin \theta V_{под}}{75},$$

где

$$N_{под} = \frac{P_{под}V_{под}}{75}.$$

Следовательно, потребная мощность $N_{под}$ (в л. с. или Вт) будет равна

$$N_{под} = \frac{XV_{под}}{75} + \frac{G \sin \theta V_{под}}{75}. \qquad (7.33)$$

В формуле (7.33) первое слагаемое — это мощность, затрачиваемая на преодоление лобового сопротивления. При малых углах подъема θ ее можно считать равной мощности, потребной для горизонтального полета с тем же углом атаки $N_{гор}$. Вторая составляющая — это мощность, затрачиваемая на компенсацию составляющей веса самолета $G \sin \theta$.

При подъеме самолет, двигаясь вверх, набирает высоту. Разложим скорость полета при подъеме на горизонтальную составляющую V_x и вертикальную составляющую V_y (рис. 79). Из прямоугольного треугольника скоростей находим выражение для вертикальной скорости подъема

$$V_y = V_{под} \sin \theta.$$

Следовательно, второе слагаемое формулы (7.33) требуется для создания вертикальной скорости V_y, на это расходуется избыток мощности ΔN:

$$\sin \theta = \frac{\Delta P}{G},$$

тогда

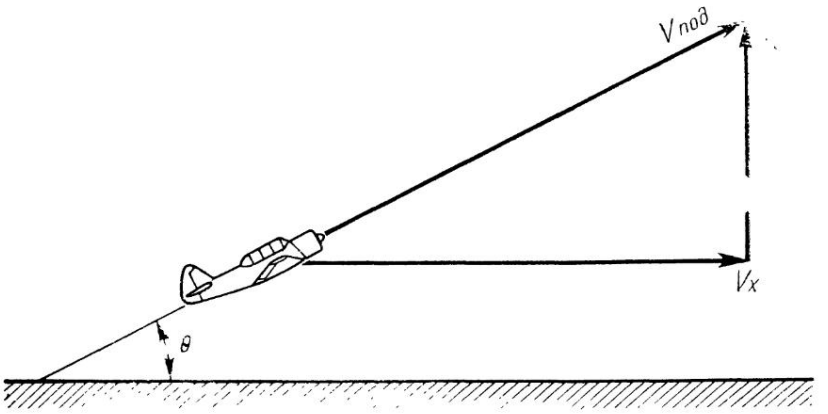


Рис. 79. К определению вертикальной скорости подъема

$$V_y = V_{под} \frac{\Delta P}{G} = 75 \frac{\Delta N}{G},$$

следовательно,

$$V_{y_{макс}} = 75 \frac{\Delta N_{макс}}{G}, \qquad (7.34)$$

где $\Delta N_{макс} = (N_р - N_п)_{макс}$.

Максимальное значение вертикальной скорости подъема на каждой высоте полета определяется максимальным избытком скорости и называется **максимальной скороподъемностью** самолета на данной высоте.

Максимальный избыток мощности можно найти на рис. 75 по кривым потребных и располагаемых мощностей.

Так как избыток мощности определяется произведением избытка тяги на скорость, то режим максимальной скороподъемности всегда соответствует значительно большей скорости полета, чем режим наиболее крутого подъема.

Так, для самолета Як-52 при взлетном весе G=1290 кгс максимальная избыточная мощность в горизонтальном полете на высоте H=500 м равна ΔN=156 л. с. или 114,8 кВт (см. рис. 75). Поэтому вертикальная максимальная скорость у земли на высоте H=500 м будет равна

$$V_{y_{макс}} = 75 \frac{\Delta N_{макс}}{G} = \frac{75 \cdot 176}{1290} \cong 10{,}0 \text{ м/с}$$

(при скорости подъема, равной V=162 км/ч).

Для самолета Як-55 при взлетном весе G=870 кгс максимальная избыточная мощность на высоте полета H=500 м равна ΔN=176 л. с. или 129,4 кВт. Поэтому вертикальная максимальная скорость у земли на высоте H=500 м будет равна

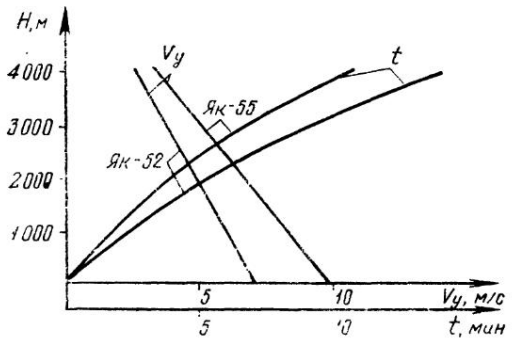


Рис. 80. Зависимость максимальной вертикальной приборной скорости от высоты полета

$$V_{y_{макс}} = \frac{75 \cdot 176}{870} \cong 15{,}1 \text{ м/с}$$

(при скорости подъема, равной V = 137 км/ч).

Таким образом, самым быстрым подъемом является подъем на скорости, соответствующей скорости наивыгоднейшего угла атаки, при этом вертикальная скорость подъема имеет максимальную величину $V_{y_{макс}}$.

По мере подъема величина скороподъемности самолета с увеличением высоты падает, так как уменьшается ΔN и на статическом потолке обращается в нуль. График зависимости V_y от высоты полета называется графиком скороподъемности самолетов Як-52 и Як-55 (рис. 80).

Для облегчения выдерживания режима наибольшей скороподъемности с подъемом на высоту рекомендуется на самолетах Як-52 и Як-55 приборную скорость подъема по траектории набора уменьшать на 10 км/ч на каждую 1000 м.

Более общим показателем скороподъемности самолета является время, необходимое для набора той или иной высоты (см. рис. 80). Кривая на рисунке называется барограммой подъема (зависимость времени набора от высоты полета).

З а д а ч а. Пользуясь кривыми Н. Е. Жуковского для самолета Як-55, определить вертикальную скорость подъема самолета Як-55 на высоте H = 500 м при V = 170 км/ч, оборотах двигателя n = 100%, G = 870 кгс, t = +30°C, t = −25°C.

Р е ш е н и е. 1. Определим истинную скорость подъема при стандартных условиях:

$$V_{ст} = V_{пр} + \delta V_a = 170 + 2 = 172 \text{ км/ч},$$

где $\delta V_a = 2$ км/ч — аэродинамическая поправка к указателю скорости.

При фактических температурных условиях скорость подъема равна:

а) t = +30 °C (T = 303 K),

$$\frac{V_{под}}{V_{ст}} = \sqrt{\frac{\rho_{ст}}{\rho}} = \sqrt{\frac{T}{T_{ст}}},$$

откуда

$$V_{под}=V_{ст}\sqrt{\frac{303}{288}}=172\cdot 1{,}025\cong 176 \text{ км/ч};$$

б) t=—25°C (T=248 K),
откуда

$$V_{под}=V_{ст}\sqrt{\frac{248}{288}}=172\cdot 0{,}93\cong 160 \text{ км/ч}.$$

2. По кривым Н. Е. Жуковского (см. рис. 74) находим избыток тяги силовой установки в установившемся наборе высоты на высоте H=500 м:

а) при t=+30°C (T=303 K) и V=176 км/ч; $P_{ст}=365$ кгс,

$$\Delta P=P_р-P_п=P_{ст}\frac{T^2_{ст}}{T^2}-P_п=365\frac{288^2}{303^2}-90=239 \text{ кгс};$$

б) при t=—25°C (T=248 K) и V=160 км/ч,

$$\Delta P=P_р-P_п=P_{ст}\frac{T^2_{ст}}{T^2}-P_п=369\frac{288^2}{248^2}-90=402 \text{ кгс}.$$

3. Определим вертикальные скорости полета (подъема):

а) t=+30°,

$$V_у=V_{под}\frac{\Delta P}{G}=176\cdot\frac{239}{870}\cong 13{,}4 \text{ м/с};$$

б) t=—25°,

$$V_у=V_{под}\frac{\Delta P}{G}=160\cdot\frac{402}{870}\cong 20{,}5 \text{ м/с}.$$

7.2.6. 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 $V_у$ 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.**

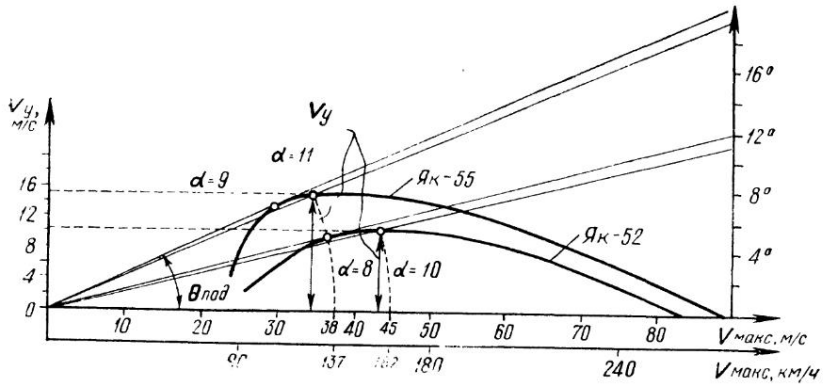


Рис. 81. Поляры скоростей подъема самолетов Як-52 и Як-55

Поляра скоростей подъема самолетов Як-52 и Як-55 на высоте 500 м и максимальном режиме работы силовой установки показана на рис. 81.

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 $V_{под}$ 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.

1. **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 $V_{пр}=162$ км/ч, $V_{y_{макс}}=10$ м/с, $\alpha=8°$.

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

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

2. **Режим наиболее крутого подъема**

Определяется проведением касательной к поляре скоростей из начала координат. Для самолета Як-52 при оборотах двига-

теля n=100%, на высоте полета H=500 м и $V_{пр}$=140 км/ч — $\theta_{макс}$=12°. Для самолета Як-55 при оборотах двигателя n= =100%, на высоте полета H=500 м и $V_{пр}$=115 км/ч — $\theta_{макс}$= =22°.

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. 82).

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 уравновешивающий составляющую веса $G \sin \theta_1$, окажется недостаточным для уравновешивания 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 $\Delta P_2 = G \sin \theta_2$ 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.

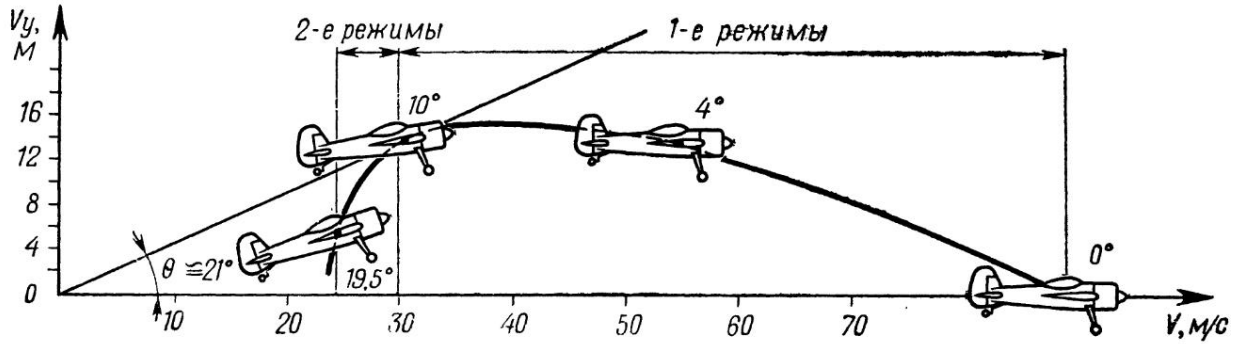


Рис 82. 1-е и 2-е режимы подъема

7.2.7. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ, ПОТОЛОК И СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ САМОЛЕТА

На самолетах Як-52 и Як-55 установлен не высотный двигатель, поэтому по мере подъема от земли избыток мощности уменьшается, следовательно, уменьшается и вертикальная скорость подъема.

Теоретическим потолком самолета называется высота, на которой избыток мощности станет равным нулю, вследствие чего станет равной нулю и вертикальная скорость подъема.

Теоретический потолок на практике недостижим, так как вертикальная скорость по мере приближения к нулю имела бы столь малую и все уменьшающуюся величину, что для подъема на теоретический потолок потребовалось бы бесконечное время. Поэтому введено в аэродинамике и динамике полета самолета понятие **практический потолок.** Это высота, на которой $V_{y_{макс}} = 0{,}5$ м/с, так как набор высоты с еще меньшей вертикальной скоростью нецелесообразен (за исключением отдельных случаев, например, при рекордном полете).

Определим скорость, которая соответствует наиболее быстрому подъему до практического потолка.

Для наиболее быстрого подъема необходима наивыгоднейшая скорость полета, соответствующая максимальному значению избытка мощности $\Delta N_{макс}$ и максимальному значению вертикальной скорости подъема $V_{y_{макс}}$. Так как у земли прибор указателя скорости УС-450К показывает истинную скорость (если не учитывать инструментальную и аэродинамическую поправки), то в начале подъема должна выдерживаться указанная скорость. По мере подъема на высоту скорость увеличивается, а указатель скорости УС-450К (при неизменном угле атаки) будет показывать по-прежнему наивыгоднейшую скорость у земли. Поэтому, если за время подъема будет выдерживаться наивыгоднейшая скорость, то на некоторой высоте истинная скорость окажется больше наивыгоднейшей скорости полета и подъем замедлится, а на потолке прекратится. Следовательно, по мере подъема необходимо уменьшать скорость по прибору (увеличивать угол атаки) так, чтобы к потолку подойти на экономической скорости полета (так как на потолке самолет может лететь горизонтально только на экономической скорости).

7.2.8. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОДЪЕМ

Как уже рассматривалось, в горизонтальном полете ветер не влияет на воздушную скорость и, как следствие, на потребную тягу и мощность.

Это полностью справедливо и для режимов набора высоты (установившегося подъема), связь между воздушной скорос-

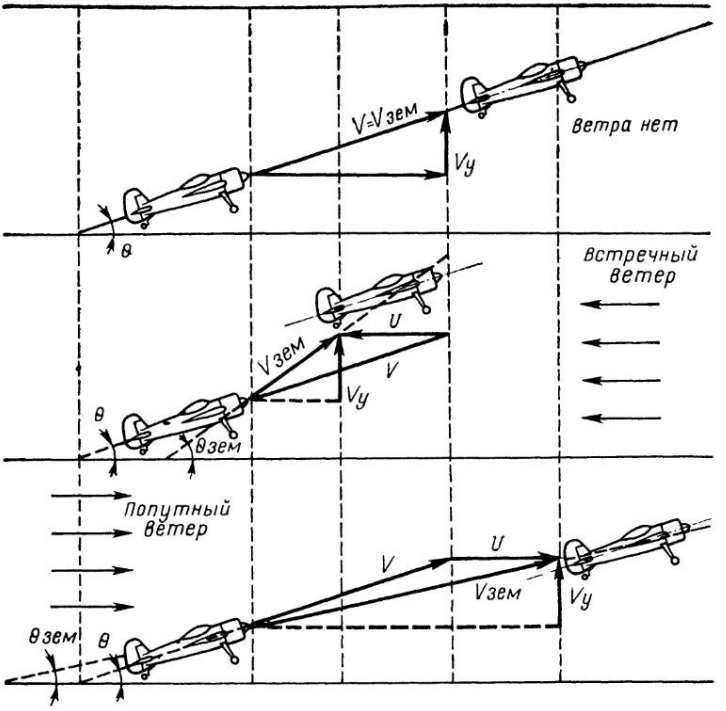


Рис. 83. Влияние ветра на угол подъема относительно земли

тью, углом атаки и углом наклона траектории набора (угол подъема) остается без изменений.

Ветер не изменяет летных качеств самолета относительно воздушной скорости при подъеме, но изменяет их относительно земли.

Рассмотрим влияние ветра на угол подъема самолета относительно земли. На рис. 83 показан подъем самолета при некотором угле подъема θ и заданной скорости V при безветрии, при встречном ветре и попутном, скорость U в обоих случаях взята одна и та же и не изменяется с высотой.

При подъеме без ветра (штиль) скорость подъема будет равна воздушной скорости. При встречном и попутном ветре самолет передвигается вместе с воздушным потоком. При попутном ветре необходимо сложить скорость самолета относительно воздушного потока V и скорость воздушного потока относительно земли U. При встречном ветре, наоборот, вычесть скорость воздушного потока U из скорости самолета относительно воздушного потока.

При попутном и встречном ветре вертикальная скорость будет одна и та же, не изменяется и время набора. Анализируя вышесказанное, из рис. 83 можно сделать вывод, что из-

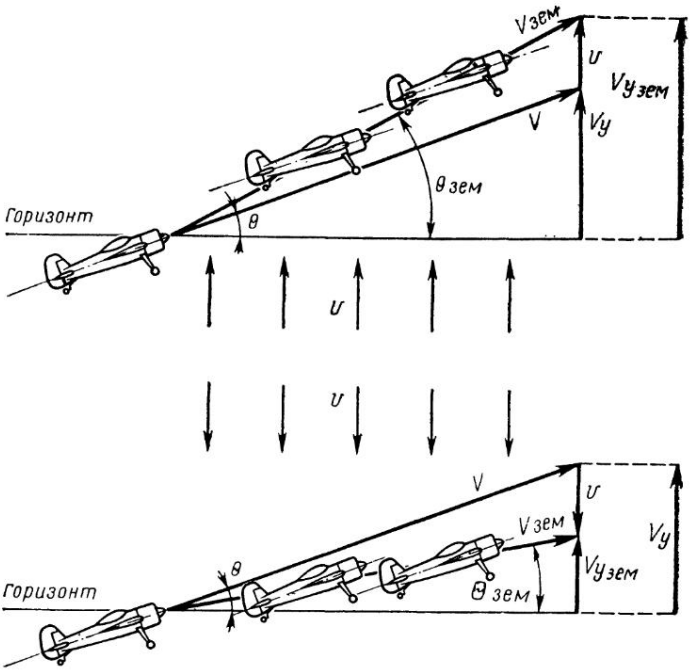


Рис. 84. Влияние восходящих и нисходящих потоков на вертикальную скорость подъема относительно земли и угол подъема

меняется лишь угол подъема относительно земли. При встречном ветре он будет больше, при попутном ветре меньше.

При вертикальном перемещении воздушного потока изменяется не только угол подъема относительно земли, но и вертикальная скорость подъема относительно земли (рис. 84). При восходящих перемещениях воздушного потока вертикальная скорость подъема будет равна сумме вертикальной скорости подъема относительно воздушного потока и скорости воздушного потока: $V_{у_{зем}} = V_у + U$, а при нисходящих перемещениях воздушного потока — разности $V_{у_{зем}} = V_у - U$. Следовательно, в первом случае самолет будет быстрее набирать высоту, а во втором — медленнее, чем при безветрии.

7.3. УСТАНОВИВШЕЕСЯ ПЛАНИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

7.3.1. УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ СИЛ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ. ПИКИРОВАНИЕ

Установившимся планированием самолета называется прямолинейный равномерный полет с пологим снижением с постоянной воздушной скоростью (рис. 85).

Угол, заключенный между траекторией планирования и горизонтом, называется углом планирования θ.

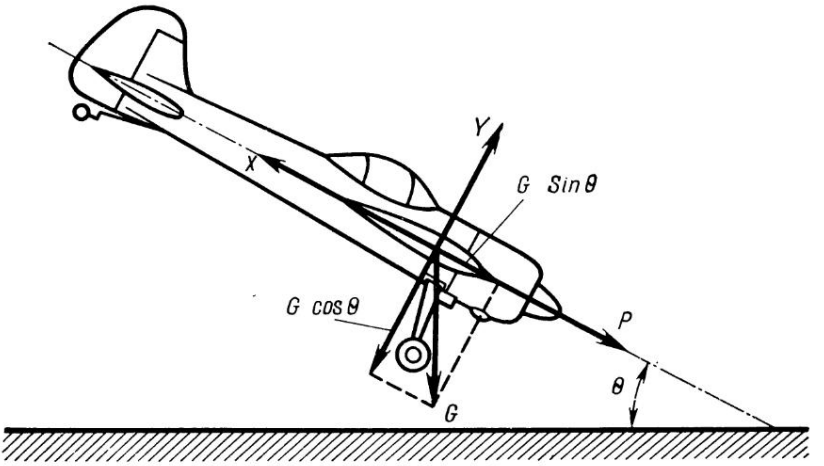


Рис. 85. Схема действующих сил на самолет при планировании

Планирование может быть осуществлено с работающим двигателем, когда тяга или равна нулю или очень мала, и с выключенным двигателем и остановленным винтом.

Рассмотрим планирование самолета. На рис. 85 показана схема сил, действующих на самолет при планировании. Подъемная сила Y, направленная перпендикулярно траектории планирования, уравновешивает составляющую веса самолета $G \cos \theta$, чем достигается постоянство угла планирования.

Сила лобового сопротивления X уравновешивает составляющую веса самолета $G \sin \theta$ и тягу силовой установки P, чем достигается постоянство скорости планирования.

На планировании при остановленном двигателе сила лобового сопротивления X уравновешивается составляющей веса $G \sin \theta$:

$$X = G \sin \theta.$$

На планировании с задросселированным двигателем сила лобового сопротивления X уравновешивается тягой задросселированного двигателя $P_{др}$ и составляющей веса $G \sin \theta$:

$$X = P_{др} + G \sin \theta.$$

Установившееся планирование определяется следующими уравнениями движения:

условие постоянства скорости

$$X = G \sin \theta = 0;$$

условие постоянства угла планирования

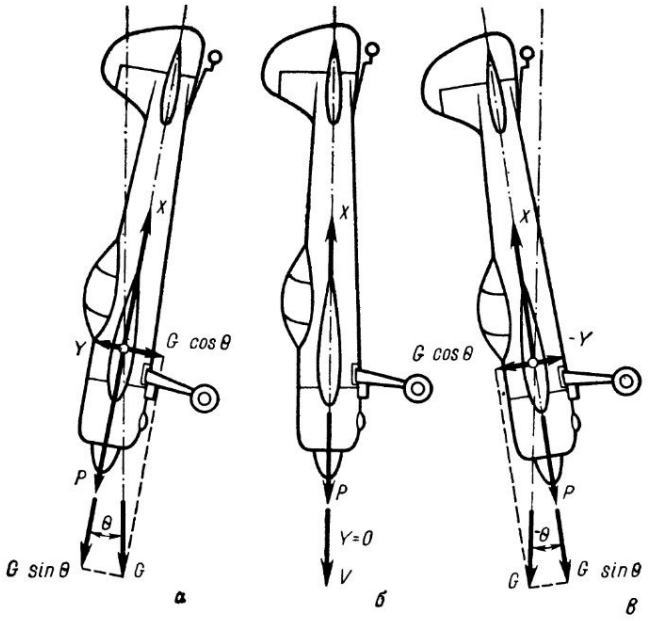


Рис. 86. Пикирование самолета:
а — пикирование с углом более 30°; *б* — отвесное пикирование; *в* — отрицательное пикирование

$$Y = G \cos \theta = 0. \qquad (7.35)$$

При наличии тяги на снижении первое уравнение записывается следующим образом:

условие постоянства скорости

$$P_{др} + G \sin \theta = 0.$$

На планировании силой, заменяющей тягу воздушного винта, является составляющая веса самолета $G \sin \theta$ при условии, что $\Sigma M_{цт} = 0$ и $Z_{бок} = 0$ выполняется (где $Z_{бок}$ — боковая аэродинамическая сила). Если при планировании с каким-то углом θ несколько уменьшится угол атаки (при отдаче ручки управления от себя), то самолет перейдет на больший угол планирования, при этом составляющая веса самолета $G \sin \theta$ увеличится, а составляющая веса $G \cos \theta$ уменьшится, поэтому увеличится и скорость планирования. Следовательно, из вышесказанного можно сделать вывод, что между углом атаки, углом планирования и скоростью планирования существует определенная зависимость.

Пикирование. Крутое планирование, когда угол Θ превышает 30°, называется **пикированием** (рис. 86, а). Если довести угол атаки до угла α_0, при котором коэффициент подъемной силы C_y равен 0, то траектория спуска станет вертикальной, т. е. угол будет равен 90° (рис. 86, б). Такой вид спуска назы-

вается **отвесным пикированием.** При отвесном пикировании на самолет действует сила веса G и лобовое сопротивление X.

При установившемся пикировании, которое на практике не выполняется (отвесное пикирование), эти силы равны, а подъемная сила равна нулю.

Если, доведя самолет до отвесного пикирования, отдать ручку управления от себя, то самолет перейдет в отрицательное пикирование (рис. 86, в). При отрицательном пикировании крыло самолета развивает отрицательную подъемную силу, т. е. верхняя поверхность крыла работает, как нижняя в нормальном полете, а нижняя, наоборот, как верхняя.

7.3.2. 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 Θ на данном угле атаки:

$$G\cos\theta = Y = C_y \frac{\rho V^2_{пл}}{2} S,$$

откуда

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}\cos\theta} = V_{г.п}\sqrt{\cos\theta}. \qquad (7.36)$$

Максимальная скорость планирования может превышать максимальную скорость горизонтального полета.

Так, например, при крутом пикировании или отвесном, 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 $V^2_{пред}$, получим (в м/с)

$$V_{пред} = \sqrt{\frac{2G}{C_x \rho S}}. \qquad (7.37)$$

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.

7.3.3. 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

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X}{Y} = \frac{1}{K}. \qquad (7.38)$$

Из полученной формулы видно, что угол планирования зависит только от аэродинамического качества самолета. Следовательно,

$$\operatorname{tg} \theta_{мин} = \frac{1}{K_{макс}}.$$

Минимальный угол планирования достигается при наивыгоднейшем угле атаки, когда аэродинамическое качество самолета достигает максимального значения. Для самолета Як-52 с убранными шасси и посадочными щитками при нулевой тяге двигателя минимальный угол планирования равен $\theta_{мин}=5°$, для Як-55 — $\theta_{мин}=6°$.

При планировании с работающим двигателем угол планирования можно подсчитать по формуле

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K} - \frac{P}{G}. \qquad (7.39)$$

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. 87, а, б). Угол, образованный вектором и осью C_y, покажет величину угла планирования. Минимальный угол планирования $\theta_{мин}$ 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.

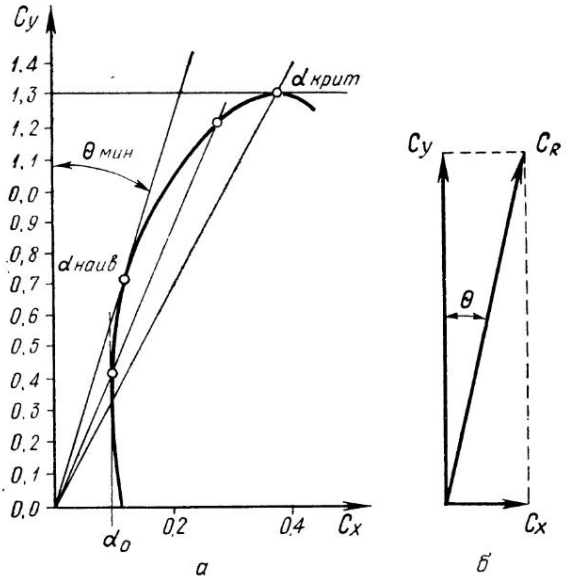


Рис. 87. Примерный вид поляры самолета в одинаковых масштабах для C_y и C_x

7.3.4. ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Вертикальной скоростью планирования называется высота, которую теряет самолет за одну секунду при планировании по наклонной траектории (рис. 88). Как видно из рисунка, вертикальная скорость планирования равна произведению скорости планирования и синуса угла планирования

$$V_y = V_{пл} \sin \theta. \qquad (7.40)$$

Видно, что вертикальная скорость планирования зависит от скорости планирования и угла планирования.

При небольших углах планирования синус угла планирования примерно равен тангенсу угла планирования и равен единице, деленной на величину качества самолета при данном угле атаки:

$$\sin \theta \cong \operatorname{tg} \theta \cong \frac{1}{K}.$$

Следовательно, если тяга двигателя отсутствует или очень мала, то вертикальная скорость планирования приблизительно равна отношению скорости планирования к качеству самолета:

$$V_y \cong \frac{V_{пл}}{K}.$$

Определим минимальную вертикальную скорость планирования. Она определяется величинами скорости планирования и

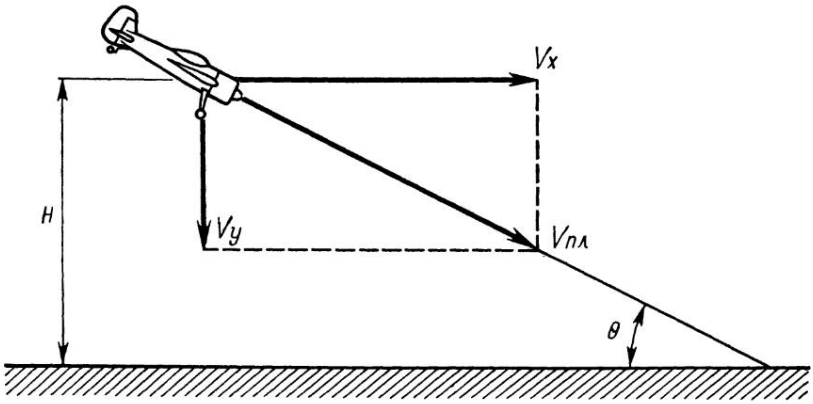


Рис. 88. Дальность планирования (при безветрии) тем больше, чем больше высота и чем меньше угол планирования

угла планирования. Поэтому минимальную вертикальную скорость планирования можно получить только при экономическом угле атаки, где будет расходоваться минимальная мощность. Но экономическая скорость находится в интервале вторых режимов планирования, поэтому осуществлять планирование на этой скорости можно только на безопасной высоте.

7.3.5. ПОЛЯРА СКОРОСТЕЙ ПЛАНИРОВАНИЯ

Полярой скоростей планирования или указательницей траектории планирования называется графическая зависимость между скоростью по траектории, вертикальной скоростью снижения и углом планирования (рис. 89).

Метод построения ее следующий. Пользуясь полярой самолетов Як-52 и Як-55, вычисляют углы планирования при разных углах атаки, а результат вычислений заносят в таблицу, по которой и строят кривую.

Для этого от начала координат и вниз, от оси абсцисс, откладывают найденные углы планирования и вдоль них — соответствующие им скорости планирования, помечая концы векторов соответствующими углами атаки.

Каждая точка поляры скоростей планирования наглядно показывает скорость по траектории $V_{пл}$, вертикальную скорость планирования V_y и угол планирования $\theta_{пл}$, заключенный между вектором скорости $V_{пл}$ и осью абсцисс.

Рассмотрим кривую рис. 89, а, начиная с больших углов планирования.

Пересечение кривой с осью ординат обозначает режим отвесного пикирования, когда угол θ равен 90° и скорость планирования равна вертикальной скорости снижения ($V_{пл}=V_y$).

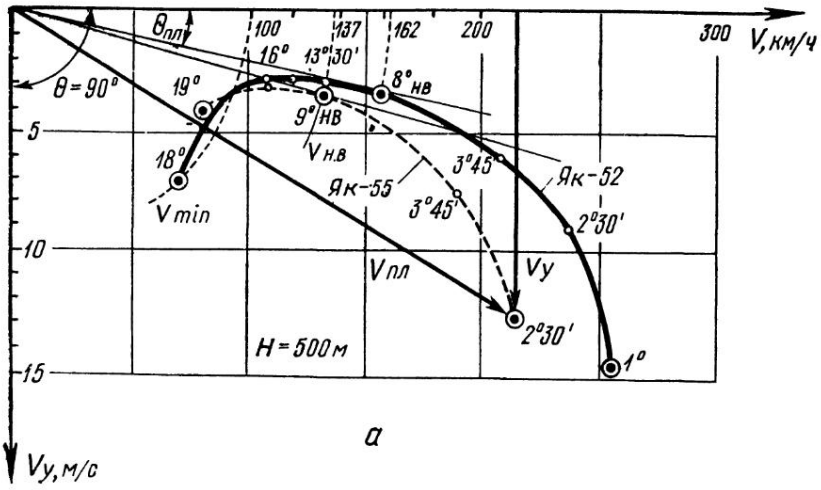


Рис. 89, *а.* Поляры скоростей снижения самолетов Як-52 и Як-55

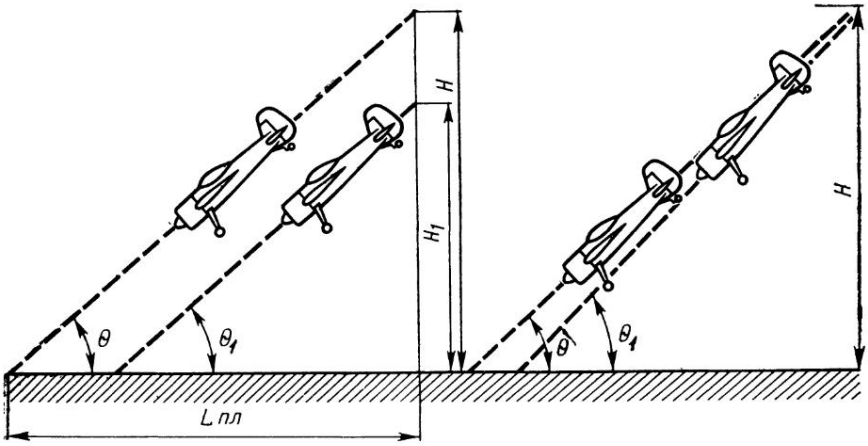


Рис. 89, *б, в.* К определению вертикальной скорости снижения и дальности планирования

По мере увеличения угла атаки скорость $V_{пл}$ и угол планирования $\theta_{пл}$ уменьшаются и вертикальная скорость также уменьшается. Минимальный угол планирования $\theta_{мин}$ находится проведением из начала координат касательной к кривой. В точке касания угол атаки при планировании будет иметь наивыгоднейшую величину. При дальнейшем увеличении угла атаки (после $\alpha_{н.в}$) скорость планирования все уменьшается, а угол планирования растет. Следовательно, планировать можно с одним и тем же углом планирования на больших и малых скоростях.

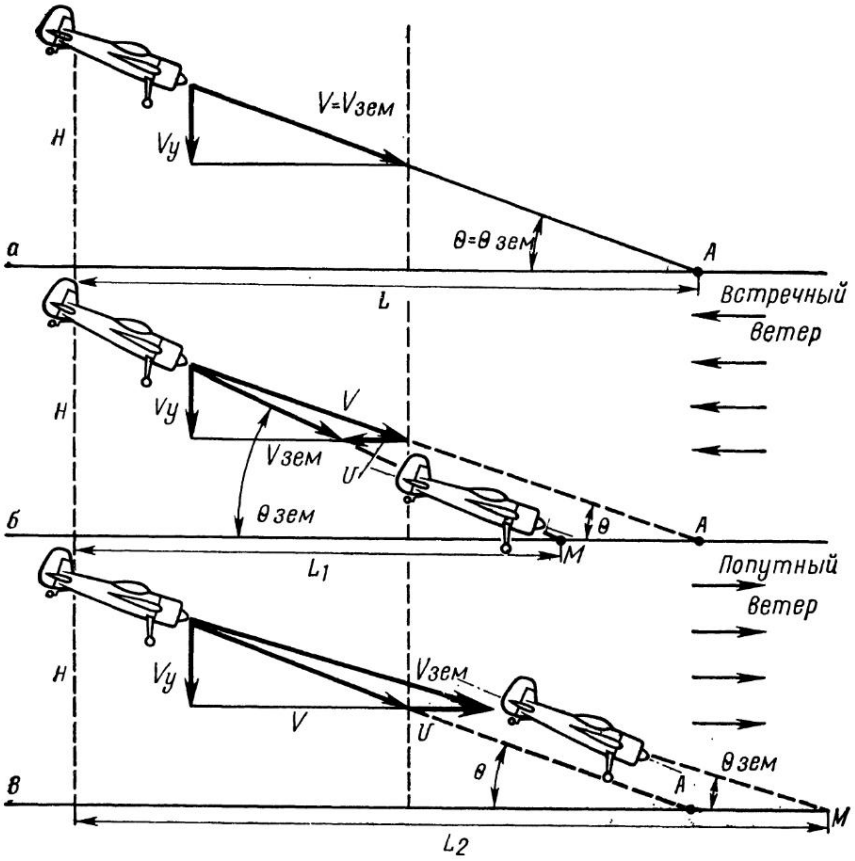


Рис. 90. Влияние ветра на дальность планирования и на угол планирования относительно земли

7.3.6. 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 $\alpha_{н.в}$, 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).

7.3.7. ДАЛЬНОСТЬ И ВРЕМЯ ПЛАНИРОВАНИЯ

Дальностью планирования называется расстояние, которое самолет пролетает над земной поверхностью при прямолинейном планировании с высоты H (рис. 89, б, в). Дальность планирования зависит от высоты полета H и угла планирования θ, а также от скорости и направления ветра.

Рассмотрим дальность планирования при безветрии.

Из прямоугольного треугольника следует, что:

$$L_{пл} = H \operatorname{ctg} \theta, \qquad (7.41)$$

но $\operatorname{ctg} \theta = K$; тогда

$$L_{пл} = HK. \qquad (7.42)$$

Следовательно, дальность планирования зависит от высоты и качества самолета, чем больше эти величины, тем дальше планирует самолет.

Задача. Самолет Як-55 планирует при безветрии с высоты 1500 м, при угле атаки, равном $\alpha = 4°$. Определить дальность планирования.

Решение. 1. Находим качество самолета при угле атаки $\alpha = 4°$. На поляре самолета и графике зависимости $C_y = f(\alpha)$ находим значения коэффициентов C_y и C_x, после чего находим качество самолета при угле атаки, равном $\alpha = 4°$:

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0{,}31}{0{,}051} = 6.$$

2. Находим дальность планирования, она равна.

$L_{пл.} = H\ K = 1500 \cdot 6 = 9000$ м.

Дальность планирования составляет 9 км.

В случае отказа двигателя необходимо установить режим максимальной дальности. Режим максимальной дальности устанавливается при наивыгоднейшем угле атаки $\alpha_{н.в}$, соответствующем максимальному качеству, при этом максимальная дальность планирования равна

$$L_{пл_{макс}} = HK_{макс}.$$

У самолета Як-52 максимальное качество при отсутствии обдувки крыла воздушным потоком от воздушного винта равно $K_{макс}=7$. Следовательно, максимальная дальность планирования с высоты 1000 м будет равна

$$L_{пл\,макс}=1000\cdot 7=7000 \text{ м}.$$

Самолет Як-55 имеет максимальное качество при отсутствии обдувки крыла воздушным потоком от воздушного винта, равное $K_{макс}=6$. Следовательно, максимальная дальность планирования с высоты 1000 м будет равна

$$L_{пл\,макс}=1000\cdot 6=6000 \text{ м}.$$

Время планирования. Плотность воздуха изменяется с высотой, следовательно, при планировании с высоты на одном и том же угле атаки вертикальная скорость планирования V_y уменьшается. Поэтому расчет времени планирования производится по среднему значению вертикальной скорости планирования $V_{y_{ср}}$. Средняя скорость планирования находится путем разделения высоты на участки и нахождением вертикальной скорости планирования на этих участках. Далее, суммируя эти скорости и разделив на количество участков, находим среднюю скорость вертикального снижения. Среднее время планирования (в с) находится из уравнения

$$t_{ср}=\frac{\Delta H}{V_{y_{ср}}} \qquad (7.43)$$

7.3.8. 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. 90, а). При встречном ветре самолет будет сносить 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. 90, б). Летчику будет казаться, что он планирует в точку A, а на самом деле в точку M. Дальность планирования уменьшается и будет равна (в 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 зем-

ной поверхности уменьшается, а относительно воздушной среды остается неизменным (рис. 90, в). Дальность планирования увеличивается:

$$L_2 = L + Ut.$$

Подставив значение $L = HK$, получим

$$L_{1,2} = HK \pm Ut. \qquad (7.44)$$

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 $V_{н.в}$.

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. 91, а), у самолета Як-55 минимальный угол планирования составляет $\theta_{мин} = 6°$; при этом наивыгоднейшая скорость полета равна $V_{н.в} = 137$ км/ч.

Изменив угол планирования так, чтобы он соответствовал бóльшей скорости планирования при безветрии, например при угле планирования, равном $\theta' = 10°$, что у самолета Як-55 соответствует скорости планирования, равной $V_{пл} = 164$ км/ч, видно, что дальность планирования увеличивается ($L_1 > L$) (рис. 91, б).

При планировании с попутным ветром необходимо выдерживать скорость полета немного меньше наивыгоднейшей, но и не менее 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.

Рассмотрим планирование при нисходящем и восходящем потоке ветра (рис. 92). Пусть самолет планирует со скоростью $V_{пл}$ при нисходящем вертикальном течении, скорость которого U. Вертикальная скорость снижения V_y возрастает (рис. 92, 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. 92, б).

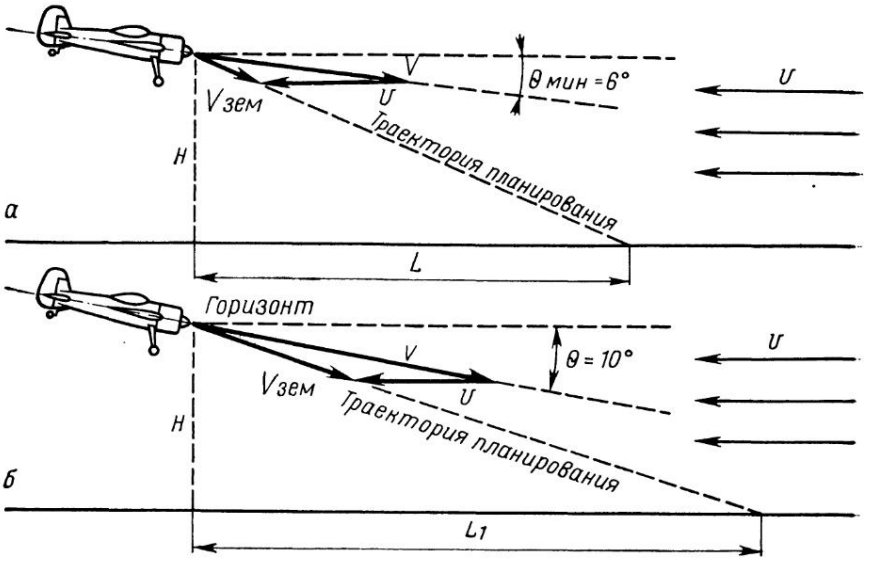


Рис. 91. Получение максимальной дальности планирования при сильном встречном ветре

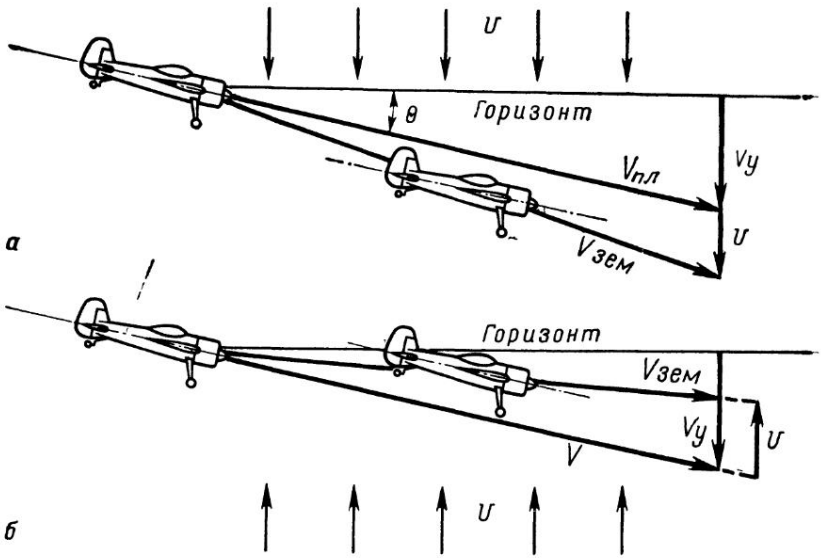


Рис. 92. Влияние нисходящих и восходящих воздушных потоков на вертикальную скорость относительно земли

Задача 1. Определить дальность и угол установившегося снижения самолета Як-52 после четвертого разворота (высота 200 м) при следующих данных: полетном весе $G=1230$ кгс и скорости планирования $V_{пл}=160$ км/ч, с выпущенными посадочными щитками и шасси, при оборотах двигателя $n=50\%$ (шаг малый), мощности двигателя $N_e=80$ л. с., или 588,4 кВт ($P=135$ кгс).

Решение. 1. Определяем потребное значение коэффициента подъемной силы C_y:

$$C_y=\frac{2G}{\rho_0\cdot V^2_{пл}\cdot S}=\frac{2460}{0{,}125\cdot 45^2\cdot 15}=0{,}65.$$

2. Определим коэффициент лобового сопротивления:

$$Cx_{пл}=Cx+\Delta Cx_{шасси}=0{,}098+0{,}002=0{,}1.$$

3. Находим величину аэродинамического качества:

$$K=\frac{C_y}{Cx}=\frac{0{,}65}{0{,}1}=6{,}5.$$

4. Находим угол установившегося планирования:

$$\operatorname{tg}\theta=\frac{1}{K}-\frac{P}{G}=\frac{1}{6{,}5}-\frac{135}{1230}=0{,}045.$$

Определяем, чему равен угол планирования:

$$\theta_{пл}=3^\circ.$$

5. Определяем дальность планирования:

$$L_{пл}=\frac{H}{\operatorname{tg}\theta}=\frac{200}{0{,}045}\cong 4545 \text{ м}.$$

Угол планирования равен $\theta_{пл}=3^\circ$, дальность планирования равна $L_{пл}=4545$ м.

Задача 2. На сколько изменится дальность планирования самолета Як-52, полученная в предыдущей задаче, при встречном и попутном ветре, скорость которого равна 6 м/с.

Решение. 1. Определяем вертикальную скорость снижения:

$$V_y=V_{пл}\sin\theta_{пл}\cong V_{пл}\operatorname{tg}\theta_{пл}=45\cdot 0{,}045\approx 2 \text{ м/с}.$$

2. Время планирования будет равно

$$t_{пл}=\frac{H}{V_y}=\frac{200}{2}=100 \text{ с}.$$

3. Изменение дальности составит

$$\Delta L_{пл}=\pm Ut_{пл}=6\cdot 100=\pm 600 \text{ м}.$$

Глава 8. БАЛАНСИРОВКА, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Любой самолет, поднявшись в воздух, кроме высоких летно-тактических данных должен быть хорошо уравновешен, устойчив и одновременно хорошо управляем. Выполнение этих требований для самолетов, выполняющих прямой и обратный пилотаж по программе чемпионата мира по высшему пилотажу,— сложная задача. Для учебного самолета устойчивость при грубых ошибках в технике пилотирования имеет первостепенное значение.

Полет самолета определяется его взаимодействием с другими телами и главным образом с воздухом, обтекающим крыло, фюзеляж, горизонтальное оперение и так далее. При взаимодействии с воздухом возникают аэродинамические силы, которые нагружают самолет и создают моменты сил. Движение самолета в воздушной среде можно разложить на движение его центра тяжести по некоторой траектории и на вращение самолета вокруг центра тяжести. Первое движение характеризует маневренные свойства самолета. Второе движение характеризует пилотажные свойства самолета. Летно-тактические свойства самолета могут быть реализованы полностью в том случае, если самолет обладает благоприятными пилотажными характеристиками.

Для осуществления различных режимов полета требуется полное или частичное равновесие внешних сил и моментов, действующих на самолет.

Равновесием самолета в полете называется такое его состояние, при котором действующие на самолет силы не нарушают его равномерного и прямолинейного полета (движения).

Возможность уравновешивания самолета является первым требованием, предъявляемым к самолетам Як-52 и Як-55 в пилотажном отношении.

Уравновешивание моментов, действующих на самолет, называется **балансировкой** самолета.

Балансировка самолета обеспечивает полет самолета без вращения или с равномерным вращением его вокруг центра тяжести.

Условия балансировки записываются следующим образом:

$$\Sigma X=0,\ \Sigma M_X=0,$$

$$\Sigma Y=0,\ \Sigma M_y=0,$$

$$\Sigma Z=0,\ \Sigma M_Z=0. \qquad (8.1)$$

Из уравнения (8.1) следует, что в установившемся полете проекции внешних сил на оси X, Y, Z, а также моменты относительно этих осей должны быть равны нулю.

Нарушение балансировки ведет к появлению неуравновешенных аэродинамических сил и моментов, которые могут вернуть самолет в равновесное состояние или, наоборот, отклонить его еще больше.

Равновесие сил и моментов, действующих на самолет в полете, может быть **устойчивым, неустойчивым** и **безразличным.** В полете на самолет воздействуют различные факторы, нарушающие его равновесие: турбулентность атмосферы, порывы ветра, отклонения рулей и так далее. Если равновесие самолета неустойчиво, то после воздействия такого возмущения летчик должен заново балансировать самолет. Полет на таком самолете принципиально возможен, но сложен, утомителен и небезопасен. Поэтому к самолету в пилотажном отношении предъявляется второе требование — **устойчивость.**

Устойчивостью самолета называется способность его после воздействия возмущения самостоятельно (без вмешательства летчика) восстанавливать равновесный режим полета после небольших отклонений от этого режима.

Устойчивость самолета характеризуется статическими и динамическими показателями (критериями).

Статические критерии характеризуют только тенденции. Если возникающие при нарушении равновесия силы моменты направлены на восстановление исходного равновесного режима полета, то самолет называется **статически устойчивым.**

Статическая устойчивость самолета — это только его стремление (тенденция) к возвращению в исходный равновесный режим, проявляющаяся сразу после возмущения. Статическая устойчивость самолета является необходимым (хотя и недостаточным) условием устойчивости самолета вообще.

Динамические критерии определяют характер возмущенного движения самолета. Самолет должен удовлетворять установленным критериям статической устойчивости, и это во многих случаях обеспечивает устойчивый характер возмущенного движения.

Однако удовлетворение статических критериев не всегда бывает достаточно, и потому необходимо исследовать характер возмущенного движения, то есть определять, вернется ли самолет в исходное положение, исходный режим, а если вернется, то каким путем и за какое время. При необходимости приходится изыскивать средства, улучшающие поведение самолета. Обычно для этого применяются специальные автоматические устройства.

Только исследовав возмущенное движение самолета, можно дать оценку его устойчивости вообще.

Третье важное требование, предъявляемое к самолету в пилотажном отношении,— это **управляемость.**

Управляемостью самолета называется его способность сохранять или изменять режим полета при отклонении рулей управления летчиком или с помощью автопилота. Полет возможен только на управляемом самолете.

Между равновесием, устойчивостью и управляемостью самолета существует тесная взаимная связь. Так, об устойчивости можно говорить только в том случае, когда имеется равновесие. Устойчивость и управляемость характеризуют различные свойства одного и того же явления — равновесия самолета. Устойчивость — это способность самолета сохранять заданный режим полета, а управляемость — изменять его. Несмотря на кажущееся противоречие, устойчивость и управляемость тесно связаны между собой. Повышение статической устойчивости самолета, с одной стороны, ухудшает управляемость. Оптимальное соотношение между устойчивостью и управляемостью выбирается в зависимости от целевого назначения самолета и практического диапазона скоростей его полета.

Как уже было сказано выше, управляемость самолета достигается отклонением рулей управления. Рули самолета выполняют две задачи: балансируют самолет на определенных режимах полета и служат для нарушения балансировки с целью перевода самолета с одного режима полета на другой или для выполнения маневров. Следовательно, управляемость можно подразделить на статическую и динамическую: первая характеризует способность самолета уравновешиваться под действием рулей управления; вторая — переходить под воздействием рулей управления из одного режима на другой или совершать маневрирование.

Воздействия летчика на органы управления количественно измеряются линейными или угловыми отклонениями рулей, величиной усилий, которые он прикладывает к рычагам управления для отклонения рулей. Если эти усилия достаточно велики, то при маневрировании летчик будет быстро уставать.

Однако самолетом трудно управлять и тогда, когда усилия, потребные для отклонения рулей, слишком малы. В этом случае самолет весьма чувствителен к изменению усилий на органах управления самолетом, самолет энергично реагирует на малое изменение усилий летчиком, что ухудшает точность и требует от летчика большого внимания и четкости в управлении.

Из вышесказанного сформулируем основные требования, предъявляемые к управляемости самолета:

отсутствие запаздывания на отклонения рулей управления самолетом;

наличие естественного хода рулей управления;

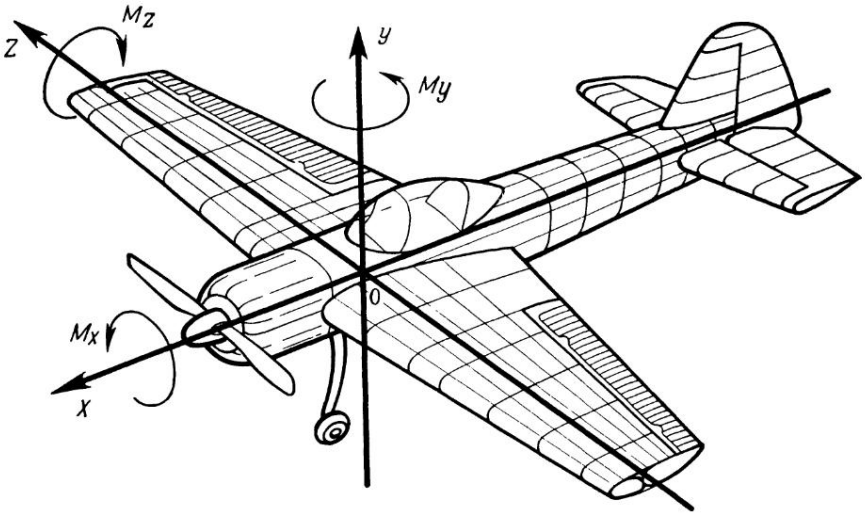


Рис. 93. Связанная система координат

точность реагирования самолета на действие рулями управления летчика в полете;

легкость управления, допускаемые для летчика величины усилий на ручке управления и педалях;

наличие запаса рулей.

Динамическая управляемость характеризуется отклонениями органов управления и усилий летчика, потребных для выполнения неустановившихся маневров и переходов с одного режима на другой.

Динамическая управляемость вытекает из понятия динамической устойчивости, которая характеризуется тем, как быстро перевести самолет из одного режима полета в другой. Какое время на это потребуется.

При изучении балансировки, устойчивости и управляемости пользуются связанной системой координат с началом координат в центре тяжести самолета (рис. 93). Ось X называется продольной осью самолета. Она параллельна хорде крыла, лежит в плоскости симметрии самолета и направлена вперед. Угол, заключенный между продольной осью X и проекцией вектора скорости на плоскость симметрии, называется **углом атаки крыла** α. Угол, образованный продольной осью X и горизонтальной плоскостью, называется **углом наклона траектории.** Момент M_x относительно продольной оси самолета называется **кренящим** или поперечным моментом.

В аэродинамике считается поперечный момент M_x положительным, если он стремится накренить самолет вправо.

Ось Y называется **нормальной** осью самолета. Она перпен-

дикулярна к продольной оси X и лежит в плоскости симметрии самолета. Ось Y направлена в сторону верхней поверхности крыла. Угол, заключенный между вектором скорости и плоскостью, образованной осями X и Y, называется **углом скольжения** β.

Момент M_y относительно нормальной оси самолета называется **моментом рыскания** или путевым моментом. Момент M_y считается положительным, если он стремится развернуть самолет влево.

Ось Z называется **поперечной** осью самолета. Она перпендикулярна к плоскости симметрии самолета, образованной осями, и направлена в сторону правой плоскости крыла самолета.

Угол, образованный поперечной осью самолета Z и горизонтальной плоскостью, называется **углом крена самолета** γ.

Момент M_z относительно поперечной оси самолета называется **продольным моментом.** В аэродинамике считается продольный момент положительным, если он стремится перевести самолет на кабрирование, то есть увеличить угол атаки, и отрицательным, если он стремится перевести самолет на пикирование (пикирующий момент).

Положение самолета относительно траектории движения и земной поверхности в каждый момент времени определяется величиной углов атаки, тангажа, скольжения и крена.

Соответственно выбранной системе координат рассматривают: продольную балансировку, устойчивость и управляемость относительно поперечной оси Z и боковую балансировку, устойчивость и управляемость как совокупность путевой (относительно оси Y) и поперечной (относительно оси X) балансировки, устойчивости и управляемости.

Действие на самолет поперечного и путевого моментов тесно связано между собой. В процессе бокового возмущенного движения наличие крена всегда вызывает скольжение и рыскание самолета, и наоборот, в полете со скольжением всегда появляется кренящий момент M_x. Поэтому действие на самолет путевого и поперечного моментов приходится рассматривать совместно. Действие на самолет продольного момента M_z не имеет тесной связи с моментами M_x и M_y, так как ось Z перпендикулярна к плоскости симметрии самолета, вследствие чего продольное движение рассматривается изолированно. Моменты, действующие на самолет, определяются не только величиной аэродинамических сил, но и расстоянием точек приложения этих сил до центра тяжести.

Поэтому одним из решающих факторов в обеспечении балансировки, устойчивости и управляемости самолета является **центровка.**

Изменение центровки самолета может оказать очень сильное влияние на его пилотажные качества (свойства). Чрезмер-

но передние центровки излишне повышают продольную статическую устойчивость самолета и ухудшают (в смысле расхода руля и усилий на ручке управления) его управляемость. Это характерно для самолета Як-52 при полете одного летчика в передней кабине. Для самолета Як-52 в этом случае требуются большие отклонения руля высоты и большие усилия на ручке управления. При выполнении посадки на повышенных углах атаки и при резкой уборке оборотов двигателя запаса руля высоты недостаточно. Возможна посадка на повышенной вертикальной скорости на три точки.

При очень задних центровках продольная устойчивость самолета недостаточна, а управляемость излишне повышается. Для управления самолетом в этом случае нужны очень малые отклонения руля высоты, что также затрудняет управление самолетом. Имеется опасность создания больших перегрузок при приложении к ручке управления сравнительно малых усилий.

Каждый летчик должен хорошо знать характеристики балансировки, устойчивости и управляемости своего самолета, а также, от каких факторов они зависят и как правильно эксплуатировать самолет, чтобы не ухудшилась его устойчивость и управляемость.

8.1. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ РУЛЕЙ УПРАВЛЕНИЯ

Для балансировки самолета относительно его центра тяжести в установившемся полете, а также для управления самолетом применяются различные аэродинамические рули.

На самолетах Як-52 и Як-55 поворот и балансировка относительно поперечной оси Z осуществляется рулями высоты. Относительно продольной оси X самолеты балансируются и поворачиваются с помощью элеронов, расположенных в задних частях консолей крыла и отклоняющихся на правом и левом полукрыльях в противоположные стороны.

Относительно оси Y самолет балансируется и поворачивается с помощью руля поворота.

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 киля, которая расположена на соответствующем расстоянии до центра тяжести самолета

и создает момент, необходимый для балансировки и управления самолетом относительно его центра тяжести.

Действие рулей на самолетах Як-52 и Як-55 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 $\delta_в$ (рис. 94), то это вызовет дополнительное разрежение сверху стабилизатора и повышение давления внизу, что и приведет к созданию дополнительной подъемной силы на горизонтальном оперении в целом (подвижной и неподвижной его частей). Дополнительная подъемная сила $\Delta Y_{г.о}$ на горизонтальном оперении создает дополнительный момент относительно центра тяжести, который приводит к угловому вращению самолета.

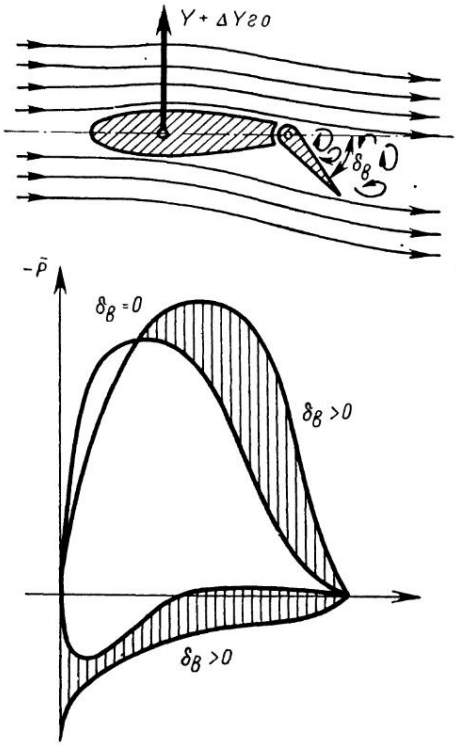


Рис. 94. Действия руля высоты

8.2. СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА КРЫЛА

Всякое вращательное движение самолета в полете совершается вокруг его центра тяжести. Поэтому важно уметь быстро определять положение центра тяжести и знать, как будет изменяться балансировка при изменении его положения.

Расстояние от центра давления и центра тяжести до передней кромки крыла выражается в процентах длины средней аэродинамической хорды. В аэродинамике применяют геометрическую величину **«средняя аэродинамическая хорда»** в связи с тем, что на самолетах применяются эллипсные треугольные, трапециевидные, стреловидные крылья, где величина хорды изменяется по длине крыла, что затрудняет расчеты. Поэтому для каждого крыла находят среднюю аэродинамическую хорду (сокращенно САХ).

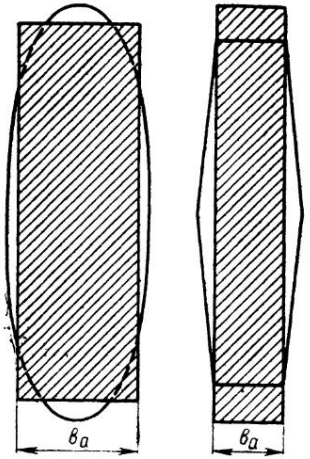


Рис. 95. Средние аэродинамические хорды крыльев

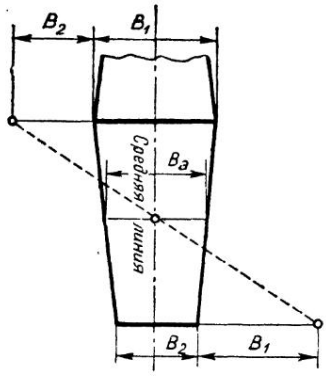


Рис. 96. Простейший способ определения САХ трапециевидного крыла

Средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ) — это хорда такого прямоугольного крыла, которое имеет одинаковые с данным крылом площадь, аэродинамические силы и положение центра давления (ЦД), при равных углах атаки (рис. 95).

Величина и координаты САХ для самолетов Як-52 и Як-55 определены в процессе проектирования и указаны выше в геометрических данных этих самолетов.

Среднюю аэродинамическую хорду трапециевидного крыла можно определить графически путем геометрического построения. Для этого крыло самолета, например Як-55, вычерчивается в плане и в определенном масштабе. На продолжении корневой хорды откладывается отрезок, равный по величине концевой хорде (рис. 96), 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.

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

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 (ЦД), положение которых определяется как расстояние от начала САХ, выраженное в линейных величинах или в процентах длины САХ.

8.3. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ

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

Положение центра давления определяется его координатой $X_д$ — расстоянием от передней кромки крыла, которое может быть выражено в долях хорды $\frac{X_д}{B} = \bar{X}_д$.

Направление действия силы R определяется углом φ, образуемым с направлением невозмущенного воздушного потока (рис. 97, а). Из рисунка видно, что

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{Y}{X} = K, \qquad (8.2)$$

где K — аэродинамическое качество профиля.

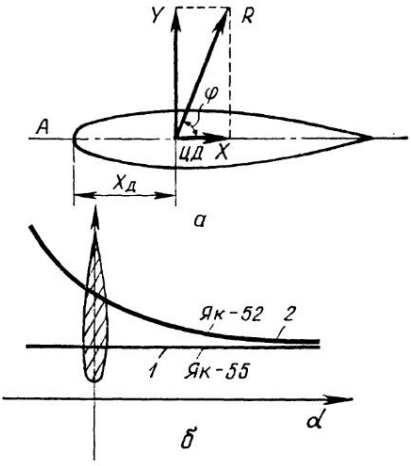


Рис. 97. Центр давления крыла и изменение его положения в зависимости от угла атаки

Положение центра давления зависит от формы профиля и угла атаки. На рис. 97, 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 6

Нагрузка	Обозначение веса (груза)
Пустой самолет	$G_п$
Взлетный вес	$G_{взл}$
Летчик в передней кабине	G_1
Летчик в задней кабине	G_2
Топливо в баках	$G_т$
Масло в баках	$G_м$

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. 98. Например, при отрицательном угле атаки самолета Як-52, примерно равном —1°, силы дав-

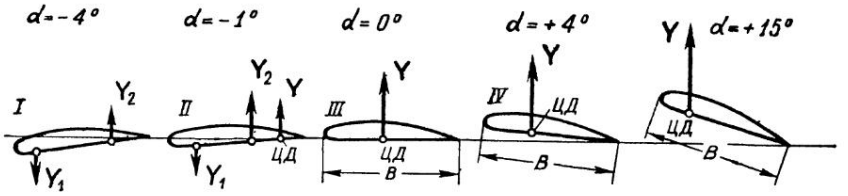


Рис. 98. Перемещение центра давления крыла самолета Як-52 при изменении угла атаки

ления в носовой и хвостовой частях профиля направлены в противоположные стороны и равны. Этот угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы. 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 $\alpha_{кр}=18°$ (V).

8.4. ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ. ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Центр тяжести самолета — это точка приложения равнодействующей сил тяжести всех частей самолета и грузов, размещенных на нем. Положение центра тяжести самолета определяется относительно средней аэродинамической хорды (САХ).

Расстояние центра тяжести самолета до носка САХ, измеренное вдоль хорды и выраженное в процентах ее длины, называется **продольной центровкой самолета** (рис. 99).

$$\overline{X}_т = \frac{X_т}{B_a} \cdot 100\%, \qquad (8.3)$$

где $\overline{X}_т$ — продольная центровка в процентах САХ; $X_т$ — координата центра тяжести относительно САХ; B_a — длина САХ.

Центровка по нормали к хорде крыла определяется по формуле

$$\overline{Y}_т = \frac{Y_т}{B_a} \cdot 100\%, \qquad (8.4)$$

где $\overline{Y}_т$ — координата ЦТ по нормали к хорде.

Величину центровки $\overline{Y}_т$ самолета ввиду ее малости в аэро-

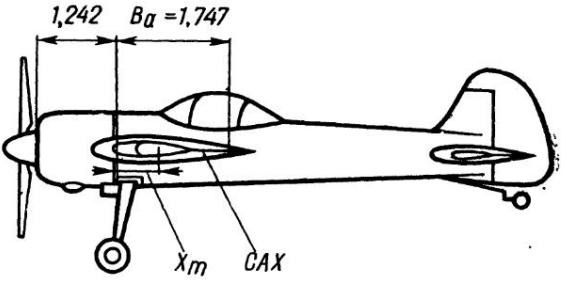


Рис. 99. К определению центровки самолета Як-55

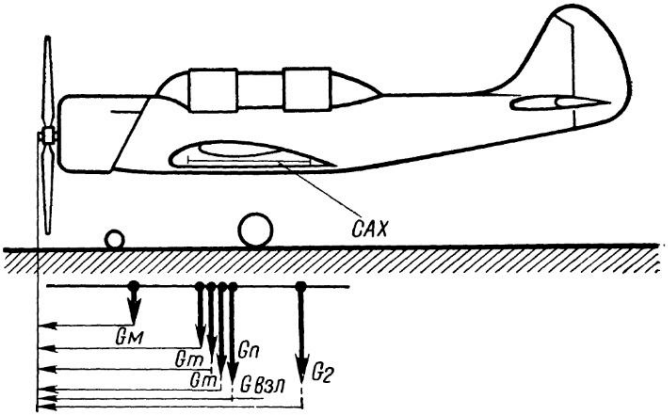


Рис. 100. Расчетная схема для определения центровки самолета Як-52

динамике не учитывают, а продольную центровку в связи с этим называют просто **центровкой самолетов.**

Центровки самолетов Як-52 и Як-55 для основных полетных вариантов загрузки указаны в техническом описании самолетов и в инструкциях по технике пилотирования данных самолетов. При изменении вариантов загрузки самолетов центровка изменяется. Центровка изменяется и в полете по мере выработки топлива, выпуска шасси (на самолете Як-52), но в любом случае она в процессе эксплуатации не должна выходить за пределы допуска (рис. 100).

Весовые и центровочные данные самолетов Як-52 и Як-55 приведены в табл. 6. Допустимый эксплуатационный диапазон центровок самолета Як-52 составляет 15...25% САХ.

Эксплуатационная центровка самолета Як-55 составляет 30% САХ.

Данные для расчета центровки $\overline{X}_т$ при различных вариантах загрузки приведены в табл. 6.

Координата $\overline{X}_т$ положения ЦТ относительно носка САХ определяется по формуле

$$\overline{X}_т = \frac{\Sigma G_i X_i}{\Sigma G_i}. \qquad (8.5)$$

В случае непредусмотренных вариантов загрузки необходимо провести проверочный расчет и определить, находится ли центровка в допустимых пределах.

Определение изменения центровки самолетов Як-52 и Як-55 из-за добавления или снятия какого-либо груза производится по формуле

$$\Delta\overline{X}_т = \frac{\Delta X_т}{B_а} \cdot 100\% = \frac{\Delta G l}{(G \pm \Delta G) B_а} 100\%, \qquad (8.6)$$

где ΔG — вес груза; G — вес самолета; l — расстояние от груза до ЦТ; $B_а$ — длина САХ.

Чтобы правильно определить новое значение центровки, необходимо в каждом случае представить, куда сдвинется центр тяжести — вперед или назад. Если груз добавляется спереди или снимается сзади, то центровка становится более передней (уменьшается). Если груз снимается спереди или добавляется сзади, то центровка увеличивается.

Задача. Определить изменение центровки и ее новое значение при полете на самолете Як-52 с одним летчиком в передней кабине, если центровка с двумя летчиками $\overline{X}_т = 24\%$, полетный вес $G = 1290$ кгс, вес снимаемого груза (летчик 90 кг) и расстояние его от носка фюзеляжа равно 3,435 м, $B_а = 1{,}5$ м, расстояние от втулки винта до ЦК — 1,8, расстояние от носка крыла до летчика — 0,435, расстояние от втулки винта до летчика — 2,145.

Решение. 1. Первоначальное положение центра тяжести относительно носка САХ равно

$$X_т = \overline{X}_т \cdot \frac{B_а}{100} = \frac{24 \cdot 1{,}5}{100} = 0{,}375 \text{ м}.$$

2. $l = 3{,}435 - 1{,}8 - 0{,}435 - 2{,}175 = 1{,}260$ м.

3. Изменение центровки в % САХ

$$\Delta\overline{X}_т = \frac{90 \cdot 1{,}26 \cdot 100}{(1290 - 90) \cdot 1{,}5} = 6{,}3\% \text{ САХ}.$$

4. Новое значение центровки

$$\overline{X}_т = 24 - 6{,}3 = 17{,}7\% \text{ САХ}.$$

Основной запас топлива на самолете размещен в крыльях, несколько позади центровки самолета. Поэтому в полете по мере выработки топлива центровка самолета уменьшается (становится более передней).

Выпуск шасси изменяет центровку в среднем на 1%.

8.5. ФОКУС КРЫЛА САМОЛЕТА

Фокусом крыла называется точка, относительно которой момент аэродинамических сил не зависит от угла атаки (рис. 101). Аэродинамический фокус принято обозначать буквой F, а его координату относительно носика профиля крыла буквой X_F.

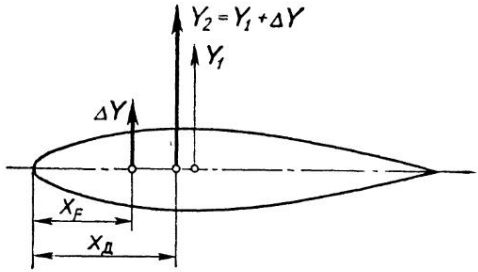


Рис. 101. К определению аэродинамического фокуса крыла

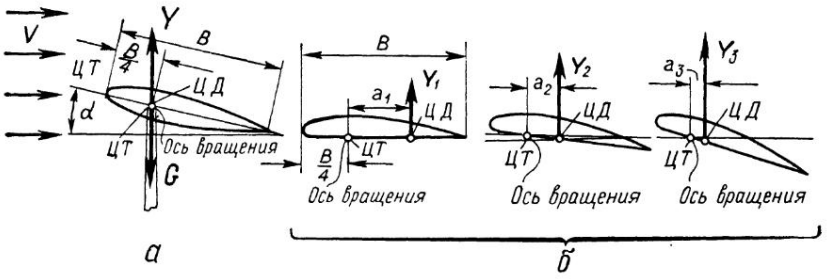


Рис. 102. Безразличное положение крыла:
а — симметричный профиль крыла самолета Як-55; *б* — плосковыпуклый профиль крыла самолета Як-52

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. 102). Поместим крыло на ось вращения, совмещенную с центром давления (25% САХ) (рис. 102, а).

Сбалансируем так крыло, чтобы ЦТ также находился 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. 102, б). Сбалансируем его, чтобы ЦТ находился на оси вращения. При обтекании крыла воздушным потоком с постоянной скоростью V подъемная сила Y растет

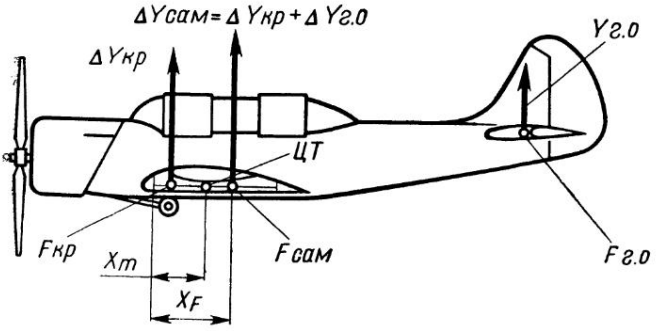


Рис. 103. К определению фокуса самолета

с увеличением угла атаки, и при этом центр давления перемещается по хорде вперед, приближаясь к 1/4 хорде крыла. Момент подъемной силы здесь не равен нулю и стремится повернуть крыло вокруг оси вращения (уменьшить угол атаки). На всех углах атаки (если скорость постоянна) этот момент одинаков

$$Y_1a_1 = Y_2a_2 = Y_3a_3 = ..., \qquad (8.7)$$

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. 103). 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.

8.6. БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

8.6.1. 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. 104). На самолет действуют: сила тяжести G, подъемная сила Y, сила лобового сопротивления X, сила тяги силовой установки P.

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 $Y \cdot a$ 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 его равен нулю. Следовательно, для того чтобы самолет Як-52 продолжал горизонтальный полет, необходимо скомпенсировать появившийся пикирующий момент. Для этого необходимо горизонтальное оперение (триммер) установить так, чтобы горизонтальное оперение создало некоторую подъемную силу $Y_{г.о}$, направленную вниз. Момент этой силы в данном случае будет кабрирующим и равным по величине моменту подъемной силы крыла. Самолет будет сбалансированным при условии, что

$$Y \cdot a = Y_{г.о} L_{г.о}. \qquad (8.8)$$

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

$$-M_{кр} = M_{г.о}$$

или

$$M_{кр} + M_{г.о} = 0. \qquad (8.9)$$

Момент крыла и момент горизонтального оперения — это наиболее значительные продольные моменты. Кроме них момент

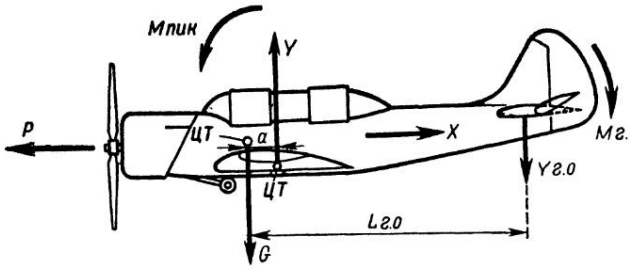


Рис. 104. Условия продольного равновесия самолета в горизонтальном полете

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:

$$\Sigma M_z = 0.$$

8.6.2. ПРОДОЛЬНЫЕ БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ ДИАГРАММЫ

Потребные для балансировки самолета значения углов отклонения руля высоты и усилий на ручке управления приводятся на балансировочных диаграммах (рис. 105).

Балансировочными диаграммами называются кривые, изображающие зависимость углов отклонения руля высоты или усилий на ручке управления, потребных для балансировки самолета в установившемся прямолинейном полете, от скорости полета.

Каждая точка балансировочной диаграммы позволяет определить, на сколько и куда необходимо отклонить руль высоты или какое усилие по величине и направлению необходимо приложить к ручке управления, чтобы сбалансировать самолет на заданной скорости при неизменном положении триммера руля высоты.

Рассмотрим балансировочные диаграммы, построенные на основании летных испытаний самолетов Як-52 и Як-55 на высоте $H = 500$ м, при полетном весе самолета Як-55, равном 870 кгс, самолета Як-52, равном 1290; $X_т = 22{,}1\%$ САХ, самолета Як-55 $X_т = 26{,}2\%$ САХ (рис. 105, 106).

При увеличении скорости полета до 460 км/ч отклонения

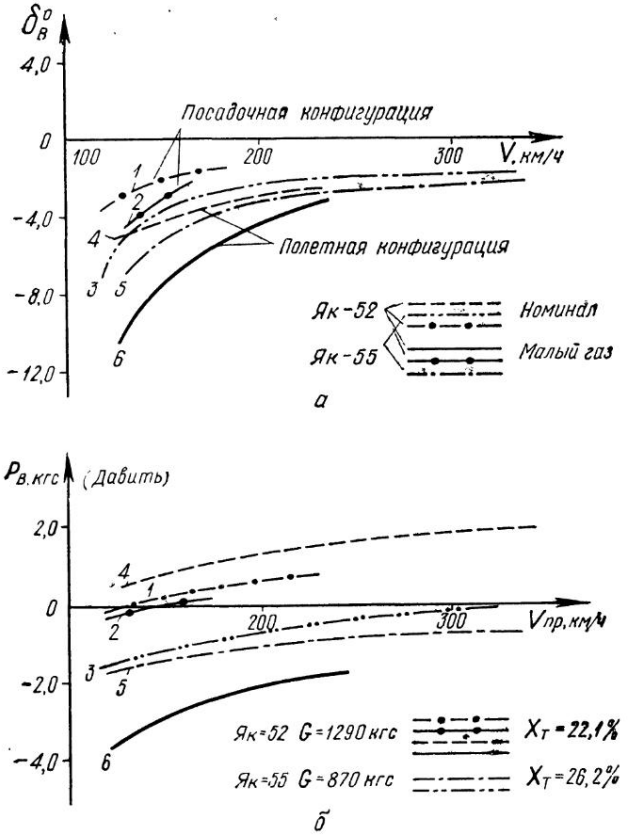


Рис. 105. Балансировочные кривые $\delta_в^o = f(V)$, $P_в = f(V)$:
а — по углу отклонения руля высоты; *б* — по усилию на ручке управления

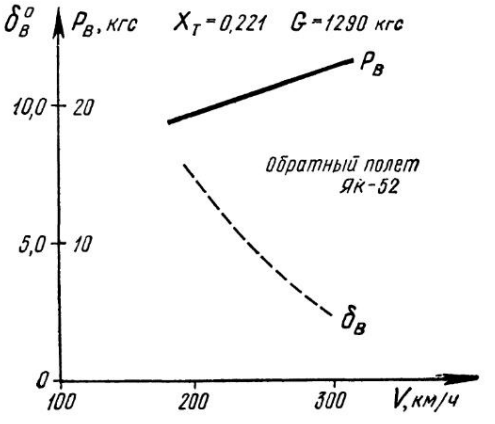


Рис. 106. Балансировочные кривые самолета Як-52 для перевернутого (обратного) полета

руля высоты, потребные для балансировки самолетов, не выходят за конструктивные пределы —25°...+25° для самолетов Як-52 и Як-55, а величина усилий на ручке управления, потребных для балансировки самолета, находится в пределах физических возможностей летчика.

В полете на всех скоростях горизонтального полета до максимальной скорости усилия на ручке управления самолета Як-52, возникающие от руля высоты, снимаются триммером.

Выпуск шасси и посадочных щитков изменяет балансировку самолета Як-52, поэтому появившуюся нагрузку на руле высоты необходимо снять соответствующим отклонением триммера.

На наклон балансировочных кривых, как видно из рис. 105 и 106, большое влияние оказывает положение центра тяжести самолета, т. е. центровка самолета.

У устойчивых самолетов Як-52 и Як-55, у которых центр тяжести находится впереди фокуса, для увеличения скорости полета ручку управления необходимо отдать от себя (руль высоты при этом отклоняется вниз) и, достигнув нужной скорости, задержать ручку управления в этом положении.

Чем больше крутизна наклона кривых, тем больше потребное отклонение руля высоты для изменения скорости полета на определенную величину.

Наклон же балансировочных кривых зависит в первую очередь от центровки. Чем больше передняя центровка, тем круче идут кривые на графике. При этом расход рулей (их отклонение) на единицу скорости возрастает, что характерно для самолета Як-52 при полете с одним летчиком.

Наоборот, увеличение центровки уменьшает наклон кривых, следовательно, уменьшается и расход рулей на единицу скорости.

8.6.3. 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 самолетах Як-52 и Як-55 уменьшение усилий на ручке управления, педалях и элеронах достигается применением роговой и осевой аэродинамических компенсаций (рис. 107, а, б).

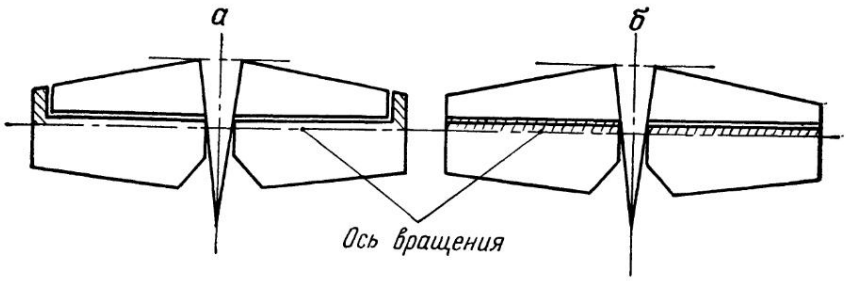


Рис. 107. Виды аэродинамических компенсаций:
а — роговая; *б* — осевая

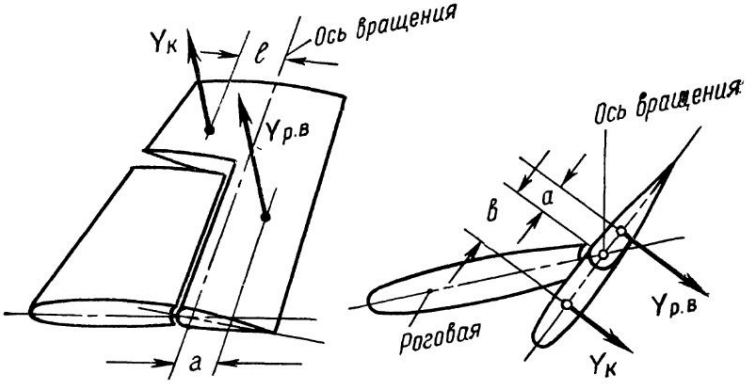


Рис. 108. Принцип действия роговой аэродинамической компенсации

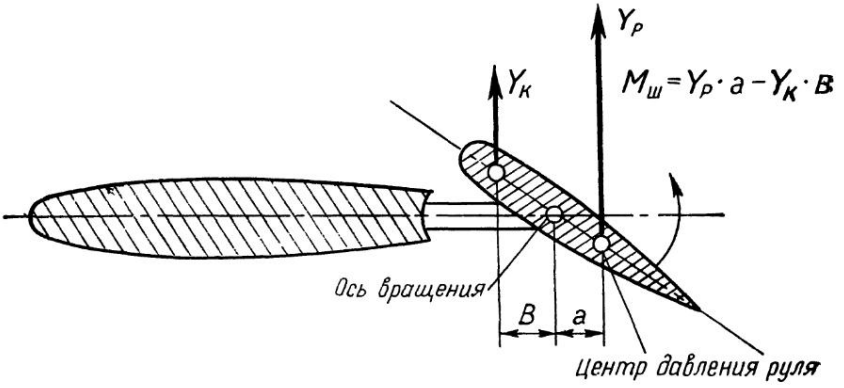


Рис. 109. Принцип действия осевой аэродинамической компенсации

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 $Y_к$, действующая на «рог», создает относительно оси вращения момент, направленный в сторону, противоположную шарнирному моменту (рис. 108):

$$Y_к B \leqslant Y_{р.в} a.$$

Момент, создаваемый роговой компенсацией $Y_к$ 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. 109).

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 22,5%; 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.

Триммер самолета Як-52 представляет собой небольшую по

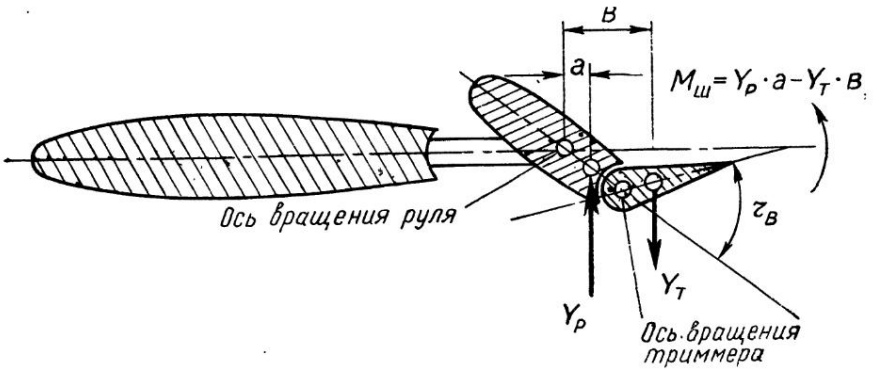


Рис. 110. Принцип действия аэродинамического триммера

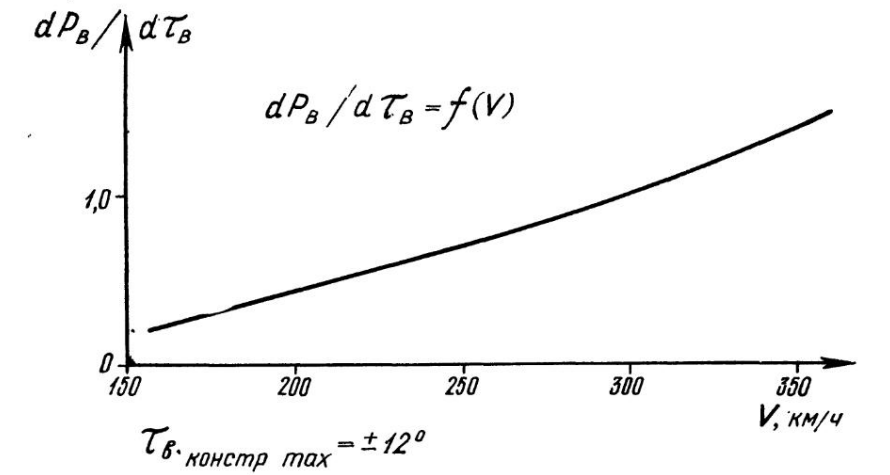


Рис. 111. Зависимость эффективности триммера руля высоты самолета Як-52 от скорости полета

площади часть руля, шарнирно укрепленную около задней кромки (рис. 110). 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 уста-

новлен 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. 111.

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.

8.6.4. 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. 112).

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

$$M_{г.о} = -Y_{г.о}L_{г.о},$$

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.

Углом атаки стабилизатора называется угол между хордой стабилизатора и направлением набегающего на него потока. Хорда стабилизатора не параллельна хорде крыла и составляет с ней угол установки стабилизатора $\varphi_{ст}$. Угол между хордой стабилизатора и направлением воздушной скорости самолета будет равен сумме угла атаки крыла α и угла установки стабилизатора $\varphi_{ст}$ и равен $\alpha+\varphi_{ст}$. Этот угол называется **углом атаки стабилизатора.** Но это еще не полный угол. Под действием крыла воздушный поток отклоняется от своего на-

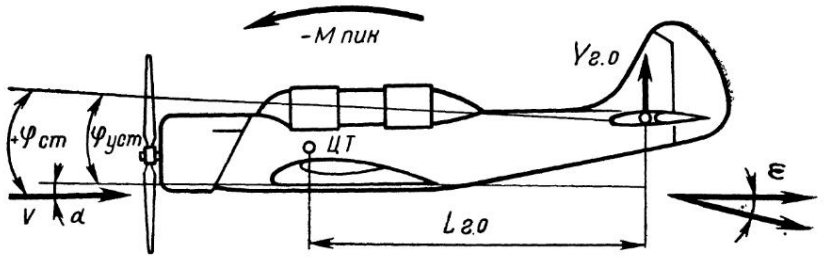


Рис. 112. Момент горизонтального оперения

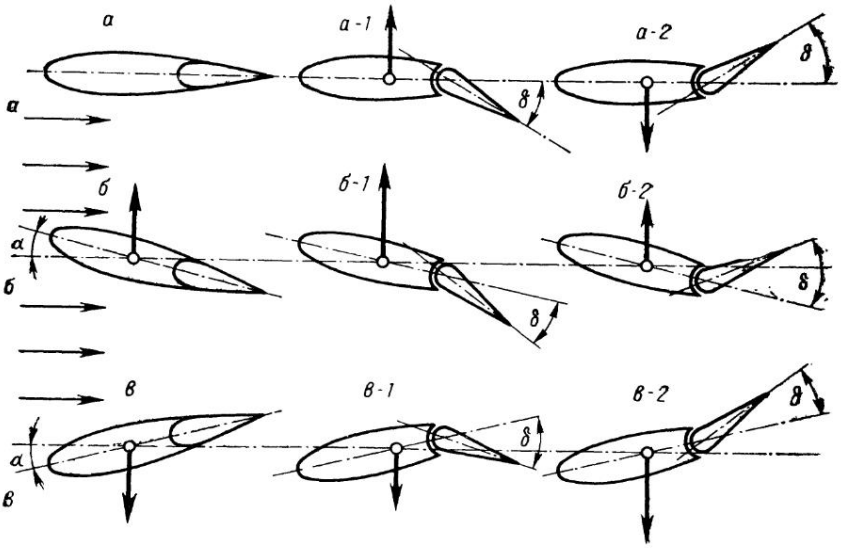


Рис. 113. Изменение момента горизонтального оперения в зависимости от угла атаки и угла отклонения руля высоты

правления 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 $\alpha+\varphi_{ст}$.

$$\alpha_{ст}=\alpha+\varphi_{ст}-\varepsilon. \qquad (8.10)$$

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. 113) подъемная сила оперения будет равна нулю и никакого момента не получится.

Если летчик отклонит руль высоты вниз (рис. 113, 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. 113, 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. 113, б) подъемная сила будет направлена вверх и момент ее будет пикирующим. Если летчик отклонит руль высоты вниз (рис. 113, б-1), то это вызовет увеличение подъемной силы и ее пикирующего момента. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (рис. 113, 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. 113, в), подъемная сила будет направлена вниз и момент ее будет кабрирующий. Если летчик отклонит руль высоты вниз (рис. 113, в-2), то это вызовет уменьшение подъемной силы и может изменить направление ее момента на обратное. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (рис. 113, в-2), то это вызовет увеличение отрицательной подъемной силы и ее кабрирующего момента.

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

8.6.5. 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. 114, 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.

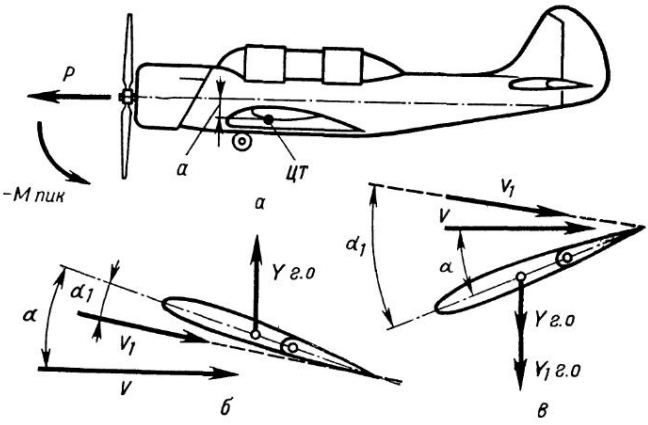


Рис. 114. Влияние силовой установки самолета Як-52 на продольное равновесие

Действие воздушной струи от винта на оперение более сложно. Пусть самолет Як-52 планирует и на его горизонтальное оперение набегает воздушный поток (рис. 114, 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 набегает на оперение под меньшим углом атаки α_1 (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. 114, 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 $Y_{1_{г.о}}$ 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.

8.7. УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

8.7.1. 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 скорости полета.

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

Свойство самолета быстро изменять угол атаки и сравнительно медленно скорость полета позволило рассматривать два

вида продольной устойчивости самолета: устойчивость по перегрузке, устойчивость по скорости.

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

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

8.7.2. 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. 115). 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.

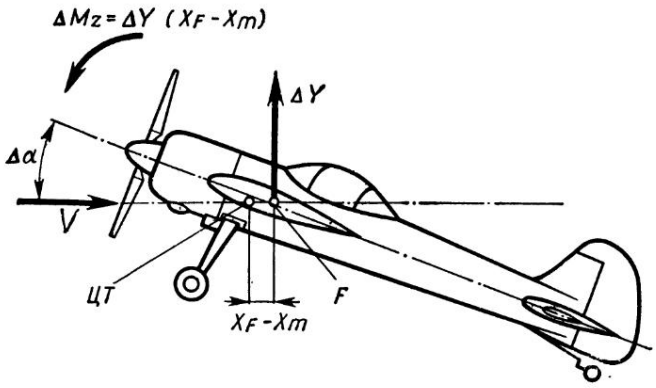


Рис. 115. К объяснению продольной статической устойчивости самолета по перегрузке

Как видно из рис. 115, величина неуравновешенного стабилизирующего момента пропорциональна расстоянию между фокусом и центром тяжести самолета:

$$\Delta M_Z = \Delta Y (X_F - X_T) \qquad (8.11)$$

или в безразмерных коэффициентах:

$$-\Delta m_Z = \Delta C_y (\overline{X}_F - \overline{X}_T). \qquad (8.12)$$

При уменьшении величины $\overline{X}_F - \overline{X}_T$ устойчивость самолета по перегрузке уменьшается; при $\overline{X}_F - \overline{X}_T = 0$, 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 $\overline{X}_F - \overline{X}_T$ 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 до-

пустимая 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 апериодический или чаще периодический (колебательный) характер. При слабом деформировании колебания самолета будут затухать медленно и потребуется 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.

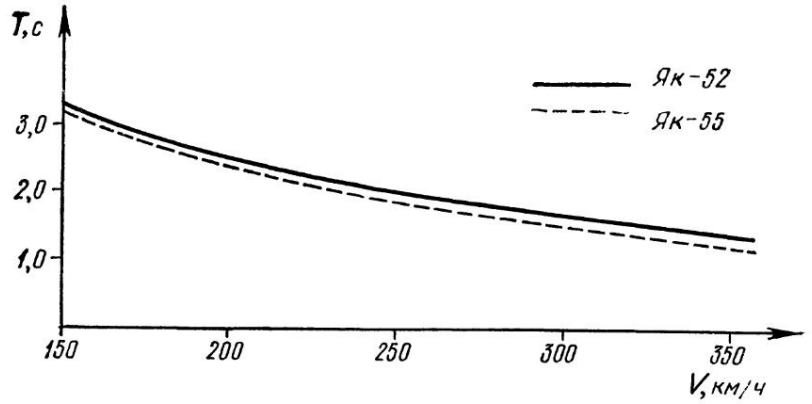


Рис. 116. Характеристики продольной динамической устойчивости самолетов Як-52 и Як-55 с зажатой ручкой управления

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. 116).

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.

8.7.3. 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 зна-

чительными 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 скорость 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 $\delta_в(V)$ (рис. 117) позволяет судить о продольной статической устойчивости самолета при

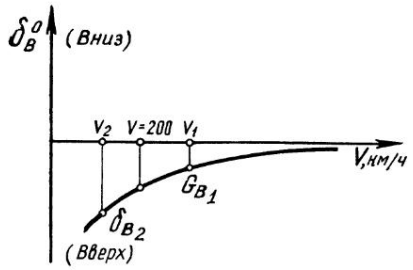


Рис. 117. К объяснению продольной статической устойчивости самолетов по скорости при зафиксированном управлении

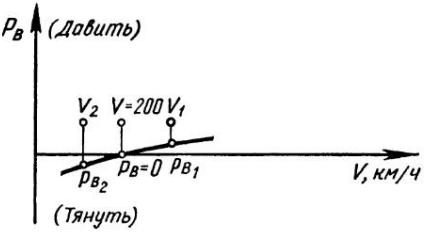


Рис. 118. К объяснению продольной статической устойчивости по скорости при свободном управлении

фиксированном (зажатом) управлении. Допустим, сбалансируем самолет Як-52 на скорости 200 км/ч при работе двигателя на I номинале, при этом $\delta_в^\circ = 3^\circ$, 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 $\delta^\circ_{в_1}$, 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 $\delta^\circ_{в_2}$, но так как он зафиксирован, то самолет переходит на снижение, скорость полета увеличивается. Следовательно, и в том и в другом случае, если наклон балансировочной диаграммы по углам отклонения руля высоты положительный $\frac{d\delta_в}{dV} > 0$, самолет имеет стремление без вмешательства летчика восстановить заданную скорость, т. е. он статически устойчив по скорости при фиксированном управлении.

Балансировочная диаграмма $P_в(V)$ (рис. 118) 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 $P_в = 0$ при освобожденном управлении. При увеличении скорости полета до V_1 для балансировки самолета необходимо приложить к ручке управления давящее усилие $P_{в_1}$, но так как ручка освобождена, она будет перемещаться в направлении к летчику, руль высоты отклонится вверх, самолет перейдет на кабрирование, скорость будет уменьшаться,

стремясь к заданной. При уменьшении скорости для балансировки самолета необходимо приложить тянущее усилие, но так как ручка управления освобождена, то она будет перемещаться в направлении от летчика, руль высоты отклонится вниз, самолет перейдет на снижение, скорость будет увеличиваться.

Следовательно, из вышесказанного можно сделать вывод: если самолет сбалансирован и наклон балансировочной диаграммы по усилиям на ручке управления положительный $\frac{dP_в}{dV} > 0$, то считается, что самолет статически устойчив по скорости при освобожденном управлении.

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

8.8. БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

Боковая балансировка самолета представляет собой совокупность поперечной и путевой балансировок, так как нарушение равновесия относительно продольной оси самолета вызывает нарушение равновесия и относительно вертикальной оси.

В полете без скольжения боковая балансировка самолета обеспечивается его аэродинамической симметрией при нейтральном положении руля направления и элеронов. При наличии скольжения самолет в боковом отношении балансируется отклонением руля направления и элеронов.

Самолеты Як-52 и Як-55 в боковом отношении балансируются во всем диапазоне допустимых скоростей и высот полета, в полете недопустимых нарушений боковой балансировки не наблюдается.

Оценка характеристик боковой балансировки самолетов Як-52 и Як-55 может быть дана из анализа балансировочных диаграмм, полученных для прямолинейного полета со скольжением на скоростях полета от 150 до 360 км/ч, а также для самолета Як-52 при скорости полета 160 км/ч (при посадочной конфигурации, шасси и щитки выпущены) (рис. 119—122).

При выполнении координированного скольжения с креном $\gamma = 15°$ при скорости полета $V = 250$ км/ч потребные для балансировки самолета угол отклонения руля направления и усилия на педали, соответственно составляют для самолета Як-52 — $\delta_н{}^o = 18°$ и $P_н = 45$ кгс, для самолета Як-55 — $\delta_н{}^o = 7°20'$ и $P_н = 17$ кгс. Угол отклонения элеронов и усилия на ручке при $\gamma = 15°$ составляют для самолетов: Як-52—$\delta_э{}^o = 0°$ и $P_э = 0{,}5$ кгс; Як-55 — $\delta_э{}^o = 1°$ и $P_э = 0{,}4$ кгс.

Эффективность руля направления на самолетах Як-52 и Як-55 обеспечивает выполнение посадки с боковым ветром (направленным под углом 90° к курсу посадки) до 6 м/с.

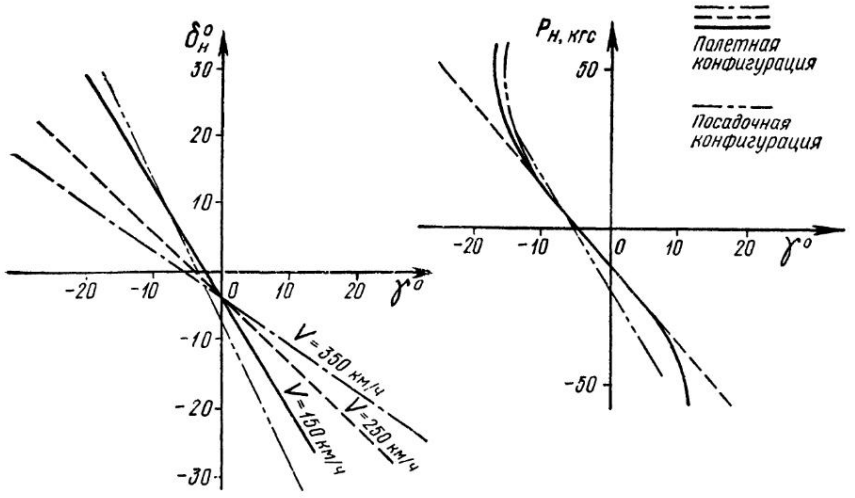


Рис. 119. Балансировочные диаграммы по углу отклонения руля направления самолета Як-52 и балансировочные диаграммы по усилию на педали: $\delta_н^o = f(\gamma)$; $P_н = f(\gamma)$

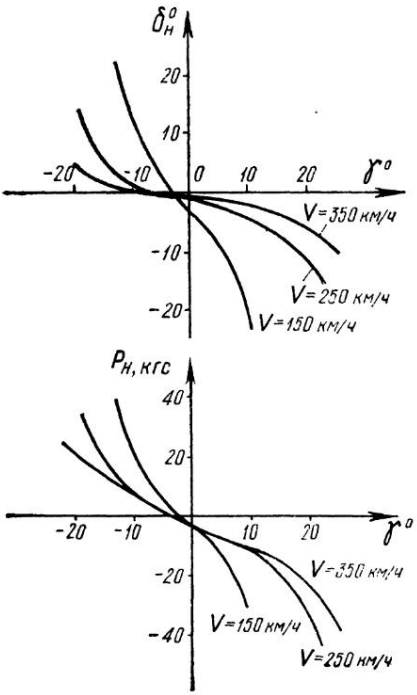
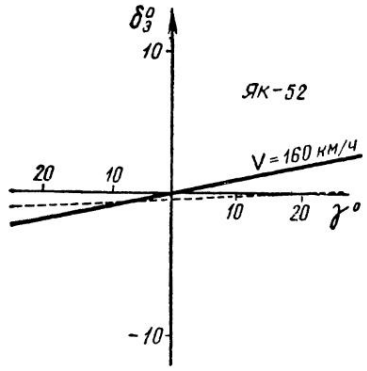
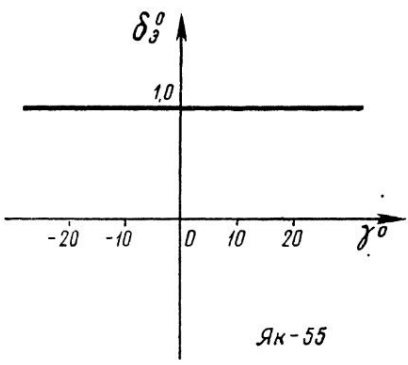
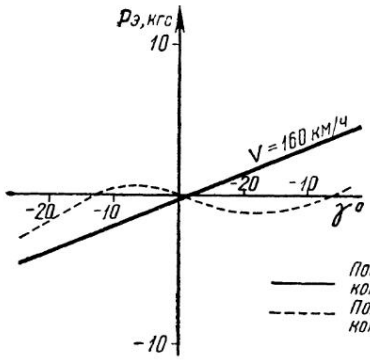
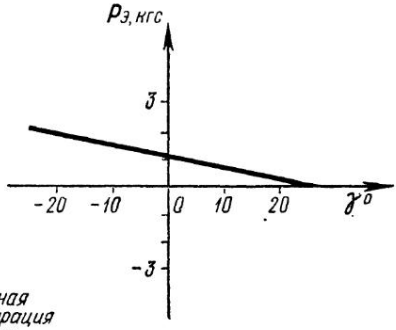


Рис. 120. Балансировочные диаграммы по углу отклонения руля направления самолета Як-55 и балансировочные диаграммы по усилию на педали самолета Як-55: $\delta_н^o = f(V)$, $P_н = f(\gamma)$









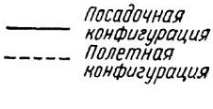


Рис. 121. Балансировочные кривые $\delta_э^0$, $P_э=f(\gamma)$ самолета Як-52 при $V=160$ км/ч (посадочная конфигурация) и $V=150...360$ км/ч (полетная конфигурация)

Рис. 122. Балансировочные кривые $\delta_э^0$, $P_э=f(\gamma)$ самолета Як-55 при $V=150...360$ км/ч

Как уже говорилось, боковая балансировка самолета представляет собой совокупность поперечной и путевой балансировок.

8.8.1. ПОПЕРЕЧНАЯ БАЛАНСИРОВКА. ВЛИЯНИЕ РЕАКЦИИ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА ПОПЕРЕЧНУЮ БАЛАНСИРОВКУ

Поперечной балансировкой самолета называется такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают вращение 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:

$$\Sigma M_X=0. \qquad (8.13)$$

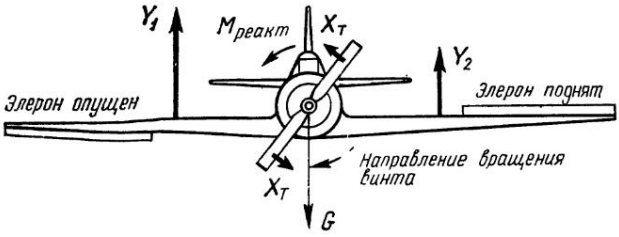


Рис. 123. Реактивный момент воздушного винта и уравновешивание его методом отклонения элеронов

У винтовых самолетов Як-52 и Як-55 нет аэродинамической симметрии. Происходит это от того, что в полете под влиянием работы силовой установки возникает правый кренящий момент, который приходится уравновешивать. Рассмотрим указанное влияние силовой установки.

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** — $М_{р.в}$. 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. 123), 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 воз-

душного 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.

8.8.2. 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:

$$\Sigma M_y = 0. \qquad (8.14)$$

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. 124). 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.

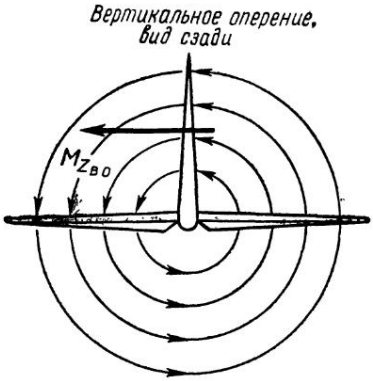


Рис. 124. Возникновение заворачивающего момента вследствие действия вращающейся струи воздушного винта на вертикальное оперение самолетов Як-52 и Як-55

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.

8.9. 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.

Предположим, что самолет был сбалансирован в боковом

отношении в режиме установившегося прямолинейного полета без крена и скольжения.

Рассмотрим устойчивость равновесия самолета в поперечном и путевом движении изолированно один от другого и выясним, в чем проявляется и чем обеспечивается поперечная и путевая устойчивость самолета.

8.9.1. ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

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 действием вертикального порыва ветра на правое полукрыло самолет Як-52 накренился влево. Возникает вращение самолета вокруг оси X. В результате вращения на полукрыльях происходит изменение углов атаки. У левого полукрыла угол атаки увеличивается на величину $\Delta\alpha$ и равен $\alpha+\Delta\alpha$, а у правого полукрыла, поднимающегося, угол атаки уменьшается на величину $\Delta\alpha$ и станет равен $\alpha-\Delta\alpha$ (рис. 125). В результате подъемные силы полукрыльев также изменят свои величины, левого полукрыла станет равной $Y_{оп}=Y+\Delta Y$, а правого — $Y_{под}=Y-\Delta Y$, т. е. подъемная сила левого полукрыла станет больше подъемной силы правого полукрыла.

Результирующая подъемная сила крыла Y_1 сместится в сторону опускающегося полукрыла и образует с центром тяжести самолета плечо a. В результате создается момент, равный Y_1a, который будет тормозить (демпфировать) дальнейшее увеличение угла крена. Этот момент обозначается — $M_{x_{демпф}}$.

Однако демпфирующий момент действует только при вращении самолета относительно оси X. Как только вращение прекратится, прекратится 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. 126). Накренившийся самолет начнет скользить в сторону крена, возникает неуравновешенная боковая сила $Z_{бок}$, которая является составляющей веса и подъемной силы. Сила $Z_{бок}$ приложена в центре тяжести и действует в сторону крена.

Под действием этой силы самолет начнет скользить на опустившуюся половину крыла, при этом характер обтекания полукрыльев изменяется. На опущенном полукрыле условия обтекания воздушным потоком лучше, чем на аэродинамически затененном фюзеляжем поднятом полукрыле. В результа-

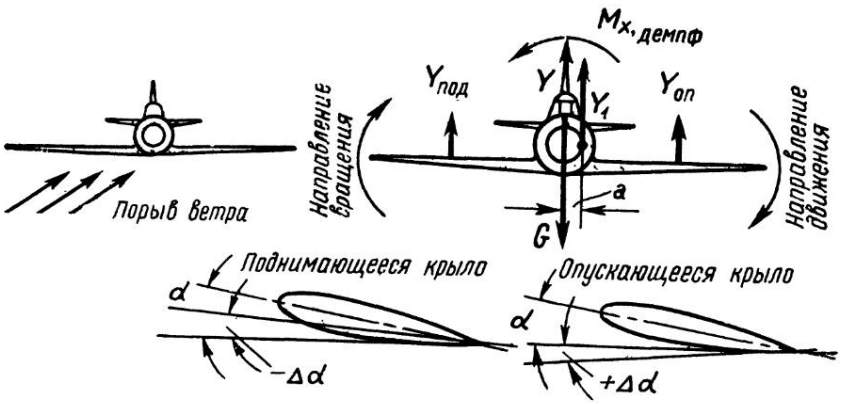


Рис. 125. Схема сил, действующих на самолет при его вращении относительно оси X

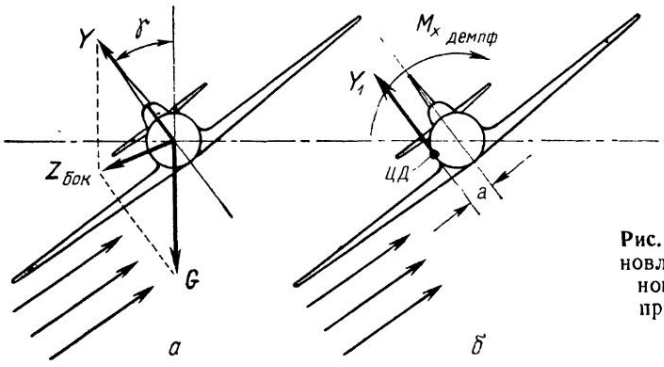


Рис. 126. Восстановление поперечного равновесия при скольжении самолета

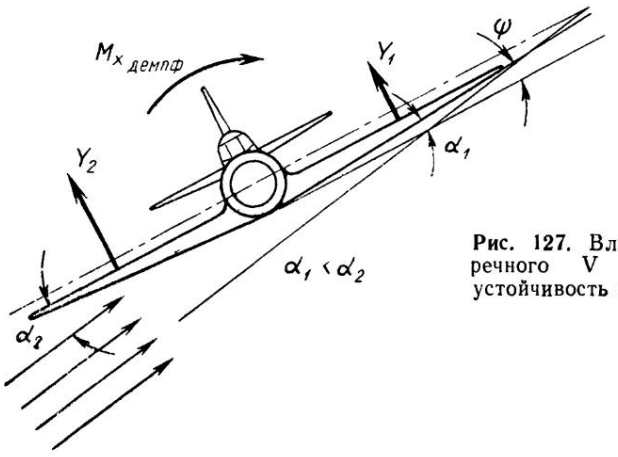


Рис. 127. Влияние угла поперечного V на поперечную устойчивость самолета Як-52

те на опущенном полукрыле подъемная сила создается большей величины, чем на поднятом ($Y_{оп} > Y_{под}$). Результирующая подъемная сила крыла Y_1 сместится в сторону опускающегося полукрыла на величину плеча а от центра тяжести (ЦТ). Создается момент $M_{x_{демпф}}$, равный $Y_1 a$, стремящийся устранить крен.

Таким образом, поперечная устойчивость обеспечивается самим креном, но не за счет крена, а за счет возникающего при этом скольжения.

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

Рассмотрим влияние упомянутых факторов на поперечную устойчивость самолета.

Площадь крыла в значительной мере влияет на величину демпфирующего момента. В диапазоне летных углов атаки, при постоянных высоте и скорости полета прирост подъемной силы ΔY зависит только от $\Delta\alpha$ и площади крыла S.

Как уже говорилось, $M_{x_{демпф}}$ зависит от разности подъемных сил полукрыльев, но: $\Delta Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$.

Следовательно, при прочих равных условиях $M_{x_{демпф}}$ зависит от площади крыла.

Чем больше площадь крыла, тем больше демпфирующий момент и тем труднее вывести самолет из равновесия. Также чем больше нарушено равновесие, тем больше будет демпфирующий момент сдерживать быстрое возвращение к исходному положению.

Угол поперечного V крыла имеет сильное влияние на поперечную устойчивость самолета. Анализируя рис. 127, видно, что при боковом обтекании воздушным потоком полукрыльев, имеющих V-образность, полукрылья имеют разные углы атаки. У опущенного полукрыла угол атаки больше, чем у поднятого, соответственно, подъемная сила у опущенного полукрыла больше подъемной силы поднятого полукрыла.

С увеличением V-образности эта разница увеличивается и момент $M_{x_{демпф}}$ увеличивается.

Следовательно, чем больше V-образность крыла, тем лучше поперечная устойчивость самолета. У самолета Як-52 поперечная V-образность равна 2°. Эта величина недостаточна для самолета, применяемого для первоначального обучения, что делает самолет Як-52 сложным при пилотировании на скоростях полета менее 170 км/ч. У самолета Як-55 угол поперечного V равен нулю, что является необходимым условием для самолета, выполняющего акробатический пилотаж (прямой и обратный) по программе чемпионатов мира.

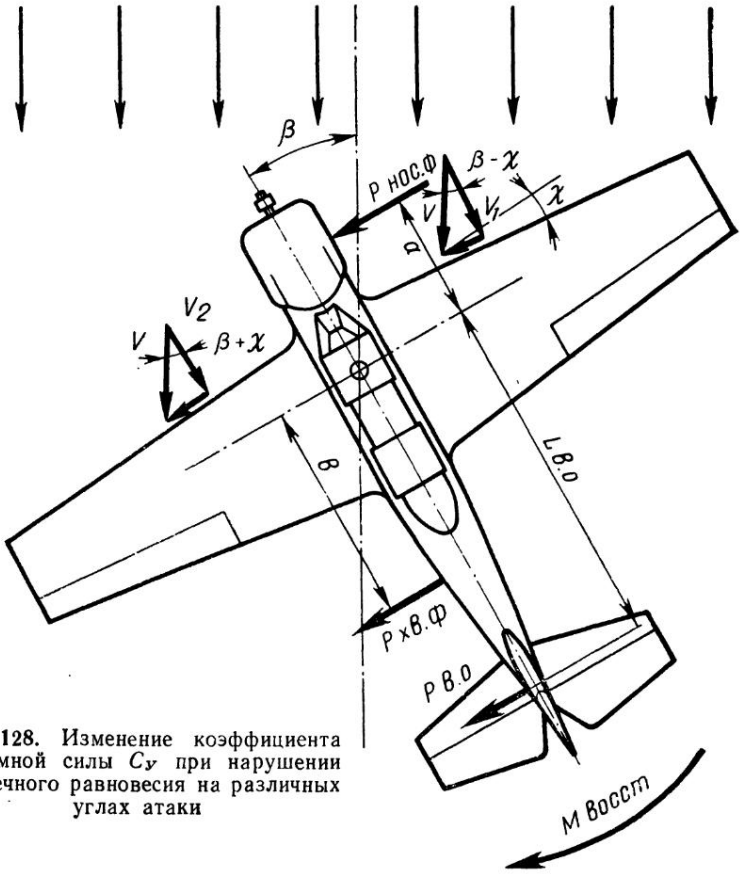


Рис. 128. Изменение коэффициента подъемной силы C_y при нарушении поперечного равновесия на различных углах атаки

Стреловидность крыла увеличивает поперечную устойчивость самолета. Это объясняется неодинаковым характером обтекания полукрыльев при нарушении поперечного равновесия. При нарушении поперечного равновесия самолет начнет скользить. При этом величина подъемной силы зависит не от скорости набегающего воздушного потока, а от ее составляющих V_1 и V_2, вторая из них направлена перпендикулярно передней кромке полукрыла (рис. 128). Анализируя рисунок, можно сделать вывод, что $V_2 = V\cos(\beta + \chi)$ и $V_1 = V\cos(\beta - \chi)$. Следовательно, скорость набегающего воздушного потока на правое полукрыло V_1 будет больше скорости набегающего воздушного потока на левое полукрыло V_2. Вследствие этого появляется дополнительный восстанавливающий момент $M_{восст} = P_{в.о} L_{в.о} + P_{хв.ф}\ в + P_{нос.ф}$.

Таким образом, стреловидность крыла способствует повышению поперечной устойчивости самолета.

У самолета Як-52 стреловидность передней кромки равна $\chi = 6°50'$, у самолета Як-55 $\chi = 5°30'$.

Удлинение крыла. Чем больше удлинение крыла, тем на большем плече будет действовать подъемная сила $Y_{кр}$, сместившаяся в направлении опускающегося полукрыла, тем больше восстанавливающий момент.

На поперечную устойчивость самолетов Як-52 и Як-55 оказывают влияние боковые поверхности фюзеляжа, вертикального оперения самолетов. Центры давления фюзеляжа и хвостового оперения самолетов находятся выше центра тяжести, что создает моменты аэродинамических сил, стремящихся восстановить поперечное равновесие.

8.9.2. ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

С увеличением угла атаки поперечная устойчивость ухудшается и на околокритических углах атаки может настолько ухудшиться, что самолет теряет способность самостоятельно восстанавливать нарушенное равновесие. Особенно это характерно для самолета Як-52, имеющего большую удельную нагрузку на крыло и малую V-образность крыла (у Як-55 V-образность равна нулю).

Из рис. 129 видно, что подъемная сила опускающегося и поднимающегося полукрыльев имеет разные углы атаки и коэффициенты подъемных сил (на разных участках поляры), отличающихся на величину ΔC_{y_1} и ΔC_{y_2}. При полете на малых углах атаки (больших скоростях) величина разности коэффициентов подъемных сил составляет ΔC_{y_2}. Коэффициенты подъемных сил изменяются почти одинаково на полукрыльях. Создается соответствующий демпфирующий момент, препятствующий дальнейшему увеличению крена. При полете на околокритических углах атаки разница коэффициентов подъемных сил полукрыльев составляет ΔC_{y1} ($\Delta C_{y1} < \Delta C_{y2}$), причем коэффициент подъемной силы опускающегося полукрыла может быть меньше исходного. Это происходит по той причине, что суммарный угол атаки опускающегося полукрыла будет равен ($\alpha_{исх} + \Delta\alpha > \alpha_{кр}$). В результате демпфирующий момент будет мал и самолет будет накреняться. Также при полете на околокритических углах атаки кроме демпфирующего момента при накренении появляется срыв потока на опускающемся полукрыле, что приводит к сваливанию на крыло. При этом на самолете Як-52 из-за сравнительно большой удельной нагрузки на крыло вертикальная скорость снижения быстро нарастает, что способствует убыстрению срыва потока по всему крылу самолета. Поэтому при полете на малых скоростях (на больших углах атаки) необходимо помнить, что запас по углам атаки мал ($\alpha_{кр} - \alpha_{пол}$) и от летчика требуется предельная

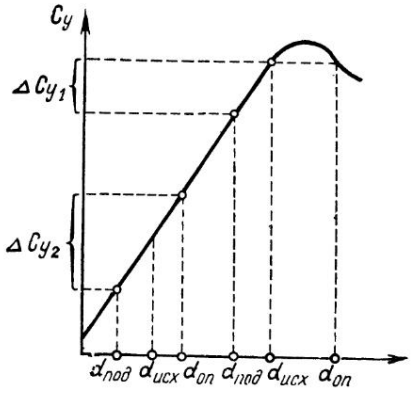


Рис. 129. Восстановление путевого равновесия

внимательность, чтобы недопустить перетягивания ручки управления и некоординированного действия рулями управления (что может вызвать непреднамеренное скольжение самолета), а также не допускать резкой работы рычагом газа и шага воздушного винта (с целью предупреждения возникновения моментов от силовой установки, способствующих резкому ухудшению устойчивости самолета).

8.9.3. 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 β на боковую поверхность фюзеляжа и на вертикальное оперение, появляются боковые силы, которые создают моменты, направленные на возвращение самолета в исходное положение.

Боковые поверхности фюзеляжа и вертикального оперения создают аэродинамические силы, т. е. демпфирующий момент, препятствующий вращению самолета (см. рис. 128) прекращением вращения (угловая скорость станет равной нулю), прекращается действие демпфирующего момента. Останется действие лишь восстанавливающего момента. Величина его зависит от ряда факторов: площади вертикального оперения, соотношения длин носовой и хвостовой частей фюзеляжа, центровки самолета и стреловидности крыла. Основная доля восстанавливающего момента приходится на вертикальное оперение. Следовательно, путевая устойчивость зависит в основном от площади вертикального оперения. Благодаря вер-

тикальному оперению самолет, подобно флюгеру, стремится стать по потоку и таким образом сам восстанавливает равновесие.

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 $L_{в.о}$.

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 хвостовой части фюзеляжа.

8.9.4. КРИТЕРИИ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ПОПЕРЕЧНУЮ И ПУТЕВУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Критериями, определяющими поперечную статическую устойчивость, являются производные $\frac{dP_э}{d\gamma}$ и $\frac{d\delta_э^o}{d\gamma}$, т. е. величины усилий на ручке управления от элеронов и величины отклонения элеронов, приходящихся на единицу крена при выполнении координированного скольжения. Для устойчивого в поперечном отношении самолета эти величины должны быть отрицательными. Как видно из рис. 130, 131, самолеты Як-52 и Як-55 во всем диапазоне скоростей в поперечном отношении обладают устойчивостью. Для самолета Як-52 величина $\frac{d\delta_э^o}{d\gamma} > 0$ и равна 0,02 (имеет положительную величину), величина $\frac{dP_э}{d\gamma} < 0$ и равна 0,12, что усложняет пилотирование самолета при грубых ошибках, особенно при первоначальном обучении, и требует четкости действия рулями управления на малых скоростях полета.

Самолет Як-55 имеет значение $\frac{d\delta_э^o}{d\gamma} = 0$, что является необходимым условием для акробатических самолетов, выполняющих прямой и обратный пилотаж по программам чемпионата мира.

Критериями, определяющими путевую статическую устойчивость, являются производные $\frac{dP_н}{d\gamma}$ и $\frac{d\delta_н}{d\gamma}$, т. е. величины усилия на педалях и углы отклонения руля направления, приходящиеся на единицу угла крена при выполнении координированного скольжения. Для самолета, устойчивого в путевом отношении, эти величины должны быть отрицательными. Самолеты Як-52 и Як-55 в путевом отношении устойчивы.

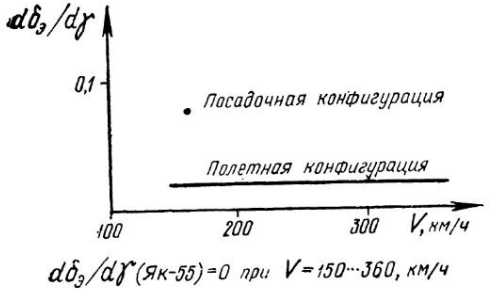


Рис. 130. Характеристика поперечной устойчивости и управляемости $\left(\frac{\delta_э^\circ}{\gamma^\circ}\right)$ самолетов Як-52 и Як-55 в зависимости от скорости полета

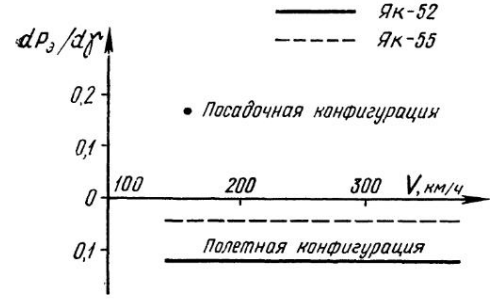


Рис. 131. Характеристика поперечной устойчивости и управляемости $\left(\frac{P_э}{\gamma^\circ}\right)$ самолетов Як-52 и. Як-55 по скорости полета

8.9.5. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Боковой устойчивостью самолета называется его способность без вмешательства летчика сохранять заданный режим полета по углам крена и скольжения и возвращаться к нему после воздействия внешних возмущений.

Боковая устойчивость — это совокупность поперечной и путевой устойчивости.

Боковое движение самолета является более сложным, чем продольное. Ранее было рассмотрено, что при нарушении поперечного равновесия происходит нарушение путевого равновесия, а при нарушении путевого равновесия происходит нарушение поперечного равновесия. То есть, боковое движение включает в себя одновременно два движения, движения крена и рыскания, которые нельзя изолировать друг от друга. Поэтому при анализе боковой устойчивости, наряду со статической поперечной и путевой устойчивостью, рассматривается и динамическая боковая устойчивость (совместное движение крена и рыскания).

Рассмотрим физическую картину проявления сложного бокового движения самолета. Так же как и в случае продольного движения, боковое движение можно разделить на малое (короткопериодическое) и большое (длиннопериодическое). Малое движение развивается в первые несколько секунд, после нарушения бокового равновесия.

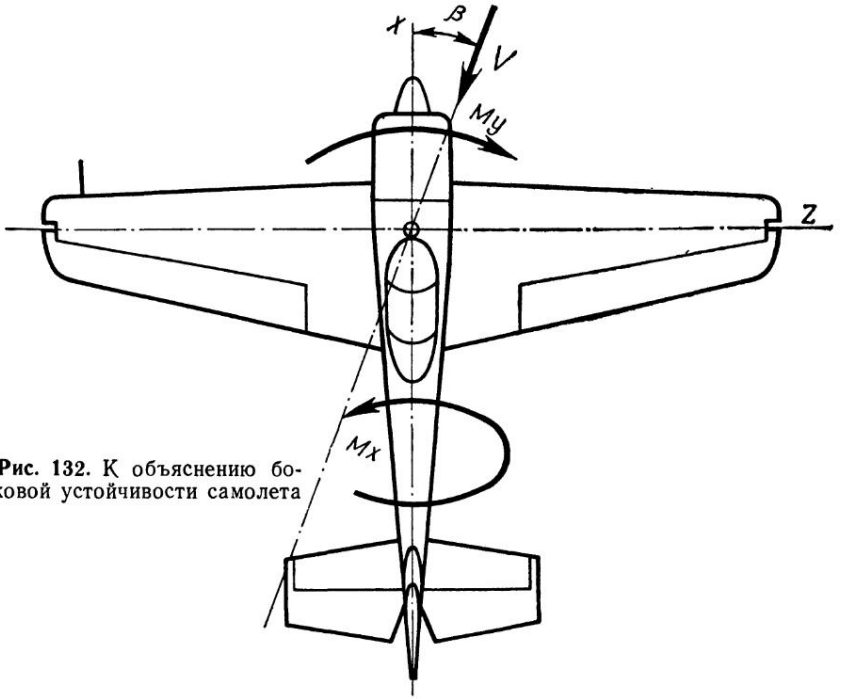


Рис. 132. К объяснению боковой устойчивости самолета

Предположим, что под действием внешнего возмущения самолет Як-55 повернулся на некоторый угол относительно направления своего полета, т. е. возникло скольжение, например, на правую половину крыла (рис. 132).

При появлении скольжения из-за боковой обдувки самолета возникают статические аэродинамические моменты — путевой M_y и поперечный M_x.

Под действием путевого момента M_y самолет будет стремиться устранить скольжение, поворачиваясь навстречу набегающему воздушному потоку, а под действием момента крена M_x начнет крениться в сторону, обратную углу скольжения (в данном случае на левую половину крыла).

Вращению самолета вокруг осей X и Y препятствуют демпфирующие моменты крена и рыскания. Когда угол скольжени β станет равным нулю, крен достигает значительной величины. Обладая в этом положении некоторой угловой скоростью ω_y, самолет будет разворачиваться вправо, что приведет к появлению скольжения на левую половину крыла, которая опущена. В результате действия скольжения появится момент крыла, который начнет уменьшать угол крена и момент рыскания, который, погасив сначала вращение вправо, в последующем вызовет вращение влево. Затем весь процесс начнет по-

вторяться в обратном направлении до тех пор, пока колебания не прекратятся.

Необходимым условием динамической устойчивости является быстрое затухание его возмущенного движения. Поэтому важными динамическими характеристиками устойчивости самолета являются: период колебаний, который характеризует продолжительность колебания; коэффициент затухания боковых колебаний $m_{зат}$, характеризующий уменьшение амплитуды колебания за один период. Соотношение между поперечной и путевой устойчивостью, определяемое отношением максимальной угловой скорости крена к максимальной угловой скорости рыскания при колебаниях, т. е. величиной

$$\varkappa = \frac{\omega_{x\,макс}}{\omega_{y\,макс}}. \qquad (8.15)$$

Практика эксплуатации самолетов показывает, что для получения сравнительно быстрого затухания боковых колебаний должно соблюдаться соотношение $\varkappa = \frac{\omega_{x\,макс}}{\omega_{y\,макс}} < 1+2{,}5$. В этом случае самолет в процессе малых боковых движений будет вращаться со сравнительно малой угловой скоростью крена. Для уменьшения угловых скоростей крена, а значит, и углов крена при качании стараются ослабить момент M_x от скольжения, подбирая необходимую величину поперечного V крыла. Для ускорения затуханий боковых колебаний увеличивают размеры киля, а если и это не поможет, то включают в систему управления рулем направления автоматический демпфер рыскания.

Следует помнить, что затухание колебаний и период колебаний малого бокового движения в основном определяется путевым демпфирующим моментом и путевой устойчивостью самолета. Поперечная устойчивость и поперечный демпфирующий момент определяют только знак и величину изменения угла крена, вызванного колебанием скольжения, т. е. колебания крена сопутствуют колебаниям рыскания и являются их следствием.

Но не следует думать, что колебания крена не имеют значения. Если поперечная устойчивость велика, то движение рыскания будет сопровождаться сильным изменением угла крена, что существенно затрудняет пилотирование самолетом.

При больших значениях $\varkappa$ малые боковые движения сопровождаются слабозатухающими колебаниями, у которых вращение вокруг продольной оси X превалирует над вращением вокруг оси Y. В некоторых случаях это может привести к колебательной неустойчивости — возрастанию амплитуд крена и рыскания.

Колебательная неустойчивость может быть лишь при поте-

ре путевой устойчивости. Пилотирование самолетом, имеющим слабозатухающие боковые колебания и тем более колебательную неустойчивость, осуществлять чрезвычайно трудно (практически невозможно), так как при малом периоде колебаний летчик, имеющий запаздывание реакции, в среднем равное 0,25...0,3 с, практически не в состоянии вмешаться в управление и прекратить колебания. Вмешательство летчика в этом случае, как правило, сопровождается раскачиванием самолета. Особенно затрудняется пилотирование самолетом на больших высотах, где сильно ухудшается демпфирование малых боковых движений.

В процессе малого бокового движения самолета, которое включает в себя короткопериодические, быстрозатухающие путевые и поперечные колебания, скольжение полностью устраняется, а угол крена может иметь некоторую остаточную величину. Наличие остаточного угла крена приводит к нарушению равновесия сил, вследствие чего за малым боковым движением начинает развиваться большое длиннопериодическое движение.

Устойчивость большого бокового движения определяется соотношением характеристик поперечной устойчивости, путевого демпфирующего момента, путевой устойчивости и спирального момента крена.

Благодаря наличию крена возникает скольжение на опущенное полукрыло. С образованием скольжения возникают статические боковые моменты M_x и M_y. Момент рыскания M_y будет стремиться развернуть самолет и устранить скольжение, а момент крена M_x—убрать крен. Но как только появится скольжение (вращение) вокруг оси Y, возникает путевой демпфирующий момент, препятствующий вращению вокруг оси Y, и спиральный момент, направленный в сторону увеличения крена. Поднятая половина крыла, являясь внешней при развороте, движется с бóльшей скоростью, чем опущенная, в связи с чем подъемная сила ее больше, чем у опущенного полукрыла.

У устойчивого в большом боковом движении самолета восстанавливающий статический поперечный момент M_x больше, чем спиральный момент крена, и самолет постепенно устраняет крен.

Если статическая путевая устойчивость явно велика по сравнению с поперечной, то самолет начнет энергично разворачиваться в сторону опущенного полукрыла и спиральный момент крена может оказаться больше восстанавливающего поперечного момента M_x. В этом случае при наличии остаточного угла крена самолет, предоставленный самому себе, будет еще больше увеличивать крен. Боковое возмущенное движение самолета при явном избытке путевой статической устойчивости над поперечной развивается в виде спирали с нарастающим креном и скольжением на внутреннюю половину крыла и называется **спиральной неустойчивостью самолета.**

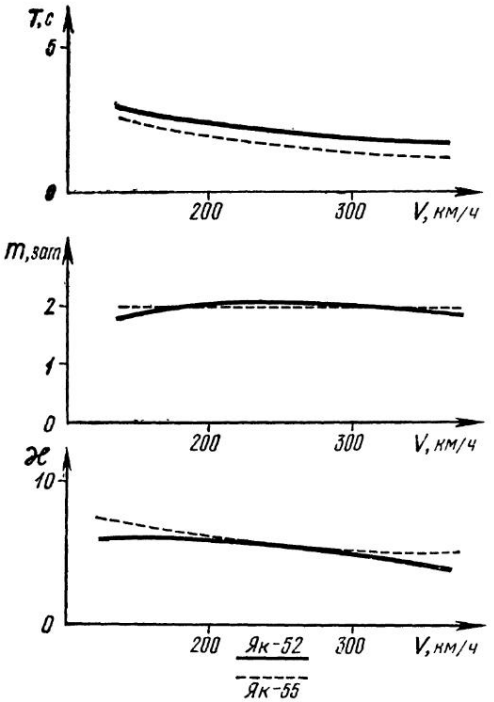


Рис. 133. Зависимость характеристик боковой динамической устойчивости самолетов Як-52 и Як-55 от скорости полета

Слабо выраженная спиральная неустойчивость значения не имеет, так как спиральное движение развивается медленно, и летчик всегда может вмешаться в поведение самолета.

На рис. 133 показаны характеристики боковой динамической устойчивости самолетов Як-52 и Як-55.

В диапазоне скоростей по прибору 140... 360 км/ч на высоте полета 500 м период колебаний, коэффициент затухания и параметр $\varkappa$ соответственно составляют для самолета Як-52: $T = 2{,}8 \ldots 1{,}8$ с; $m_{зат} = 1{,}8 \ldots 2{,}1$; $\varkappa = 0{,}7 \ldots 0{,}5$. Для самолета Як-52 $\varkappa$ мало, что ухудшает его боковую устойчивость во всем диапазоне рабочих скоростей, что необходимо учитывать при его применении как учебного самолета для первоначального обучения.

Для самолета Як-55 значение $\varkappa$ соответствует его предназначению и является показателем хороших летных качеств для выполнения акробатического прямого и обратного пилотажа.

8.10. ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Продольной управляемостью самолета называется его способность под действием руля высоты изменять угол атаки крыла (режим полета) по желанию летчика.

Для ее обеспечения необходимо, чтобы величина коэффициента статической устойчивости $m_z^{C_y} = -(\overline{X}_F - \overline{X}_T)$ в процессе полета находилась в заданных пределах. С этой целью на каждом самолете ограничивается изменение центра тяжести предельно передней и предельно задней центровкой.

Как уже говорилось, летчик изменяет продольные момен-

ты — приводит их в равновесие рулем высоты и оценивает управляемость по усилиям на органах управления самолетом (в данном случае на ручке управления).

Продольная управляемость делится на продольную управляемость в криволинейном движении и продольную управляемость в прямолинейном движении.

Рассмотрим их отдельно.

Продольная управляемость в криволинейном движении количественно оценивается градиентом отклонения руля высоты по перегрузке $\frac{d\delta_в^o}{dn_y}$ или градиентом хода ручки управления по перегрузке $\frac{dX_в}{dn_y}$ и градиентом усилия по перегрузке $\frac{dP_в}{dn_y}$.

Градиенты $\frac{d\delta_в^o}{dn_y}$ и $\frac{dX_в}{dn_y}$ показывают, на какой угол необходимо отклонить руль высоты и на сколько миллиметров переместить ручку управления, чтобы изменить перегрузку на единицу величины. У статически устойчивых по перегрузке самолетов эти градиенты отрицательны: для увеличения перегрузки (dn_y — положительная величина) необходимо перемещать ручку управления на себя, т. е. отклонить руль высоты вверх. В этом случае величины $d\delta_в$ и $dX_в$ имеют отрицательное значение.

Величина градиентов отклонения руля высоты и ходы ручки управления по перегрузке пропорциональны запасу продольной статической устойчивости самолета по перегрузке.

Зависимость градиента отклонения руля высоты $\frac{d\delta_в}{dn_y}$ по перегрузке самолетов Як-52 и Як-55 в полете и на посадке для самолетов Як-52 на I номинале работы двигателя в криволинейном движении показана на рис. 134 (при значениях центровок самолетов соответственно: Як-52 — $\bar{X}_т = 22{,}1\%$; Як-55 — $\bar{X}_т = 30{,}8\%$). Эффективность руля высоты при увеличении приборной скорости увеличивается, поэтому градиент $\frac{d\delta_в}{dn_y}$ изменяется обратно пропорционально квадрату приборной скорости. При скорости полета по прибору 340...360 км/ч (Як-52) и 320...340 км/ч (Як-55) уменьшение градиента $\frac{d\delta_в}{dn_y}$ прекращается, что свидетельствует о падении эффективности руля высоты из-за влияния упругих деформаций фюзеляжа.

При увеличении скорости полета самолета от 150 до 360 км/ч градиент $\frac{d\delta_в}{dn_y}$ уменьшается по абсолютной величине соответственно для самолета Як-52 с 7,5 до $2\frac{\text{град}}{\text{ед. пер}}$ и Як-55 — $0{,}5\frac{\text{град}}{\text{ед. пер}}$.

Градиент усилия по перегрузке $\frac{dP_в}{dn_y}$ показывает, какое уси-

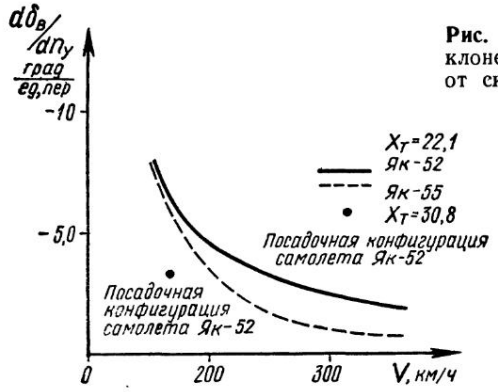


Рис. 134. Зависимость градиентов отклонения руля высоты по перегрузке от скорости полета самолетов Як-52 и Як-55

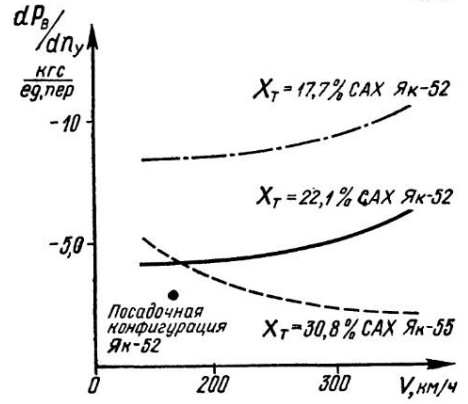


Рис. 135. Зависимость градиента усилия на ручке управления по перегрузке от скорости полета

лие необходимо приложить к ручке управления по перегрузке, возрастающее при увеличении устойчивости самолета по перегрузке.

По величине значения производной $\frac{dP_в}{dn_y}$ летчик судит об управляемости самолета в криволинейном полете. Чрезмерно большие величины $\frac{dP_в}{dn_y}$ приводят к утомлению летчика при управлении самолетом; но чрезмерно малые значения $\frac{dP_в}{dn_y}$ требуют повышенного внимания, так как в этом случае увеличивается реакция самолета на усилие, прилагаемое к ручке, возможен выход самолета на чрезмерно большие перегрузки.

Величины градиентов усилия по перегрузке самолетов Як-52 и Як-55 в полете на номинальном режиме работы двигателя

для различных центровок ($\bar{X}_T = 17{,}7\%$ и $\bar{X}_T = 22{,}1\%$ — Як-52 и $\bar{X}_T = 30{,}9\%$ — Як-55) показаны на рис. 135.

Перемещение центра тяжести вперед, а фокуса назад увеличивает устойчивость самолета по перегрузке и градиента усилий по перегрузке, самолет становится более тяжелым в управлении (по расходу усилий и углов отклонения руля высоты), особенно это характерно для Як-52.

При выполнении пилотажа одним летчиком центр тяжести смещается вперед ($\bar{X}_T = 17{,}7\%$) и усилия на ручке управления увеличиваются в среднем в два раза (с учетом загрузочных пружин в канале руля высоты). Создаются значительные нагрузки на ручке управления, что приводит к утомляемости летчика при выполнении пилотажа).

Увеличение градиента усилия по перегрузке $\frac{dP_в}{dn_y}$ с ростом скорости полета по прибору (особенно характерно для самолета Як-52) объясняется повышением запаса устойчивости по перегрузке и влиянием упругих деформаций фюзеляжа на эффективность руля высоты. При отклонении руля высоты вверх на горизонтальном оперении возникает приращение подъемной силы $\Delta Y_{г.о}$, направленной вниз. Под действием этой аэродинамической силы фюзеляж прогибается, в результате чего угол атаки горизонтального оперения увеличивается и при той же величине тянущего усилия на ручке управления величина $\Delta Y_{г.о}$ уменьшается. Поэтому для создания той же перегрузки летчик вынужден дополнительно отклонить руль высоты вверх, прикладывая к ручке управления дополнительное тянущее усилие.

Уменьшение градиента усилия $\frac{dP_в}{dn_y}$ по перегрузке с увеличением скорости полета самолета Як-55 объясняется усилением действия роговой и осевой компенсации руля высоты, а также симметричностью профиля крыла и руля высоты.

Для маневренных самолетов величина $\frac{dP_в}{dn_y}$ должна составлять 5...10 кгс на единицу перегрузки. Выбор величины градиента усилия по перегрузке диктуется тактико-техническими требованиями, предъявляемыми к самолетам различных типов.

Для самолетов, применяемых при выполнении акробатического пилотажа по программе чемпионата мира, величина $\frac{dP_в}{dn_y}$ не должна превышать 4 кгс на малых скоростях и 2...3 кгс на рабочих скоростях пилотажа.

Величина градиента усилия $\frac{dP_в}{dn_y}$ самолета Як-52 (при пилотировании одним летчиком) составляет в среднем 9 кгс/ед (без учета нагрузки, создаваемой загрузочными пружинами в канале руля высоты).

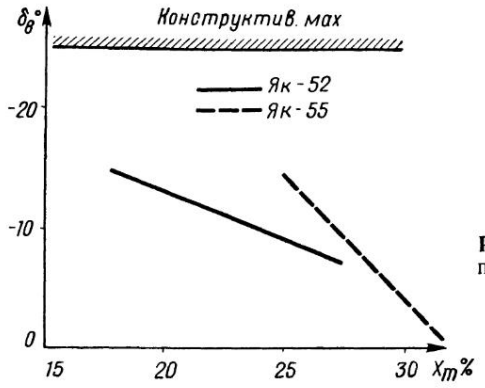


Рис. 136. Запас руля высоты на посадке самолетов Як-52 и Як-55

Как ранее рассматривалось, чрезмерно большая чувствительность самолета является утомительной для летчика (особенно при первоначальном обучении) и снижает точность пилотирования, требует от летчика большого внимания и четкости управления. Это характерно для самолета Як-52. Поэтому для облегчения первоначального обучения в органы управления рулем высоты и элеронами поставлены загрузочные механизмы (пружины), которые увеличивают нагрузку на ручку управления, в среднем на элеронах $\Delta P_э = 1{,}5$ кгс и на руле высоты $\Delta P_в = 5{,}5$ кгс.

Рассмотрим характеристики продольной управляемости самолетов Як-52 и Як-55 на режимах взлета и посадки (для самолета Як-52 с выпущенными шасси и посадочными щитками). Диаграммы для взлета получены в полете до высоты, равной 500 м, при работе двигателя на номинальном режиме и весе самолетов: Як-52 — 1290 кгс, Як-55 — 870 кгс, шасси выпущены (рис. 136) в зависимости от смещения ЦТ в процентах.

Диаграммы для посадки получены в полете на высоте 500 м при работе двигателя на малом газе, полетном весе самолетов: Як-52 — 1290 кгс, Як-55 — 870 кгс, в посадочной конфигурации самолетов.

Как видно из балансировочных диаграмм (рис. 135, 136), самолеты Як-52 и Як-55 на режимах взлета и посадки по скорости устойчивы. При этом необходимо помнить, что резкое уменьшение или увеличение оборотов двигателя, кроме резкого возникновения моментов $M_{реакт}$ и $M_у$, приводит к резкому изменению устойчивости самолета по скорости.

Летчик практически во всем диапазоне центровок самолетов испытывает тянущее усилие на ручке управления, которое при увеличении скорости полета уменьшается.

Движение ручкой управления при изменении скорости полета соответствует реакции летчика.

Средний расход руля высоты при изменении скорости полета на посадке на 10 км/ч составляет: для Як-52 — не более 0°30′ (посадочная конфигурация), при убранных посадочных щитках — не более 2°; для Як-55 — не более 0°40′. Этот же расход при изменении скорости полета на взлете на 10 км/ч составляет: для Як-52 — не более 2°; для Як-55 — не более 0°40′.

Расход усилий на посадке при изменении скорости полета на 10 км/ч составляет: для Як-52 — не более 0,2 кгс; для Як-55 — не более 0,12 кгс. Эти же усилия на взлете составляют: для Як-52 — не более 0,2 кгс; для Як-55 — не более 0,12 кгс.

Далее разберем порядок выбора предельно передней эксплуатационной центровки самолетов и ее влияние на продольную управляемость. Ранее было рассмотрено, что чем более передняя центровка самолета, тем больше величина $\frac{dP_в}{dn_y}$, при этом управление самолетом становится тяжелым. Данное обстоятельство не позволяет выносить центр тяжести самолета далеко вперед, но не является ограничивающим фактором.

Предельное значение передней эксплуатационной центровки определяется не усилиями на ручке управления, а достаточностью отклонения руля высоты для создания посадочного положения самолета на малой скорости. Чем более передняя центровка самолета, тем больше требуется отклонить руль высоты вверх. Может оказаться, что для вывода самолета на посадочный угол атаки предельного отклонения руля высоты будет недостаточно (такой случай при выполнении выдерживания на больших углах атаки будет рассмотрен в разделе «Посадка»).

Поэтому предельная передняя (эксплуатационная) центровка устанавливается из условия обеспечения хорошей продольной управляемости в криволинейном и горизонтальном полете и достаточности отклонения руля высоты для выполнения нормальной посадки с учетом запаса руля высоты на посадке.

Предельно передняя эксплуатационная центровка самолетов составляет: Як-52 — 17,7%; Як-55 — 27% (рис. 136). Потребное отклонение руля высоты для выполнения нормальной посадки равно: для Як-52 — $\delta_н^o = 17°$; для Як-55 — $\delta_н^o = 16°$. Соответственно запас руля высоты на посадке при предельно передней центровке составляет: для Як-52 — 22%; для Як-55 — 40%. Усилия на ручке управления при этом получаются: для Як-52 $P_в$ — 6,8 кгс; для Як-55 $P_в$ — 2,9 кгс. Для самолета Як-52 дается без учета загрузочного механизма в канале руля высоты.

8.11. ПОПЕРЕЧНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Поперечной управляемостью самолета называется его способность вращаться вокруг своей продольной оси при отклонении элеронов, т. е. изменять угол крена.

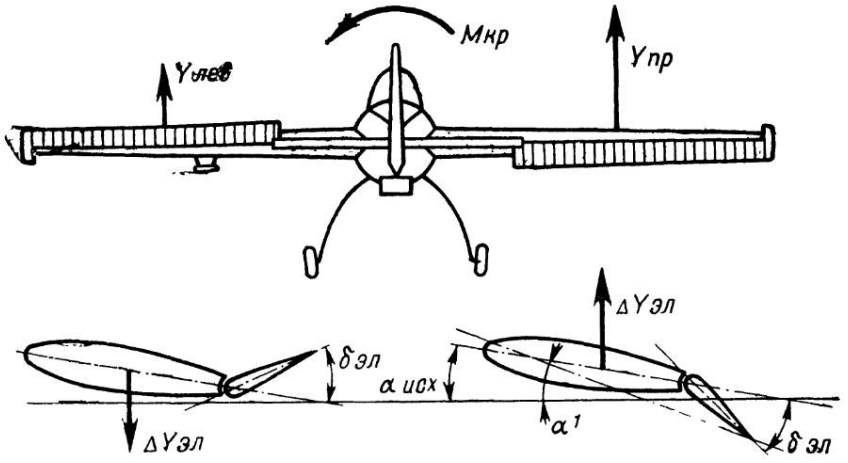


Рис. 137. Накренение самолета при отклонении элеронов

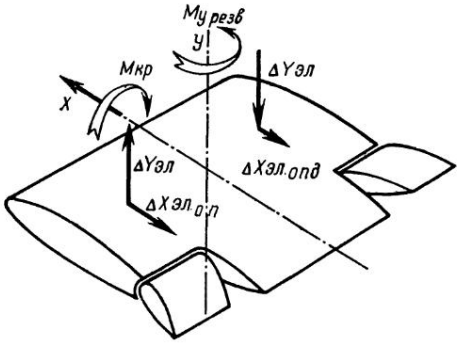


Рис. 138. Возникновение крена и разворот самолета при отклонении элеронов на малых скоростях полета

Работа элеронов. Элероны — это рули крена. Управление ими устроено так, что когда летчик отклоняет ручку управления вправо, левый элерон отклоняется вниз, а правый — вверх (рис. 137). Если же отклонить ручку управления влево — происходит обратное.

При отклонении элеронов изменяется кривизна профиля крыла на участке расположения элеронов, вследствие чего изменяется действительный угол атаки этой части крыла. У полукрыла с опущенным элероном угол атаки увеличивается, следовательно, увеличивается и коэффициент подъемной силы C_y. На полукрыле с поднятым элероном наоборот уменьшится и угол атаки и коэффициент подъемной силы. В результате разность подъемных сил полукрыльев создает кренящий момент $M_{кр}$ относительно продольной оси, под действием которого самолет будет вращаться в сторону отклонения ручки управления.

При полете на малых углах атаки (с большими скоростями) отклонение элеронов, изменяя подъемную силу полукрыльев, приводит к незначительному увеличению лобового сопротивления C_x. Поэтому отклонение элеронов практически не изменяет направление полета самолета (рис. 138). При выполнении полета на больших углах атаки поперечная управляемость ухудшается и при определенных условиях может произойти полная ее потеря. Это объясняется тем, что на больших углах атаки изменение подъемных сил полукрыльев мало, вследствие этого и момент $M_{кр}$ мал по величине, но в данном случае приобретает большое значение индуктивное сопротивление, которое у полукрыла с поднятым элероном уменьшается, а у полукрыла с опущенным элероном — увеличивается. Вследствие разности сопротивлений ($X_{эл.\,оп} > X_{эл_{под}}$) возникает момент $M_{у_{разв}}$, который разворачивает самолет в сторону полукрыла с опущенным элероном. В результате за счет разворота самолет начинает скользить на полукрыло с поднятым элероном. На этом полукрыле возрастает подъемная сила, которая создает момент, направленный в сторону, противоположную 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 при отклонении ручки управления в одну сторону самолет кренится и разворачивается в другую сторону.

По мере приближения к критическому углу атаки поперечная управляемость еще больше ухудшается. Объясняется это 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 применяют дифференциальные элероны. **Принцип дифференциального отклонения** элеронов состоит в том, что при отклонении ручки управления опускающийся элерон отклоняется на меньший угол, чем поднимающийся. Благодаря такому отклонению коэффициент подъемной силы полукрыла с опущенным элероном возрастает на меньшую величину, чем у простых элеронов. Поэтому индуктивное сопротивление полукрыла с опущенным элероном возрастает на меньшую величину, следовательно, меньше будет по величине и разворачивающий момент.

На крыле с поднятым элероном увеличивается профильное сопротивление, так как часть элерона выходит за пределы пограничного слоя, тем самым нарушая безотрывное обтекание воздушным потоком.

Таким образом, элероны с дифференциальным отклонением увеличивают кренящий момент в сторону полукрыла с подня-

тым элероном и увеличивают разворачивающий момент в сторону полукрыла с опущенным элероном, тем самым создают равенство этих элементов. Для самолета Як-52 дифференциальное отклонение элеронов составляет: вверх 22°, вниз 16°; самолета Як-55 — вверх и вниз — 22°. Одинаковое отклонение элеронов на самолете Як-55 вверх и вниз объясняется тем, что уменьшение разворачивающегося момента создается выступающим носком элерона. При отклонении элерона вверх в воздушный поток выходит носок элерона, тем самым увеличивается сопротивление полукрыла с поднятым элероном.

8.12. ПУТЕВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Путевой управляемостью самолета называется его способность под действием руля направления изменять угол скольжения (поворачиваться вокруг оси Y).

При отклонении летчиком руля направления на угол $\delta_{р.н}$ возникает аэродинамическая сила $Z_{в.о}$, момент которой относительно центра тяжести равен

$$M_{У_{в.о}} = Z_{в.о} L_{в.о}.$$

Этот момент разворачивает самолет относительно оси Y. В первый момент под действием силы инерции самолет будет продолжать движение в прежнем направлении, в результате его продольная ось составит с направлением движения угол β — угол скольжения (рис. 139, а).

С момента образования угла скольжения происходит косая обдувка самолета, вследствие чего на боковую поверхность его будет действовать аэродинамическая сила $Z_ф$, которая с центром тяжести самолета составляет плечо $L_ф$. Момент, создаваемый этой силой, препятствует повороту самолета вокруг оси Y. По мере увеличения угла скольжения β сила $Z_ф$ будет возрастать до тех пор, пока не уравновесит разворачивающийся момент, возникающий в результате отклонения руля направления.

Угол скольжения при этом достигнет некоторой величины, соответствующей данному отклонению руля направления.

Из вышесказанного следует, что руль направления самолета служит для изменения угла скольжения, причем каждому углу отклонения руля направления $\delta_{р.н}$ будет соответствовать определенный угол скольжения β.

Разность между боковой аэродинамической силой $Z_ф$, образовавшейся при скольжении, и аэродинамической силой, создаваемой вертикальным оперением $Z_{в.о}$, создает неуравновешенную силу $Z_ф - Z_{в.о}$, приложенную в центре тяжести самолета. Эта сила является неуравновешенной центростремительной силой, под действием которой самолет будет разворачиваться в сторону отклонения руля направления, искривляя тем самым траекторию движения. В результате скольжения самолет

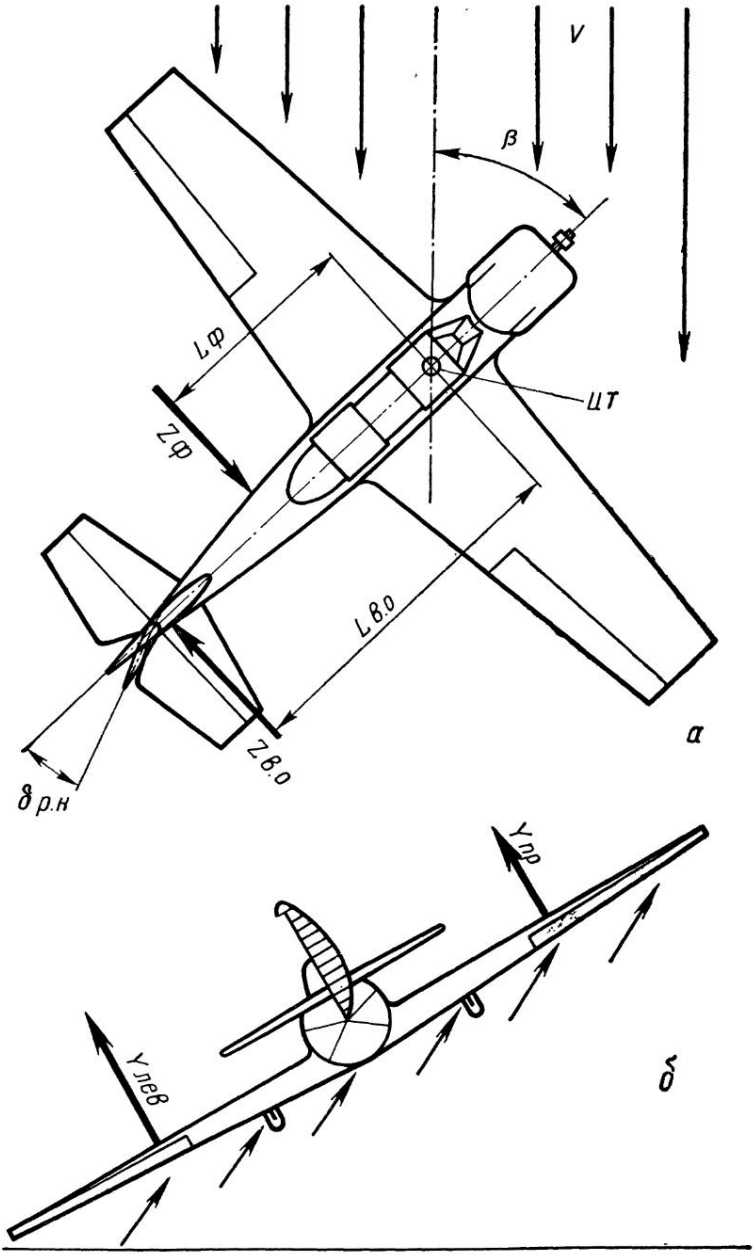


Рис. 139. Принцип путевой управляемости самолета. Влияние скольжения на подъемную силу:

а — скольжение самолета под действием руля направления; *б* — увеличение подъемной силы крыла, на которое скользит самолет

будет иметь тенденцию к созданию крена в ту же сторону, куда отклонен руль направления. Это происходит за счет скольжения, которое изменяет распределение подъемной силы того полукрыла, на которое скользит самолет (рис. 139, б). Увеличение подъемной силы происходит из-за косого обтекания крыла самолета воздушным потоком, а если крыло самолета имеет V-образность, то увеличение подъемной силы полукрыла, на которое скользит самолет, происходит также за счет увеличения угла атаки. В результате возникает кренящий момент, стремящийся поднять полукрыло, на которое скользит самолет.

Угол отклонения руля направления составляет: для Як-52 — $-\delta^{\circ}_{р.н} = \pm 27°$; для Як-55 — $\delta^{\circ}_{р.н} = \pm 27°$.

8.13. БОКОВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Боковой управляемостью самолета называется его способность создавать скольжение и углы крена при отклонении руля направления и элеронов и представляет сумму поперечной и путевой управляемости.

Рассмотрим некоторые основные характеристики боковой управляемости самолета.

Поперечная управляемость самолета характеризуется градиентом отклонения элеронов по угловой скорости вращения $\frac{d\delta_э^{\circ}}{d\omega x}$ и градиентом усилия на ручке управления по угловой скорости вращения $\frac{dP_э}{d\omega x}$. Чем меньше производные $\frac{d\delta_э^{\circ}}{d\omega x}$ и $\frac{dP_э}{d\omega x}$, тем меньше углы отклонения элеронов и усилия на ручке управления, потребные для создания угловой скорости вращения, тем больше эффективность поперечного управления.

На рис. 140 показана зависимость градиента отклонения элеронов по угловой скорости вращения от скорости полета самолетов Як-52 и Як-55.

При увеличении скорости полета по прибору эффективность элеронов увеличивается. Так, угол отклонения элеронов для создания угловой скорости вращения в 1 рад/с уменьшается с 13° (Як-52) и 10° (Як-55) при скорости полета, равной 150 км/ч, до 6°40′ (Як-52) и 4°40′ (Як-55) при скорости полета, равной 360 км/ч.

Запас углов отклонения элеронов на самолете Як-52 обеспечивает поперечное угловое вращение со скоростью $\omega_x = 2{,}5$ рад/с, что дает возможность выполнять простые, сложные и отдельные фигуры высшего пилотажа.

Запас углов отклонения элеронов на самолете Як-55 обеспечивает поперечное угловое вращение со скоростью $\omega_x = 4{,}5$ рад/с, что позволяет выполнение простого, сложного прямого и обратного пилотажа по программам чемпионатов мира.

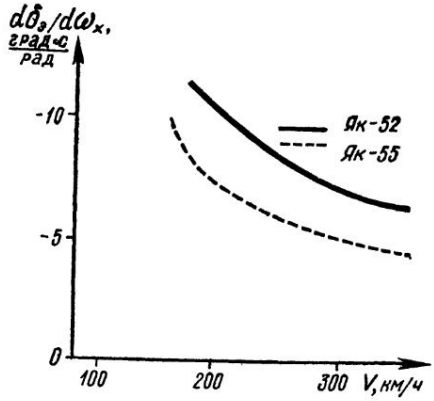


Рис. 140. Зависимость градиента отклонения элеронов по угловой скорости вращения от скорости полета

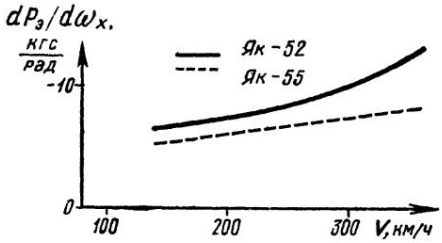


Рис. 141. Зависимость градиента усилия на ручке управления от элеронов по угловой скорости вращения от скорости полета

В полете на малых приборных скоростях (больших углах атаки) эффективность элеронов падает, их приходится отклонять на больший угол.

Это приводит к значительному увеличению сопротивления полукрыла с опущенным элероном и появлению разворачивающего момента в сторону полукрыла с опущенным элероном. В результате возникающего скольжения на полукрыло с поднятым элероном увеличивается подъемная сила последнего, что уменьшает кренящий момент, т. е. способствует снижению эффективности элеронов.

На рис. 141 показана зависимость градиента $\frac{dP_э}{d\omega x}$ от скорости полета.

Расход усилий на ручке управления при отклонении элеронов для создания угловой скорости в 1 рад/с увеличивается с 7 кгс (Як-52) и 5,4 (Як-55) при скорости полета, равной 150 км/ч, до 13 кгс (Як-52) и 8,2 кгс (Як-55) при скорости полета, равной 360 км/ч (для самолета Як-52 без учета загрузочных механизмов).

Рост $\frac{dP_э}{d\omega x}$ при увеличении скорости обусловлен ростом скоростного напора.

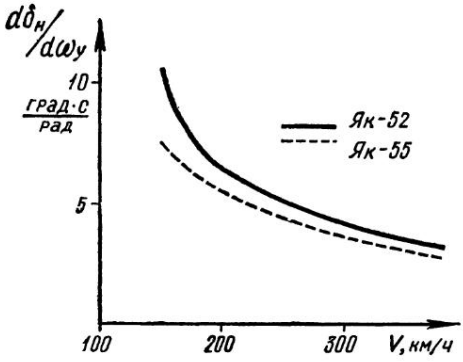


Рис. 142. Зависимость градиента отклонения руля направления по угловой скорости вращения от скорости полета

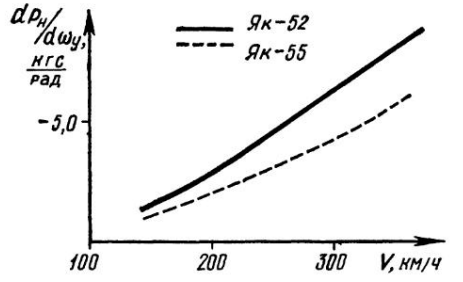


Рис. 143. Зависимость градиента усилия на педали по угловой скорости вращения от скорости полета

Таким образом, характеристики поперечной управляемости самолетов Як-52 и Як-55 вполне удовлетворяют требованиям, предъявляемым к маневренным самолетам, исходя из выполняемых задач.

Путевая управляемость самолета характеризуется градиентом отклонения, а также градиентом усилий на педали управления по угловой скорости. Чем меньше производные $\frac{d\delta_н°}{d\omega_y}$ и $\frac{dP_н}{d\omega_y}$, тем больше эффективность рулевого управления.

Как видно из рис. 142, эффективность руля направления самолетов Як-52 и Як-55 при увеличении скорости полета повышается.

Отклонение руля направления для создания угловой скорости в 1 рад/с уменьшается с 10°25′ (Як-52) и 7°15′ (Як-55) при скорости полета, равной 150 км/ч, до 3°30′ (Як-52) и 3° (Як-55) при скорости полета, равной 360 км/ч.

Расход усилий на педалях управления (рис. 143) при отклонении руля направления для создания скорости в 1 рад/с увеличивается с 1,5 кгс (Як-52) и 1 кгс (Як-55) при скорости полета, равной 150 км/ч, до 8,5 и 6 кгс соответственно при скорости 360 км/ч.

Анализируя вышесказанное, можно сделать вывод, что нельзя изолированно рассматривать путевую и поперечную управляемость.

При отклонении элеронов на самолет действует не только поперечный, но и путевой момент. При отклонении руля направления на самолет действует путевой и поперечный момент, т. е. разворот самолета только с помощью руля направления или только элеронов происходит со скольжением.

Реакция самолетов Як-52 и Як-55 по развороту на отклонение элеронов во всем диапазоне скоростей и высот полета — нормальная. Так, при отклонении ручки управления вправо самолет кренится и разворачивается в сторону поднятого элерона (вправо). При отказе системы управления рулем направления летчик может использовать реакцию самолета по развороту на отклонение элеронов для выполнения разворотов с креном не более 15°.

Реакция самолетов Як-52 и Як-55 по крену на отклонение руля направления во всем диапазоне допустимых скоростей и высот также нормальная (прямая). При отклонении руля направления вправо самолет разворачивается и кренится вправо. Прямая реакция самолетов по крену на отклонение руля направления используется летчиком на малых высотах и приборных скоростях полета для устранения случайных кренов, например при выполнении посадки, когда мала эффективность элеронов. В этом случае летчик для устранения случайно возникшего крена отклоняет руль направления против крена, т. е. создает скольжение на опущенное полукрыло.

Однако прямая реакция самолета по крену и по развороту не обеспечивает координацию при выполнении разворотов отклонением одних элеронов или руля направления. Разворот, выполняемый отклонением элеронов, сопровождается внутренним скольжением (шарик указателя скольжения отклоняется в сторону разворота). Разворот, выполняемый отклонением руля направления, сопровождается внешним скольжением (шарик указателя скольжения отклоняется во внешнюю сторону разворота). 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.**

Потребные углы отклонения руля направления при создании определенного крена для разворота без скольжения можно определить по характеристикам боковой управляемости в зависимости от скорости полета. Для самолетов Як-52 и Як-55 эти характеристики рассматриваются на графиках рис. 119—122.

Статистикой установлено, что для нормального поведения самолета в полете необходимо определенное соотношение между кренящим и разворачивающим моментами.

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

$$\frac{\delta_э^\circ}{\delta_{р.н}^\circ} = 0{,}3...0{,}5.$$

Для самолета Як-52 это отношение равно 0,35; для Як-55 — 0,33. Таким образом, отклонение элеронов должно быть в 2—3 раза меньше отклонения руля направления.

Необходимо помнить, что при отказе системы управления элеронами или рулем направления выполнение каких-либо энергичных эволюций недопустимо.

В целом боковая управляемость самолетов Як-52 и Як-55 хорошая. Эффективность элеронов и руля направления высокая во всем диапазоне скоростей полета.

Глава 9. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА САМОЛЕТА

Взлетно-посадочные характеристики самолета — скорость отрыва $V_{отр}$; длина разбега $L_{разб}$; время разбега $t_{разб}$; дальность разгона $L_{разг}$; длина подъема $L_{под}$; ускорение разбега $j_{разб}$; воздушный участок планирования $L_{пл.воз}$; длина пробега $Д_{пр}$; время пробега $t_{пр}$; ускорение на пробеге $j_{пр}$; посадочная скорость $V_{пос}$ являются одними из важных характеристик самолетовождения. Во-первых, взлет и посадка, несмотря на кратковременность,— наиболее сложные и ответственные элементы каждого полета и, во-вторых, они определяют возможность базирования самолетов Як-52 и Як-55 на аэродромах ДОСААФ, имеющих небольшие размеры и в основном грунтовые взлетно-посадочные полосы.

9.1. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

9.1.1. СХЕМА И ЭТАПЫ ВЗЛЕТА

Взлетом называется ускоренное движение самолета от момента начала разбега до набора высоты полета, равной 2,5 м.

Взлет самолета состоит из следующих этапов: разбег, отрыв, выдерживание, подъем (рис. 144).

Разбег — это начальный период взлета, представляющий собой ускоренное движение самолета по ВПП для достижения скорости, при которой крыло создает подъемную силу, обеспечивающую безопасное отделение самолета от земли.

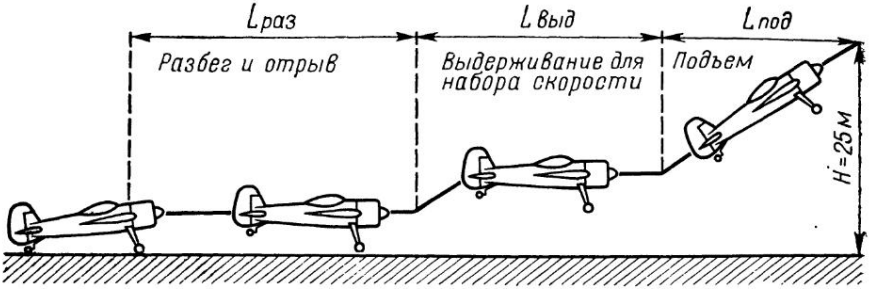


Рис. 144. Взлет самолета Як-55. Этапы взлета

На самолете Як-52 разбег выполняется следующим образом: перед разбегом, удерживая самолет на месте с помощью тормозов главных колес шасси, летчик плавно увеличивает обороты двигателя до 80 %, затем, отпуская тормоза, увеличивает обороты двигателя до максимальных, и самолет начинает движение. Когда скорость самолета достигнет 80...90 км/ч, при которой руль высоты становится достаточно эффективным, летчик взятием ручки управления на себя увеличивает угол атаки крыла и отрывает от земли переднее 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 нуля до скорости отрыва. Следовательно, разбег самолета Як-52 представляет собой прямолинейное, ускоренное движение под действием внешних неуравновешенных сил.

На самолете Як-55 разбег осуществляется следующим образом: перед разбегом отпускаются тормоза и выводятся обороты двигателя на максимальную величину. По достижении скорости, на которой руль высоты становится эффективным (приблизительно через 3...5 с после увеличения оборотов до максимальной величины), незначительной отдачей ручки управления от себя поднимается хвостовое колесо, контроль подъема хвостового колеса осуществляется по капоту самолета относительно горизонта, горизонт проецируется на верхнем обрезе капота. В таком положении совершается разбег. По достижении скорости отрыва летчик незначительным движением ручки управления на себя отрывает самолет от земли и на высоте 1...1,5 м совершает разгон самолета до скорости подъема, равной 170 км/ч. После достижения этой скорости самолет переводится в режим набора высоты.

Минимальная скорость безопасного отделения самолета от ВПП называется **скоростью отрыва** $V_{отр}$.

Отрыв самолета — это момент отделения самолета от земли. Подъемная сила самолета становится несколько больше веса,

и самолет, оторвавшись от земли, на скорости, близкой к экономической, продолжает разгон скорости и переходит в набор высоты.

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. 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.

9.1.2. 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. 145).

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

$$P-X-F=\frac{G}{g}\frac{dV}{dt}>0; \qquad (9.1)$$

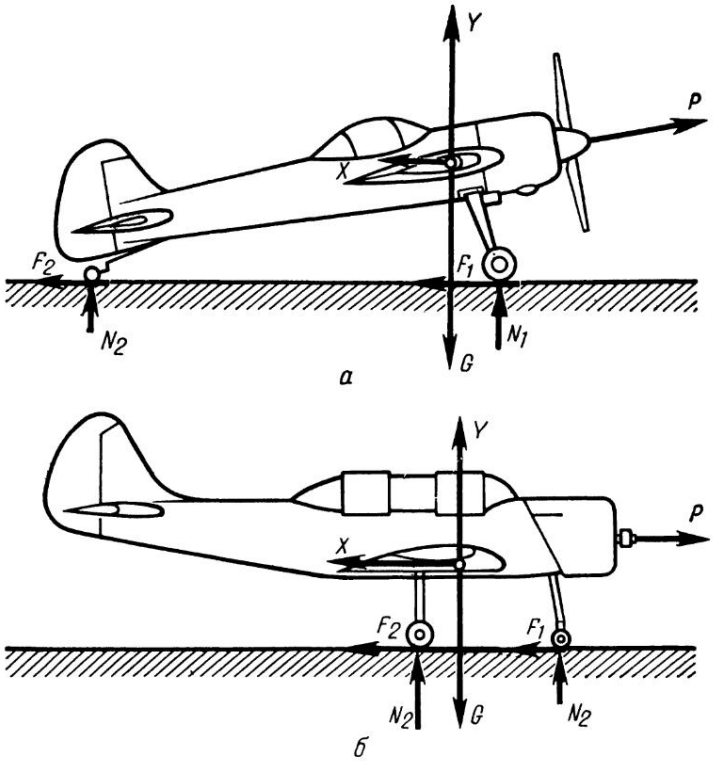


Рис. 145. Схема сил, действующих на самолет Як-55 (*а*) и самолет Як-52 (*б*) на взлете

условие прямолинейного разгона

$$Y+N-G=0. \qquad (9.2)$$

В уравнении (9.1) сила тяги должна быть больше лобового сопротивления и силы трения колес вместе взятых или произведение массы $\frac{G}{g}$ на прирост скорости должно быть больше нуля. В уравнении (9.2) 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

$$F=Nf. \qquad (9.3)$$

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. 146).

Уравнения движения центра тяжести самолета при разгоне с подъемом имеют вид:

условие разгона

$$P-X-G\sin\theta=\frac{G}{g}\frac{dV}{dt}>0; \tag{9.4}$$

условие прямолинейности полета

$$Y-G\cos\theta=0. \tag{9.5}$$

В уравнении (9.4) тяга двигателя P должна быть больше суммы лобового сопротивления и составляющей силы веса самолета, а в уравнении (9.5) — подъемная сила Y должна быть равна составляющей веса самолета $G\cos\theta$.

Уравнения движения (9.4) и (9.5) показывают, что самолет движется прямолинейно ($Y=G\cos\theta$) и с ускорением. Ускорение равно

$$j=g\left(\frac{P-X-G\sin\theta}{G}\right)>0.$$

9.1.3. УСКОРЕНИЕ ПРИ РАЗБЕГЕ

Ускоряющей силой при разбеге (рис. 147) является разность между тягой и суммой лобового сопротивления самолета и трения колес:

$$P_{уск}=P-(X+F)=\frac{G}{g}\frac{dV}{dt}. \tag{9.6}$$

Откуда продольное ускорение при разбеге равно

$$j_x=\frac{dV}{dt}=g\left(\frac{P}{G}-\frac{X+F}{G}\right), \tag{9.7}$$

где $F=Nf$.

В процессе разбега постепенно уменьшается сила N и, как следствие, сила F. Лобовое сопротивление X увеличивается. Суммарная сила сопротивления $X+F_y$ самолетов Як-52 и Як-55 изменяется незначительно и остается практически постоянной величиной. Следовательно, ускорение при разбеге сохраняется постоянным $j_x=\text{const}$, т. е. разбег является равноускоренным движением.

Обозначим выражение $\frac{X+F_{ср}}{G}$ буквой $f_{ср}$ (среднее значение величины коэффициента трения), которое изменяется в зависимости от состояния ВПП.

Для бетонной ВПП $f_{ср}=0{,}06$; для твердого грунта $f_{ср}=0{,}08$; для грунта средней прочности $f_{ср}=0{,}11$; для сырого, влажного грунта $f_{ср}=0{,}21...0{,}26$.

Таким образом, при расчете разбега можно пользоваться формулой усредненного значения ускорения

$$j_{x\ ср} = \frac{P_{ср}}{G} - f_{ср}. \qquad (9.8)$$

Из формулы видно, что величина среднего ускорения зависит от тяговооруженности самолета $P_{ср}$ (чем она больше, тем больше величина среднего ускорения) и состояния ВПП.

9.1.4. 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

$$G = Y = C_{y_{отр}} \frac{\rho V^2_{отр}}{2} S, \qquad (9.9)$$

откуда

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho C_{y_{отр}} S}}. \qquad (9.10)$$

Из формулы (9.10) видно, что скорость отрыва тем больше, чем больше удельная нагрузка на крыло $\frac{G}{S}$ 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.

9.1.5. ДЛИНА И ВРЕМЯ 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.

Временем разбега называется временной интервал от старта до отрыва самолета от земли.

Длина и время разбега зависят от скорости отрыва и ускорения при разбеге. Пользуясь определенными значениями ускорения при разбеге, можно определить время и длину разбега самолета по формулам равноускоренного движения.

Время и длина разбега в безветрие равны

$$t_{разб} = \frac{V_{отр}}{j_{x_{ср}}}, \tag{9.11}$$

$$L_{разб} = V_{ср} t_{ср} = \frac{V^2_{отр}}{2 j_{x_{отр}}}, \tag{9.12}$$

где $L_{разб}$ — длина разбега, м; $t_{разб}$ — время разбега, с.

Для приблизительных практических расчетов длины и времени разбега применяются формулы

$$L_{разб} = 0{,}004 \frac{V^2_{отр}}{\frac{KN}{G} - f_{ср}}, \tag{9.13}$$

где N — мощность двигателя, выраженная в л. с. или Вт; K — коэффициент тяги, зависящий от $V_{макс}$ самолета и его воздушного винта, приблизительно равный $\frac{480}{V_{макс}}$ (для воздушного винта В530ТА-Д35).

Время разбега (с)

$$t_{разб} = 7{,}2 \frac{L_{разб}}{V_{отр}}. \tag{9.14}$$

Длина и время разбега зависят от веса самолета, режима работы двигателя, качества поверхности аэродрома, ветра, температуры и давления воздуха.

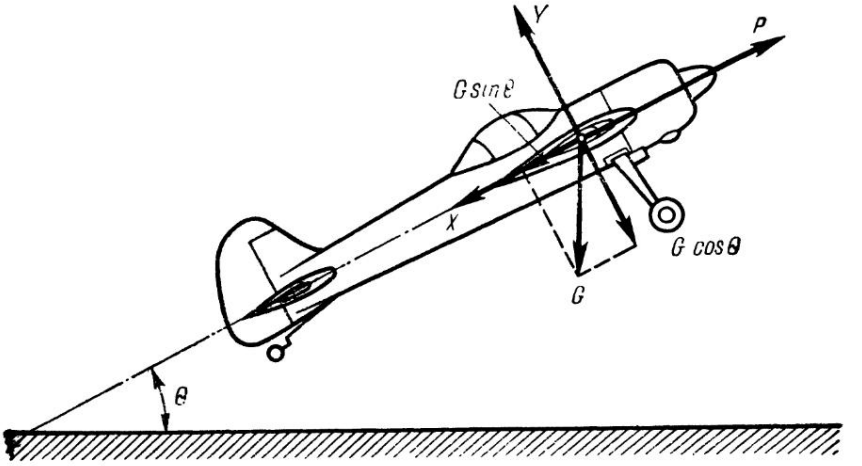


Рис. 146. Схема сил, действующих на самолет при разгоне с подъемом

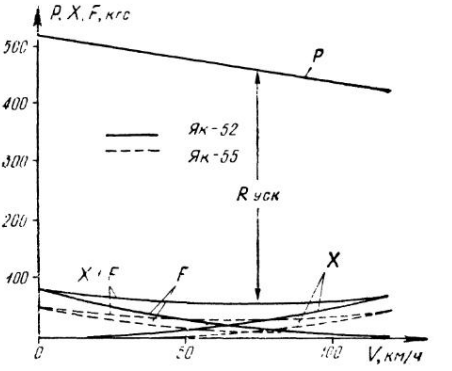


Рис. 147. К определению ускоряющей силы при разбеге (взлет с ИВПП)

9.1.6. ДЛИНА И ВРЕМЯ ВЫДЕРЖИВАНИЯ И ПОДЪЕМА

После отрыва самолетов Як-52 и Як-55 дальнейшее увеличение скорости производится одновременно с набором высоты (рис. 146).

Длина выдерживания — это путь, проходимый самолетом для набора скорости от $V_{отр}$ до $V_{наб}$.

Время выдерживания — это временно́й интервал, необходимый для разгона скорости от $V_{отр}$ до $V_{наб}$.

Выдерживание с подъемом практически представляет собой прямолинейный полет с очень малым углом подъема.

При выдерживании избыток тяги используется для разгона самолета, увеличения скорости от $V_{отр}$ до $V_{наб}$. Избыток тяги

при изменении скорости от $V_{отр}$ до $V_{наб}$ изменяется мало, поэтому берется среднее значение $R_{уск}$ (рис. 147).

Продольное ускорение при выдерживании будет равно

$$j_{xср} = \frac{dV}{dt} = \frac{gP_{ср}}{G}. \quad (9.15)$$

Далее, определив ускорение при выдерживании, можно определить длину и время выдерживания. Время выдерживания можно определить, разделив секундный прирост скорости при выдерживании на значение ускорения:

$$t_{выд} = \frac{V_{отр} - V_{наб}}{j_{x\,в\,ср}}. \quad (9.16)$$

Длина выдерживания определяется умножением времени выдерживания на среднее ускорение:

$$L_{выд} = \frac{V^2_{отр} - V^2_{наб}}{2j_{x_{в\,ср}}}. \quad (9.17)$$

Длина подъема до высоты 25 м определяется следующим образом. На рис. 146 из прямоугольного треугольника находим значение $\sin\theta$, с учетом, что $L_{под}$ мало отличается от гипотенузы (пути подъема):

$$\sin\theta = \frac{h}{L_{под}},$$

а из треугольника скоростей находим

$$\sin\theta = \frac{V_y}{V_{наб}}, \quad (9.18)$$

следовательно,

$$\frac{h}{L_{под}} = \frac{V_y}{V_{наб}}, \quad (9.19)$$

откуда

$$L_{под} = \frac{hV_{наб}}{V_y}. \quad (9.20)$$

В формулу (9.20) входит вертикальная скорость набора высоты V_y, поскольку $V_{наб}$ соответствует $V_{y\,макс}$, то при расчетах необходимо учитывать это.

9.1.7. ДЛИНА ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ

Длина взлетной дистанции определяется как сумма длин разбега, выдерживания и подъема (рис. 148):

$$L_{взл} = L_{раз} + L_{выд} + L_{под}.$$

Для самолетов Як-52 и Як-55 взлетная дистанция в 2...2,3 раза больше длины разбега.

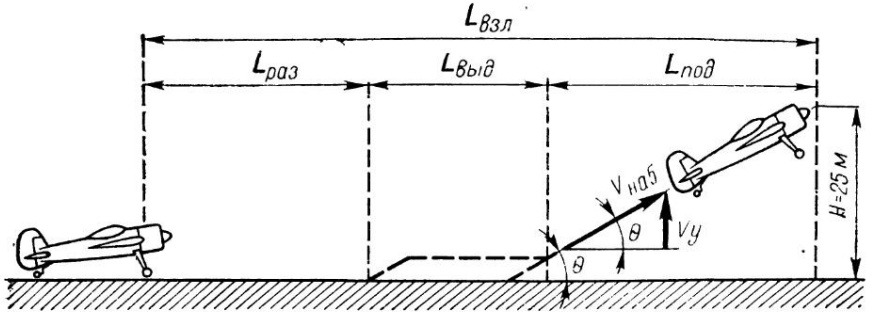


Рис. 148. Схема расчета взлетной дистанции

Необходимо иметь в виду, что невыдерживание рекомендуемых скоростей отрыва и набора оказывают значительное влияние не только на величину взлетной дистанции, но и на безопасность взлета. Так, при уменьшении скорости отрыва сокращается запас по скорости, соответственно сокращается возможность выполнения вынужденного маневра на траектории взлета.

При увеличении скорости набора высоты расстояние взлетной дистанции увеличивается, что небезопасно при наличии препятствий в полосе воздушных подходов.

Задача 1. Определить скорость отрыва самолета Як-52 при взлете с полетным весом 1290 кгс. Взлетный угол атаки $\alpha=10°$. Атмосферные условия стандартные.

Решение. 1. Определяем $C_{y\,отр}$ при $\alpha=10°$ по графику $C_y(\alpha)$ (см. рис. 30) с учетом близости земли. Коэффициент $C_{y\,отр}=1{,}26$. Тогда

$$V_{отр}=\sqrt{\frac{2G}{C_{y\,отр}\rho S}}=\sqrt{\frac{2\cdot 1290}{1{,}26\cdot 0{,}125\cdot 15}}\cong 33{,}3 \text{ м/с}\cong 120 \text{ км/ч}.$$

Задача 2. Определить скорость отрыва самолета Як-52 при взлете с полетным весом 1290 кгс, если летчик выдерживает угол атаки $\alpha=7°$. Атмосферные условия стандартные.

Решение. 1. По графику $C_y(\alpha)$ определяем $C_{y\,отр}$ с учетом влияния близости земли. Коэффициент $C_{y\,отр}=1{,}1$.

2. Определяем скорость отрыва:

$$V_{отр}=\sqrt{\frac{2G}{C_{y\,отр}S\rho}}=\sqrt{\frac{2\cdot 1290}{1{,}1\cdot 0{,}125\cdot 15}}=38 \text{ м/с}=127{,}4 \text{ км/ч}.$$

Задача 3. Определить длину и время разбега самолета Як-55 при взлете с грунта средней прочности, если $V_{отр}=125$ км/ч, $f_{ср}=0{,}11$; $N=360$ л. с; $G=870$ кгс.

Решение. 1. Определяем коэффициент тяги K:

$$K=\frac{480}{V_{макс}}=\frac{480}{360}=1{,}33.$$

2. По формуле (9.13) определим длину разбега:

$$L_{раз}=0{,}004\ \frac{V^2_{отр}}{\frac{K\cdot N}{G}-f_{ср}}=0{,}004\ \frac{125^2}{\frac{360\cdot 1{,}33}{870}-0{,}11}\cong 156\ м.$$

3. Определим время разбега по формуле (9.14):

$$t_{раз}=7{,}2\frac{L_{раз}}{V_{отр}}=7{,}2\frac{89{,}7}{100}=6{,}5\ с.$$

Задача 4. Определить длину и время разбега самолета Як-52 при взлете с бетонной ВПП, если $V_{отр}=120$ км/ч; $f_{ср}=0{,}06$; $P_{ср}=477$ кгс; $G=1290$ кгс.

Решение. 1. Определим среднее ускорение при разбеге по формуле (9.8):

$$j_{x\ ср}=g\left(\frac{P_{ср}}{G}-f_{ср}\right)=9{,}8\left(\frac{477}{1290}-0{,}06\right)=3{,}03\ м/с^2.$$

2. Определим длину и время разбега по фомулам (9.11) и (9.12):

$$L_{раз}=\frac{V^2_{отр}}{2j_{x\,ср}}=\frac{33{,}3^2}{2\cdot 3{,}03}=\frac{1109}{6{,}06}=183\ м;$$

$$t_{раз}=\frac{V_{отр}}{j_{x\ ср}}=\frac{33{,}3}{3{,}03}=11\ с.$$

9.1.8. ЗАВИСИМОСТЬ ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА ОТ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

Вес самолета. С увеличением веса самолета длина разбега растет, так как увеличивается скорость отрыва, возрастает потребная подъемная сила и уменьшается среднее ускорение при разбеге, поскольку ускорение обратно пропорционально массе самолета. В среднем можно считать, что при увеличении веса самолета на 1 % на столько же увеличивается и скорость отрыва $V_{отр}$, а ускорение $j_{x_{ср}}$ уменьшается несколько больше, особенно при взлете с мягкого грунта, а при увеличении веса на 1 % длина разбега у самолетов, взлетающих с твердого покрытия, увеличивается в среднем на 2...3 %.

Состояние поверхности ВПП. На длину разбега весьма сильно влияет состояние поверхности аэродрома. Чем мягче грунт, тем больше он деформируется под колесами самолета, что ведет к увеличению коэффициента трения. Для уменьшения коэффициента трения применяют бетонные, металлические и другие взлетные полосы.

Взлет с грунтовых ВПП, имеющих ровную травянистую поверхность и достаточную плотность по сравнению со взлетом с искусственной ВПП, особенностей не имеет.

При взлете с неровных грунтовых ВПП самолет на разбеге раскачивается в поперечном и продольном отношении, что затрудняет определение момента подъема переднего колеса.

При взлете с грунта длина разбега значительно увеличивает-

ся. Это объясняется тем, что интенсивность разгона самолета в процессе разбега с грунтовой ВПП ниже из-за повышения трения колес о поверхность аэродрома.

Задача. Длина разбега самолета Як-52 при взлете с бетонной ВПП при взлетном весе 1290 кгс равна 180 м. Определить длину разбега при взлетном весе 1200 кгс $f_{ср}=0{,}11$ (мягкий грунт); $P_{ср}=477$ кгс.

Решение. 1. При взлете с одинаковыми углами атаки скорость отрыва изменяется следующим образом:

$$\frac{V^2_{отр_2}}{V^2_{отр_1}}=\frac{G_2}{G_1}=\frac{1200}{1290}=0{,}93.$$

2. По формуле (9.8) определим изменение среднего ускорения:

$$j_{x\,ср_1}=g\left(\frac{P_{ср}}{G_1}-f_{ср}\right)=9{,}8\left(\frac{477}{1290}-0{,}11\right)=2{,}55\ м/с^2;$$

$$j_{x\,ср_2}=g\left(\frac{P_{ср}}{G_2}-f_{ср}\right)=9{,}8\left(\frac{477}{1200}-0{,}11\right)=2{,}81\ м/с^2.$$

3. Определим длину разбега с взлетным весом 1200 кгс:

$$\frac{L_{раз1}}{L_{раз2}}=\frac{V^2_{отр_2}}{V^2_{отр_1}}\cdot\frac{j_{x\,ср\,1}}{j_{x\,ср\,2}},$$

откуда

$$L_{раз}=180\cdot 0{,}93\cdot\frac{2\cdot 55}{2\cdot 81}=152\ м.$$

Таким образом, увеличение коэффициента $f_{ср}$ (мягкий грунт) относительно бетонной ВПП привело к уменьшению ускорения на 17%, а уменьшение веса самолета на 90 кгс (7%) привело к увеличению ускорения на 15% (мягкий грунт) и к уменьшению длины разбега на 28 м (на 15%).

Сила тяги силовой установки. С увеличением силы тяги P увеличивается ускоряющая сила $R_{уск}=P-(X+F)$, следовательно, увеличивается ускорение. Уменьшается длина и время разбега. Увеличение силы тяги приводит также к уменьшению скорости отрыва у поршневых самолетов, так как воздушный поток, отбрасываемый воздушным винтом, обтекая часть крыла, создает дополнительную подъемную силу крыла. С увеличением тяги воздушного винта увеличивается и $C_{y_{макс}}$ за счет сдува турбулентного пограничного слоя с обтекаемой части крыла на околокритических углах атаки.

Температура воздуха. При постоянном давлении воздуха массовая плотность последнего обратно пропорциональна абсолютной температуре. Следовательно, при увеличении температуры воздуха тяга двигателя уменьшается, а скорость отрыва увеличивается за счет уменьшения плотности воздуха:

$$\frac{\rho}{\rho_{ст}}=\frac{T_{ст}}{T}. \qquad (9.21)$$

В результате и длина разбега и взлетная дистанция возрастают.

В среднем изменение температуры воздуха на 10% приводит к изменению длины разбега на 10 %. Длина разбега в жаркое лето при t=+30°C по сравнению с зимней температурой t=—30°C увеличивается почти вдвое.

Задача. Длина разбега самолета Як-52 при взлете с бетонной ВПП при стандартных атмосферных условиях составляет 180 м. Определить длину разбега самолета при температуре воздуха, равной t=+30° С и t=—30° С, при прочих равных условиях.

Решение. 1. Определим изменение массовой плотности воздуха при изменении температуры:

$$\rho_{+30}=0{,}0473\frac{B}{T}=0{,}0473\frac{760}{303}=0{,}118\ \text{кгс}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4,$$

$$\rho_{-30}=0{,}0473\frac{B}{T}=0{,}0473\frac{760}{243}=0{,}148\ \text{кгс}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4.$$

2. Находим скорость отрыва в первом и втором случае:

$$V_{\text{отр}+30}=\sqrt{\frac{2G}{C_{y\text{отр}}\rho S}}=\sqrt{\frac{2580}{1{,}24\cdot 0{,}118\cdot 15}}=34{,}2\ \text{м/с}=124\ \text{км/ч};$$

$$V_{\text{отр}-30}=\sqrt{\frac{2580}{1{,}24\cdot 0{,}148\cdot 15}}=31\ \text{м/с}=111\ \text{км/ч}.$$

3. Коэффициент падения тяги A, который зависит от изменения температуры окружающего воздуха и давления, равен

$$A_{+30}=1{,}11\frac{P_н}{P_o}\sqrt{\frac{T_o}{T_{+30}}}-0{,}11=1{,}11\sqrt{\frac{288}{303}}-0{,}11=0{,}9667,$$

$$A_{-30}=1{,}11\sqrt{\frac{288}{243}}-0{,}11=1{,}09.$$

4. Определим изменение тяги силовой установки:

$$P_{+30}=P_{ср}A\sqrt{\frac{\rho_{+30}}{\rho}}=477\cdot 0{,}9667\sqrt{\frac{0{,}118}{0{,}125}}=477\cdot 0{,}9667\cdot 0{,}97=448\ \text{кгс},$$

$$P_{-30}=P_{ср}A\sqrt{\frac{\rho_{-30}}{\rho}}=477\cdot 1{,}1\cdot 1{,}09=572\ \text{кгс}.$$

5. Ускорение при указанных температурах будет составлять:

$$j_{x_{ср}+30}=g\left(\frac{P_{+30}}{G}-f_{ср}\right)=9{,}8\left(\frac{448}{1290}-0{,}06\right)=2{,}81\ \text{м/с}^2,$$

$$j_{x_{ср}-30}=g\left(\frac{P_{-30}}{G}-f_{ср}\right)=9{,}8\left(\frac{572}{1290}-0{,}06\right)=3{,}76\ \text{м/с}^2.$$

6. Длина разбега равна

$$L_{раз+30}=\frac{V^2_{\text{отр}+30}}{2j_{x_{ср}+30}}=\frac{1177}{2\cdot 2{,}81}=210\ \text{м},$$

$$L_{раз_{-30}} = \frac{V^2_{отр_{-30}}}{2j_{x\,ср_{-30}}} = \frac{969}{7{,}5} \cong 126 \text{ м}.$$

Таким образом, при увеличении температуры воздуха на 15° от стандартной длина разбега увеличивается на 11,7% (30 м), а при уменьшении температуры воздуха на 45° длина разбега сокращается на 27,2% (49 м). В данной задаче было принято условие, что состояние ВПП одинаковое.

Давление воздуха. При уменьшении давления воздуха его плотность уменьшается, соответственно скорость отрыва увеличивается, а тяга силовой установки и ускорение уменьшаются, длина разбега увеличивается.

В среднем для самолетов можно считать, что изменение давления на 10 мм рт. ст. при взлете с твердой ВПП приводит к изменению длины разбега на 5 %.

Увеличение высоты расположения аэродрома над уровнем моря приводит к увеличению длины разбега из-за падения температуры и давления воздуха окружающей среды.

Задача. Длина разбега самолета Як-55 при взлете с аэродрома, расположенного на уровне моря (при стандартных метеоусловиях), составляет 150 м. Определить длину разбега с такой же ВПП, расположенной на высоте 1000 м над уровнем моря.

Решение. 1. По таблице международной стандартной атмосферы находим значения плотности воздуха на высоте 1000 м, температуры и давления, они равны $\rho_H = 0{,}1134$; $T^\circ_H = 281{,}5°$; $P_H = 674{,}1$ мм рт. ст.

2. Скорость отрыва на высоте $H = 1000$ м равна

$$V_{H\,отр} = V_{H_{отр}} \sqrt{\frac{\rho_o}{\rho_H}} = 137{,}7 \text{ км/ч}.$$

3. Коэффициент падения тяги силовой установки на высоте $H = 1000$ м равен

$$A = 1{,}11 \frac{P_H}{P_o} \sqrt{\frac{T_o}{T_H}} - 0{,}11 = 1{,}11 \frac{674}{760} \sqrt{\frac{288}{281{,}5}} - 0{,}11 = 0{,}852.$$

4. Тяга силовой установки на высоте $H = 1000$ м равна

$$P_{ср_H} = P_{ср_o} \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_o}} = 477 \cdot 0{,}852 \cdot 0{,}95 = 386 \text{ кгс}.$$

5. Ускорение на разбеге на высоте $H = 1000$ м имеет величину

$$j_{x_{ср\,H}} = g\left(\frac{P_{ср_H}}{G} - 0{,}11\right) = 9{,}8\left(\frac{386}{870} - 0{,}11\right) \cong 3{,}3 \text{ м/с}^2.$$

6. Длина разбега равна

$$L_{раз_H} = \frac{V^2_{отр_H}}{2j_{x\,ср_H}} = \frac{(38)^2}{6{,}6} \cong 218 \text{ м}.$$

Длина разбега на высоте $H = 1000$ м увеличилась на 46% (68 м).

9.1.9. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ВЗЛЕТ

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-52) 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

$$L_{раз}=\frac{(V_{отр}\pm U)^2}{2j_{x_{ср}}}, \qquad (9.22)$$

где знак минус говорит о том, что взлет производится против ветра.

Задача. Длина разбега самолета Як-55 в штиль составляет 150 м. Определить длину разбега при встречном ветре $U=10$ м/с. Скорость отрыва $V_{отр}=125$ км/ч.

Решение. 1. Найдем ускорение на разбеге:

$$j_{x_{ср}}=\frac{V^2_{отр}}{2L_{раз}}=\frac{(34{,}7)^2}{300}=4{,}0 \text{ м/с}^2.$$

2. Определим длину разбега при встречном ветре $U=10$ м/с:

$$L_{раз_1}=\frac{(V_{отр}-U)^2}{2j_{x_{ср}}}=\frac{(34{,}7-10)^2}{2\cdot 4{,}0}=76 \text{ м}.$$

Следовательно, при встречном ветре 10 м/с длина разбега уменьшается на 89 м.

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.

9.1.10. 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. 149).

В результате действия бокового давления на самолет действует боковая аэродинамическая сила $Z_б$ и кренящий момент $M_{кр}(M_{x\beta})$.

Боковая сила $Z_б$ приложена в боковом фокусе самолета позади центра тяжести. Она стремится искривить траекторию движения (по ветру) и создает путевой момент $M_{у\,\beta}$, разворачивающий самолет навстречу ветру.

Разные силы трения левого и правого колес создают путевой момент $M_{у_{тр}}$. В данном случае $F_{тр_л} > F_{тр_{пр}}$, за счет момента крена M_{x_β}. Момент $M_{у\,тр}$ направлен в противоположную сторону моменту $M_{у_\beta}$. При разбеге $M_{у_\beta} > M_{у\,тр}$, причем при увеличении скорости $M_{у_\beta}$ растет, а $M_{у_{тр}}$ уменьшается и самолет все сильнее стремится развернуться против ветра.

Стремление самолета развернуться против ветра летчик парирует в первой половине разбега раздельным торможением

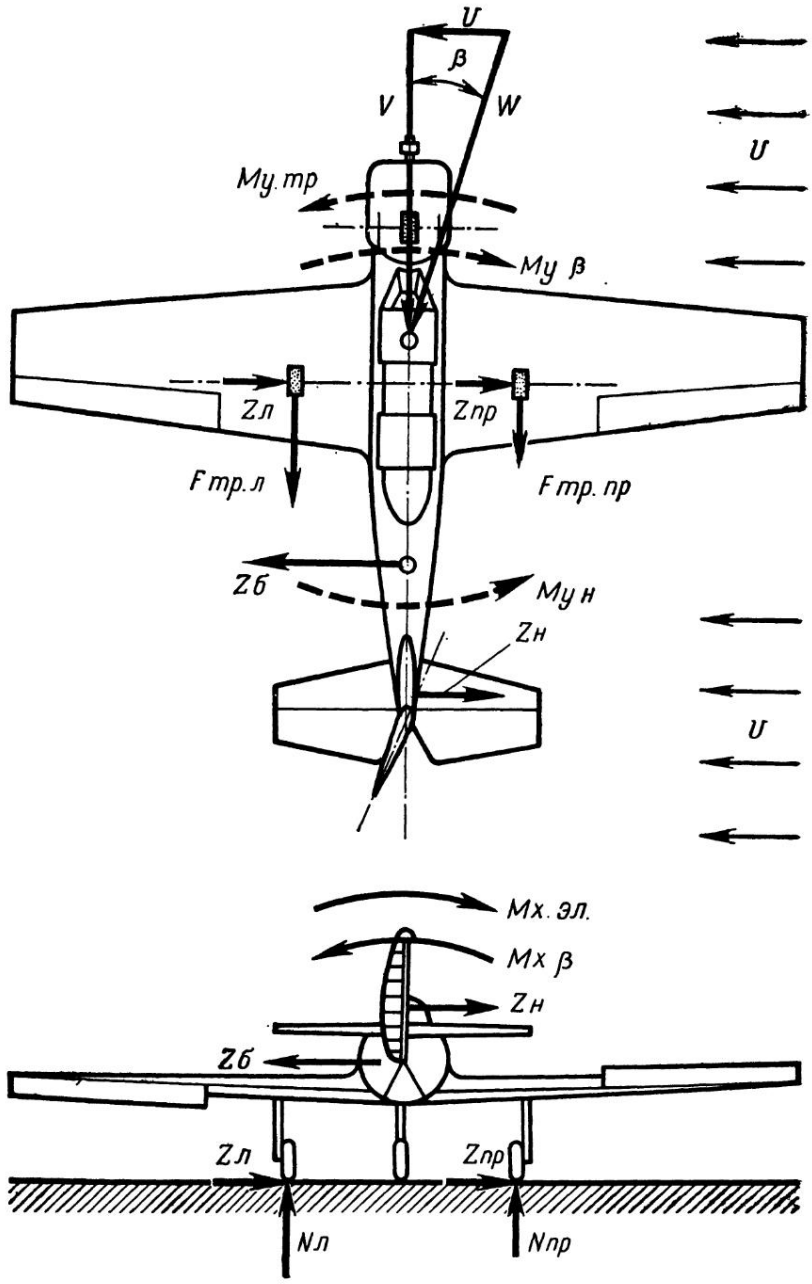


Рис. 149. Схема сил, действующих на самолет Як-52 при разбеге с боковым ветром

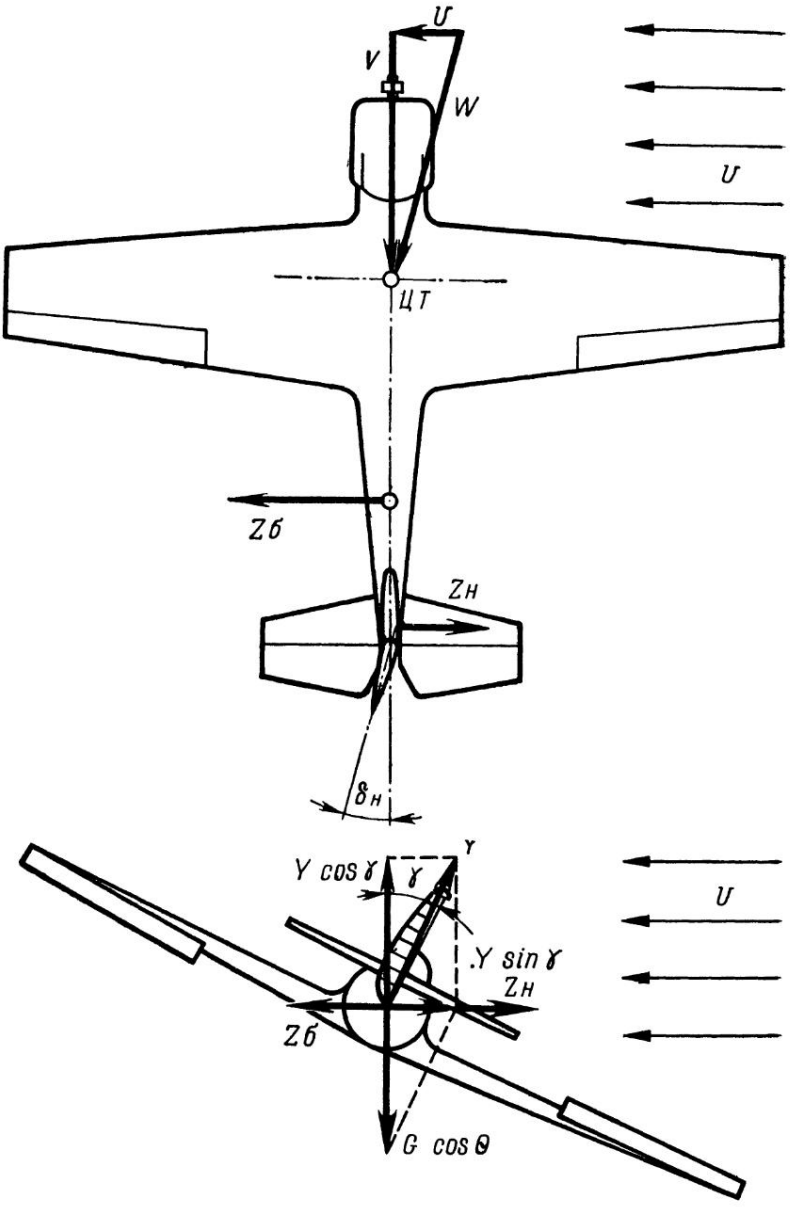


Рис. 150. Схема сил, действующих на самолет при устранении сноса скольжением

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 счет 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 отрыва самолета с одного колеса).

Боковая аэродинамическая сила $Z_б$ на разбеге частично уравновешивается боковой силой реакции трения колес $Z_к$, а при отклонении летчиком руля направления для парирования разворота самолета еще и силой $Z_н$. По мере увеличения скорости $Z_б$ растет, а $Z_к$ уменьшается ($Z_к = Z_л + Z_{пр}$).

Движение самолета при разбеге будет сохраняться прямолинейным до тех пор, пока с ростом скорости боковая аэродинамическая сила не достигнет максимального значения боковой силы трения $Z_{к\,макс}$.

Скорость разбега, соответствующая равенству $Z_б = Z_{к\,макс}$, 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. 150). Крен выдерживается таким, чтобы погасить снос ($Y \sin\gamma + Z_н - Z_б = 0$). Стремление самолета к развороту парировать нажимом на педаль, противоположным крену ($M_{уβ} - M_{ун} = 0$).

После уборки шасси (с высоты 30 м) снос самолета компенсируется введением поправки на курс, равной величине угла сноса.

9.1.11. УСТОЙЧИВОСТЬ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА Як-52 ПО ЗЕМЛЕ

Самолет Як-52 имеет удовлетворительную путевую устойчивость при движении по земле (рис. 151).

Если при прямолинейном движении под действием какой-либо силы самолет повернется вокруг оси, то возникает скольжение β. При движении самолета со скольжением в его боковом аэродинамическом фокусе, расположенном позади центра тяжести, возникает боковая аэродинамическая сила $Z_б$. Кроме того, колеса движутся по земной поверхности с юзом, что ведет к появлению боковой силы трения колес $Z_к$. Переднее колесо на самолете свободно ориентируется, поэтому боковая сила трения на нем не возникает.

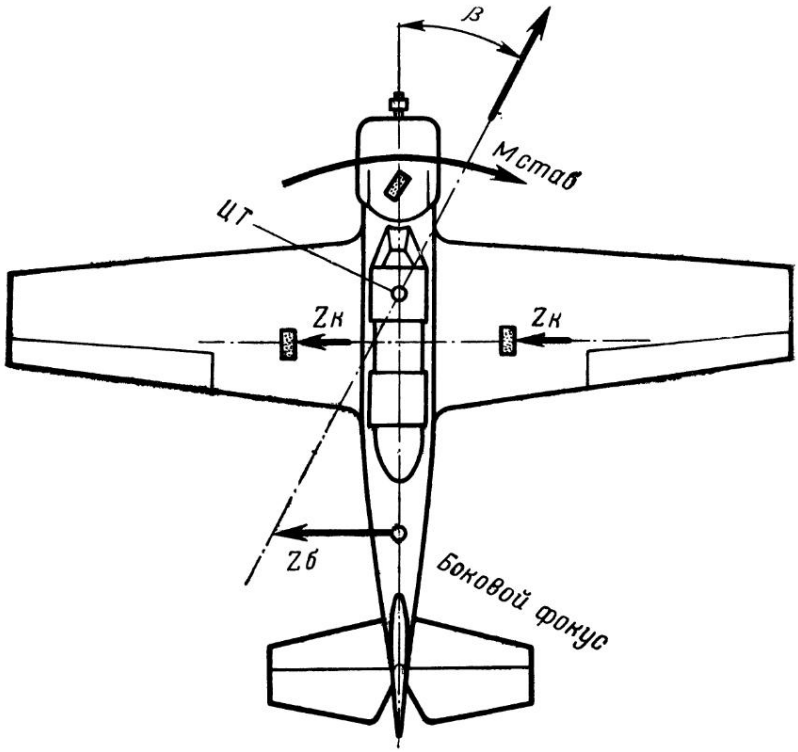


Рис. 151. Путевая устойчивость самолета Як-52 при движении по земной поверхности

Боковая аэродинамическая сила $Z_б$ и боковая сила трения основных колес $Z_к$ создают путевой стабилизирующий момент, направленный на устранение скольжения $M_{стаб}$.

Наличие у самолета путевой устойчивости облегчает выдерживание направления в процессе разбега.

Однако в процессе движения со скольжением под действием суммарной боковой силы $R_б = Z_б + Z_к$ траектория движения самолета изменяется в сторону первоначального разворота и после устранения скольжения будет двигаться в новом, отличном от первоначального направления. Заданное направление движения восстанавливается летчиком соответствующим отклонением руля направления. А при недостаточной скорости — раздельным торможением колес, при этом необходимо помнить, что руль направления самолета имеет хорошую эффективность, а это значит, что на скорости руления более 50 км/ч резкие отклонения руля направления могут привести к резкому и значительному юзу самолета и изменению направления движения.

9.1.12. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА Як-55 ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

На самолете Як-55 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 самолет испытывает боковое давление за счет действия боковой аэродинамической силы $Z_б$ (рис. 152). Во время разбега скорость ветра складывается со скоростью самолета и создает результирующий воздушный поток, скорость которого увеличивается по мере увеличения скорости движения самолета, что приводит к увеличению боковой аэродинамической силы $Z_б$. В результате бокового движения возникает снос, которому в первоначальный момент препятствует трение колес о землю ($F_{тр}=F_{трл}+F_{трпр}$). Это трение колес уменьшается к концу разбега, и тогда снос становится заметным. В результате скольжения юзом возникает боковая сила трения колес $Z_к$ (рис. 153).

Косое обдувание самолета воздушным потоком, наличие сил $Z_б$ и $Z_к$ создают особенности в управлении самолетом при взлете с боковым ветром.

На самолет действует кренящий момент от крыла $M_{кр}$ (рис. 154), поскольку движение происходит при косом обдувании самолета воздушным потоком, т. е. со скольжением (на рисунке — на правое крыло). Этот момент уравновешивается моментом, создаваемым отклонением элеронов ($M_{x_эл}$).

В начале разбега, когда скорость еще мала и действие элеронов малоэффективно, отклонение элеронов должно быть больше, а по мере нарастания скорости и увеличения эффективности элеронов величина отклонения уменьшается.

Другой особенностью взлета с боковым ветром являются заворачивающие моменты от вертикального оперения и всего самолета.

Вертикальное оперение под действием боковой силы дает момент, стремящийся развернуть самолет против ветра $M_{у_{раз}}$, т. е. устранить скольжение (рис. 156). Колеса препятствуют сносу, тем самым создают момент, стремящийся развернуть самолет против ветра. Момент от элеронов $M_{x_{эл}}$ стремится развернуть самолет по ветру, так как опущенный с подветренной стороны элерон тормозит движение. Этот момент частично уравновешивает моменты $M_{ураз}$ и $M_{р.в}$. Для полного их уравновешивания необходимо отклонить педаль в направлении, куда дует ветер, чтобы самолет сохранял направление при взлете, т. е. отклонять руль направления в противоположную сторону

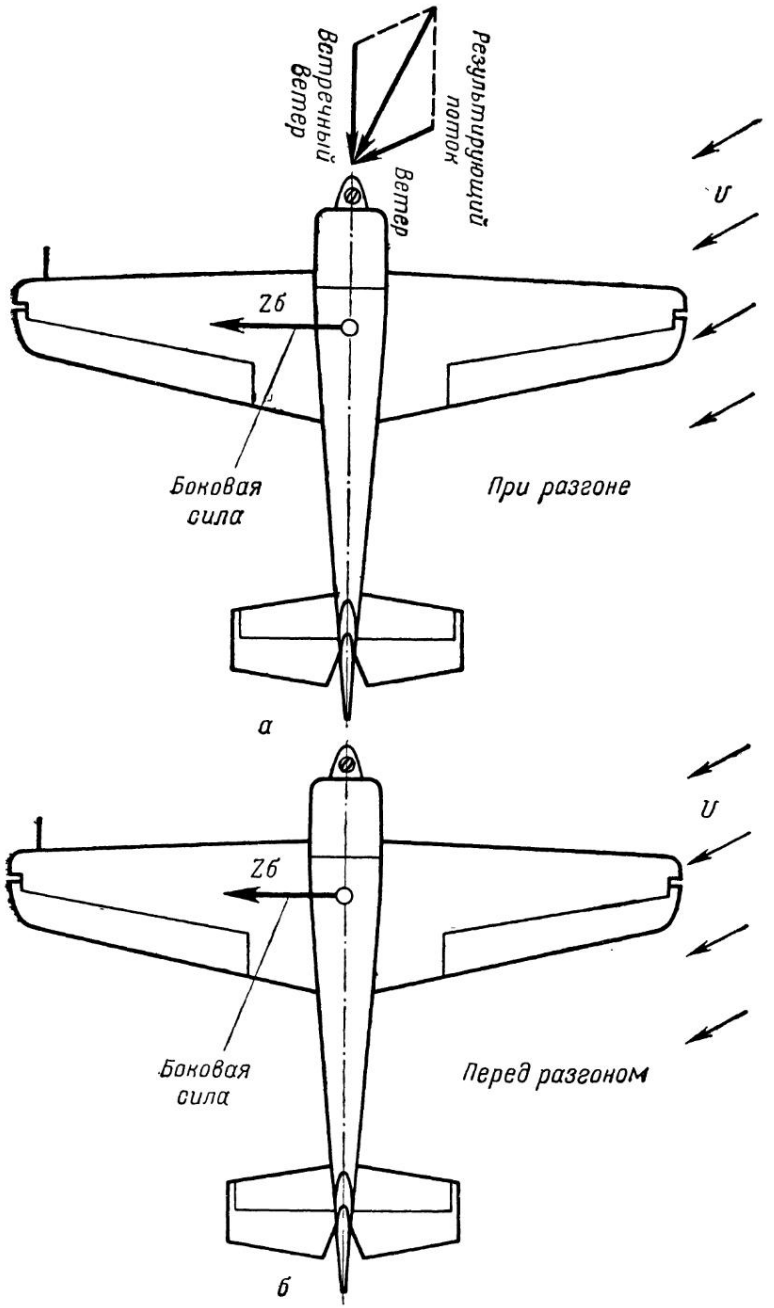


Рис. 152. Влияние бокового ветра на самолет Як-55: *а* — на старте; *б* — на разбеге. Возникновение боковой силы

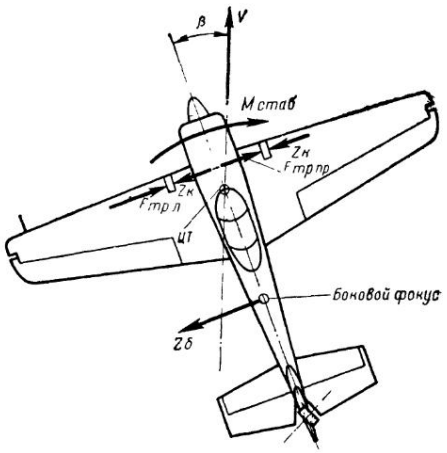


Рис. 153. Путевая устойчивость самолета Як-55 при движении по земле

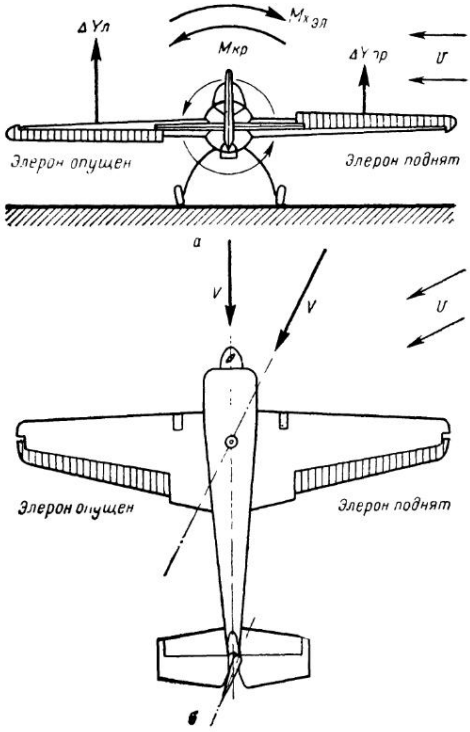


Рис. 154. Взлет при боковом ветре. Уравновешивание элеронами кренящего момента

отклонения ручки управления (в данном случае — влево), в результате которого создается момент $M_{в.о}$.

Не следует нажимать педаль преждевременно во избежание разворотов на взлете, но при малейшем заворачивании самолета против ветра отклонять педаль без замедлений.

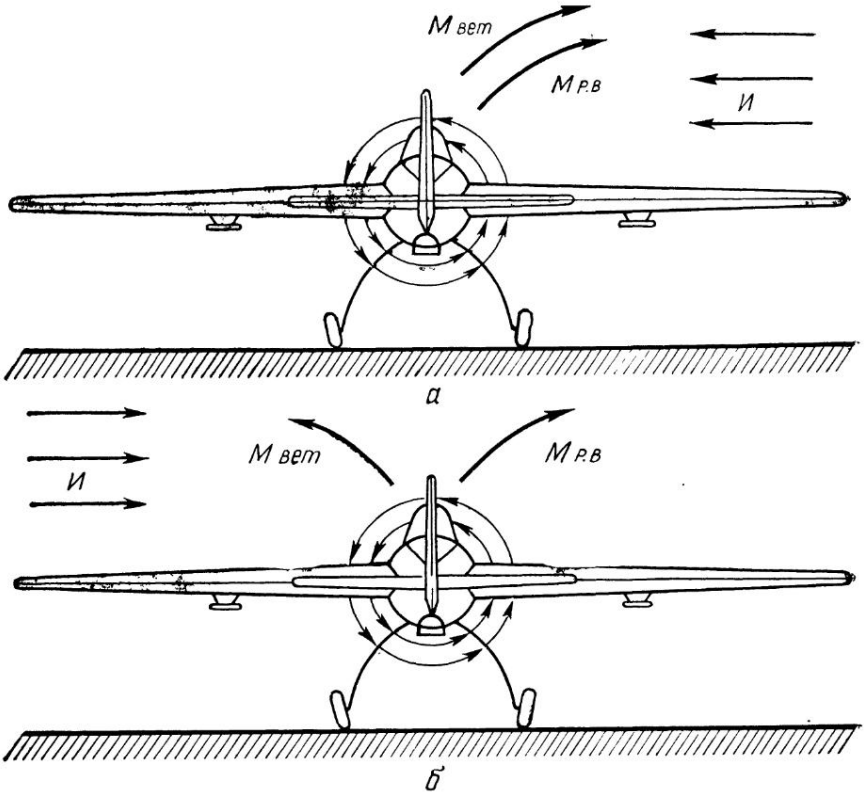


Рис. 155. Разбег при боковом ветре самолета Як-55:
а — ветер справа; *б* — ветер слева

После отрыва необходимо ручку управления отклонить в сторону, откуда дует ветер, для создания крена самолета на ветер, одновременно удерживая самолет от разворотов нажатием на педаль, обратную крену. Величина крена должна быть соответствующей для компенсации сноса самолета, не более, иначе самолет может зацепиться за землю крылом. Крен необходимо сохранять как на этапе выдерживания, так и на этапе подъема.

При рассмотрении разворачивающего момента на взлете самолета Як-55 необходимо учитывать направление вращения воздушного винта. При поднятии хвостового колеса воздушный винт создает момент реакции винта $М_{р.в}$, который также компенсируется моментом $М_{в.о}$. Рассмотрим влияние ветра на разворачивающий момент.

Пусть при взлете ветер дует справа. Тогда на разбеге разворачивающий момент от действия бокового ветра $М_{вет}$ и разво-

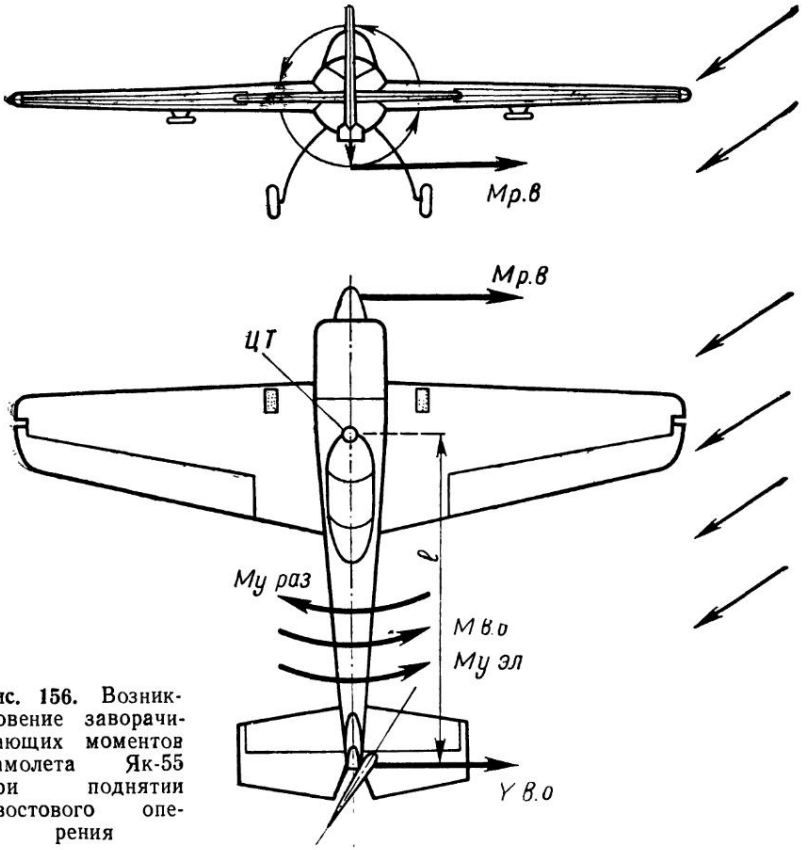


Рис. 156. Возникновение заворачивающих моментов самолета Як-55 при поднятии хвостового оперения

рачивающий момент от действия винта $M_{р_в}$ будет иметь одинаковые направления (рис. 156), поэтому у самолета появляется сильное стремление развернуться против ветра. Взлет будет затруднен.

При боковом ветре слева моменты $M_{вет}$ и $M_{р_в}$ будут иметь противоположные направления, т. е. частично или полностью будут компенсировать друг друга. Взлет будет нетруден.

Таким образом, для самолета Як-55 выгодно, когда при взлете боковой ветер дует слева (аналогично и для самолета Як-52).

9.1.13. РУЛЕНИЕ САМОЛЕТА Як-55 ПО ЗЕМЛЕ

Самолет Як-55 имеет удовлетворительную путевую устойчивость при движении по земле (рис. 157).

При рулении по прямой по земле ручку управления необходимо удерживать взятой полностью на себя. При этом за счет

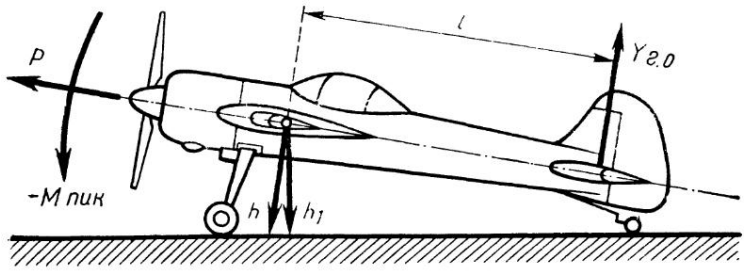


Рис. 157. Возникновение пикирующего момента при рулении самолета Як-55

обдувки горизонтального оперения воздушным потоком, отбрасываемым воздушным винтом, создается подъемная сила горизонтального оперения — $Y_{г.о}$, направленная вниз. За счет этого создается дополнительная нагрузка на хвостовое колесо, что улучшает устойчивость руления.

Тормозить необходимо плавно, обороты двигателя необходимо изменять плавно, так как при резком торможении и резком увеличении оборотов двигателя возникает пикирующий момент ($M_{пик}$), который может привести к поломке винта и капотированию самолета.

При удерживании самолета тормозами (ручка управления имеет нейтральное положение) и увеличении оборотов двигателя возникает момент $M_{пик}$, который стремится поднять хвостовое оперение и поставить самолет на капот. Этот момент состоит из момента горизонтального оперения $M_{г.о} = -Y_{г.о}\, l$ и момента, создаваемого силовой установкой $M_{дв} = -Ph$, где P — тяга силовой установки, h — кратчайшее расстояние от точки касания колес земной поверхности до вектора силы тяги воздушного винта (рис. 157).

При выполнении взлета для создания взлетного угла атаки летчик отклоняет ручку управления от себя и поднимает хвостовое колесо. При этом за счет реакции воздушного винта создается момент $M_{р.в}$, направленный вправо (см. рис. 155). Этот момент компенсируется отклонением педали и при боковом ветре слева способствует уменьшению момента $M_{у\ раз}$, а если боковой ветер будет справа — наоборот, увеличивает этот момент. Поэтому для создания угла атаки необходимо ручку управления отклонять от себя замедленно, с целью уменьшения момента реакции воздушного винта ($M_{р.в}$).

9.1.14. ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ВЗЛЕТЕ НА САМОЛЕТЕ Як-55

Перед выруливанием со стоянки (с линии заправки) проверить работу оборудования и двигателя самолета. Затем запросить разрешение на руление и, получив его, проверить работу

тормозов и, убедившись, что в полосе руления нет препятствий, убрать обороты двигателя до малого газа, отпустить тормоза и плавно увеличить обороты двигателя настолько, чтобы самолет начал движение. Во время руления для сохранения направления или изменения его необходимо пользоваться как тормозной системой, так и отклонением руля направления в необходимую сторону. Тормозами следует пользоваться плавно в целях предупреждения капотирования. При резком увеличении оборотов двигателя (ручка управления находится в нейтральном положении) самолет стремится поднять хвостовое оперение и развернуться вправо.

Перед выруливанием на линию исполнительного старта осмотреть находящееся впереди и с боков пространство и запросить разрешение для выруливания на взлетную полосу. Получив его, вырулить на взлетную полосу и прорулить 10...15 м по прямой, хвостовое колесо установилось по взлетному курсу. Затормозить колеса. Еще раз проверить показания приборов, стопорение привязных ремней. Убедиться, что взлету ничего не мешает, запросить разрешение на взлет. Получив его, отпустить тормоза и, плавно увеличив обороты двигателя, начать разбег. Стремление самолета развернуться вправо парировать отклонением левой педали. Через 3...5 с после начала взлета отдачей ручки управления от себя уменьшить угол атаки самолета до взлетного (не допуская резкого действия рулем высоты). Возникающий дополнительный момент реакции винта парировать отклонением руля направления влево.

После отрыва самолета не допускать резких отклонений рулей управления, так как рули имеют большие отклоняющие поверхности и их эффективность высокая.

После отрыва перенести взгляд на землю (влево от продольной оси самолета под углом 15...20° и вперед на 30...40 м).

Выдерживание и набор скорости производить с постепенным удалением самолета от земли. После увеличения скорости до 170 км/ч, следя за направлением взлета, еще раз проконтролировать показания приборов и работу двигателя на слух, установить работу двигателя на 1-й номинал и перевести самолет в набор высоты.

9.1.15. 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, вырулить на взлетную полосу, прорулить 10...15 м для установления переднего колеса по линии взлета. Нажать на гашетку тормозов. Проверить правильность установки триммера руля высоты, показания АГИ-1К, радиокомпаса 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.

9.1.16. ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЗЛЕТЕ НА САМОЛЕТЕ Як-55

Выше были рассмотрены этапы нормального взлета самолета Як-55. При нормальном взлете после подъема хвостового

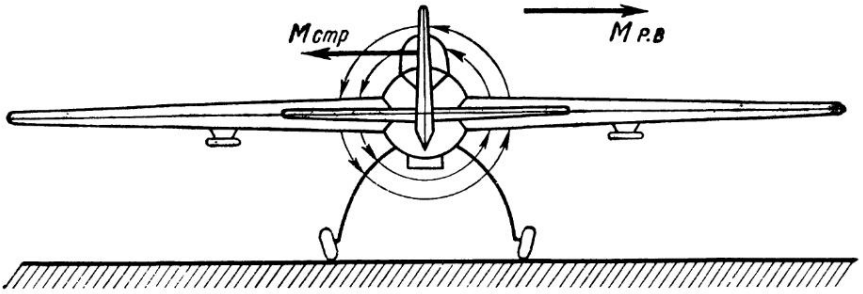


Рис. 158. Действие струи от воздушного винта

колеса сохраняется примерно экономический угол атаки самолета и разбег осуществляется до тех пор, пока скорость не достигнет скорости отрыва, которая приблизительно равна экономической скорости. Подъемная сила уравновесит вес самолета, и он плавно отделится от земли. Если при разбеге летчик поднимет хвостовое колесо самолета больше необходимой величины, т. е. взлет в этом случае осуществляется с углом атаки меньшим, чем экономический, то в этом случае по достижении скорости отрыва самолет сам не оторвется от земли (подъемная сила недостаточна), и летчик легким движением ручки управления на себя увеличивает угол атаки, отрывая этим самолет от земли.

При выполнении взлета летчик нередко допускает грубые ошибки. К таким ошибкам в начале взлета следует отнести:

резкую работу рычагом наддува;

резкий подъем хвостового колеса, что приводит к уклонению самолета вправо;

подрыв самолета на скорости менее 125 км/ч;

взлет с полуопущенным хвостовым колесом на малой скорости.

При резком увеличении оборотов двигателя и энергичном отклонении ручки управления от себя (для подъема хвостового колеса) вертикальное оперение оказывается под действием закрученной струи, отбрасываемой воздушным винтом (рис. 158), т. е. аэродинамического момента $M_{стр}$, стремящего развернуть самолет вправо. Момент, возникающий от вращения воздушного винта $M_{стр}$, стремясь развернуть самолет вправо, нагружает правое колесо, вследствие чего самолет тоже стремится развернуться вправо. Поднимая хвостовое колесо, опускается капот самолета, изменяется плоскость вращения воздушного винта, в результате чего возникает гироскопический момент $M_{р.в}$, который при левом вращении воздушного винта стремится развернуть самолет тоже вправо.

Чтобы парировать стремление самолета под действием трех указанных моментов разворачиваться вправо, необходимо создать уравновешивающий момент. Он создается отклонением руля направления влево (нажимом на левую педаль).

При резком увеличении числа оборотов двигателя и резком подъеме хвостового колеса суммарный заворачивающий момент возрастает так быстро, что неопытный летчик часто не успевает парировать его.

Поэтому для взлета необходимо плавно увеличивать обороты и не резко поднимать хвостовое колесо, удерживая самолет от разворота нажимом на левую педаль.

Другой характерной ошибкой на разбеге является медленный и недостаточный подъем хвостового колеса, что может привести к отрыву самолета от земли на большом угле атаки и малой скорости — меньшей, чем скорость отрыва. Поэтому отрыв будет преждевременным и самолет, оказавшись в воздухе, будет еще недостаточно устойчивым и управляемым.

Взлет с подрывом. Заключается в следующем: при разбеге, совершаемом с нормально поднятым хвостовым колесом, не дожидаясь, когда скорость достигнет скорости отрыва, летчик берет ручку управления на себя, тем самым увеличивает угол атаки. С увеличением угла атаки увеличивается подъемная сила и самолет отрывается от земли на меньшей скорости, соответствующей минимальной скорости. Длина разбега уменьшается примерно на 10...15 %.

При взлете с подрывом самолет отрывается от земли на критическом угле атаки, вследствие чего рули, в особенности элероны, работают недостаточно эффективно, т. е. управляемость самолета плохая.

В случае если взлет произойдет с подрывом, необходимо соблюдать следующее: сразу после подрыва, тщательно следя за поперечным равновесием самолета (не допуская малейшего крена), уменьшить угол атаки и выдерживать самолет в горизонтальном полете, чтобы увеличить скорость до величины, необходимой для нормального подъема.

Взлет с полуопущенным хвостовым колесом. В некоторых случаях, например при вязком грунте, практикуется взлет с полуопущенным хвостовым колесом, т. е. при разбеге летчик поднимает хвостовое колесо на малую величину. В этом случае разбег и отрыв происходят на большом угле атаки, близком к стояночному. Поэтому при отрыве от земли необходимо внимательно следить за равновесием самолета, и затем выдерживать самолет над землей до тех пор, пока не увеличится скорость до величины, необходимой для подъема.

При взлете с полуопущенным хвостовым колесом не допускать подрыва самолета, поскольку отрыв происходит на малой скорости.

9.1.17. 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.

9.2. ПОСАДКА САМОЛЕТА

Посадкой называется замедленное движение самолета с высоты 25 м до полной остановки самолета на земле.

9.2.1. СХЕМА И ЭТАПЫ ПОСАДКИ

Посадка самолета состоит из следующих этапов (рис. 159): планирования, выравнивания, выдерживания, приземления, пробега.

Планирование производится с целью приближения самолета к земле. Скорость планирования выбирается из соображений безопасности и простоты посадки и указывается в инструкции летчику. Для самолета Як-52 с выпущенными шасси и посадочными щитками $V_{план}=160$ км/ч. Для самолета Як-55 $V_{план}=$

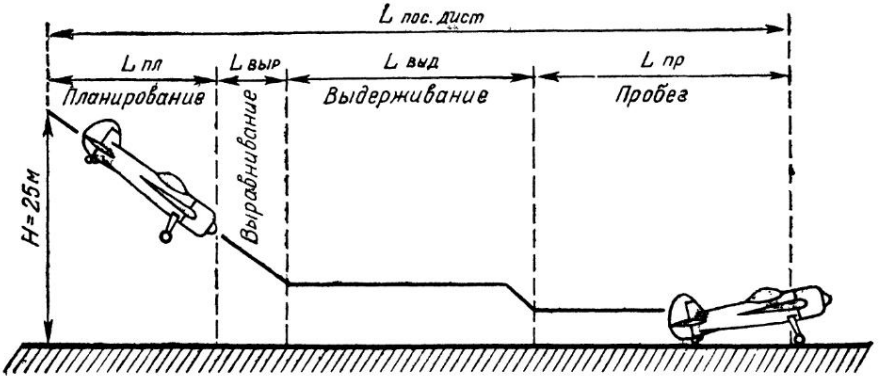


Рис. 159. Посадка самолета, этапы посадки, посадочная дистанция

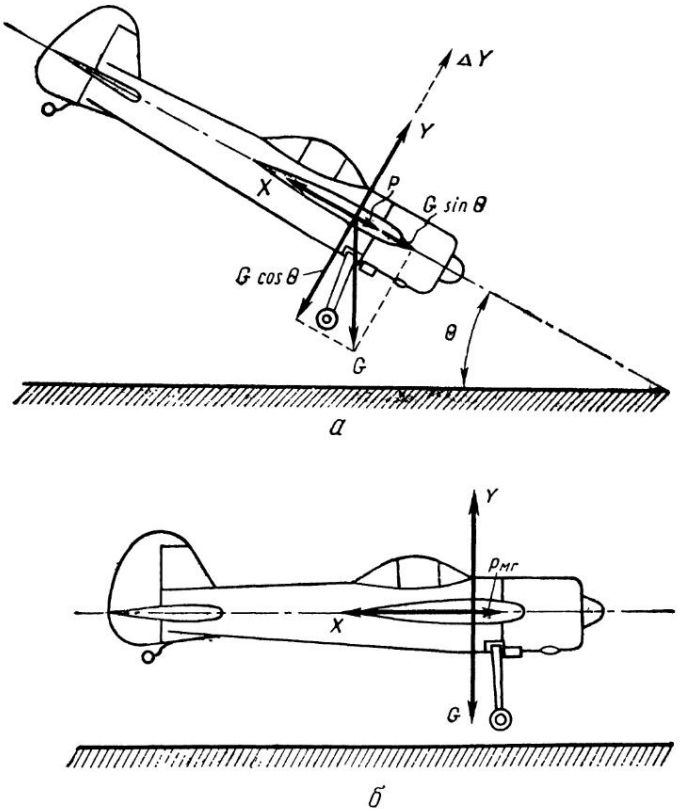


Рис. 160. Схема сил, действующих на самолет при планировании (а) и при выдерживании (б)

= 170 км/ч. На самолете планирование осуществляется с выпущенными щитками и шасси, что значительно снижает качество, увеличивает угол и вертикальную скорость снижения. Чтобы уменьшить угол планирования на самолетах Як-52 и Як-55, следует обеспечить нормальное выравнивание и по необходимости уход на второй круг. Предпосадочное планирование выполняется на оборотах двигателя, превышающих минимальные на 50...55%.

При планировании летчик рассчитывает место приземления, место начала выравнивания на высоте 6...5 м.

При уменьшении веса самолета (или его увеличении) соответственно изменяется скорость на траектории планирования.

На самолете Як-52 вес самолета может уменьшаться на 180 кгс от максимального веса, равного 1290 кгс. На самолете Як-55 соответственно на 35 кгс.

Угол планирования остается практически постоянным. Чтобы выдерживать постоянную скорость планирования, увеличивают или уменьшают тягу двигателя и незначительно угол планирования.

Выравнивание — это процесс перехода от прямолинейного равномерного снижения к траектории горизонтального полета. При подходе к точке выравнивания на высоте 6...5 м летчик отклоняет ручку управления на себя, увеличивая тем самым угол атаки самолета, при этом создается дополнительная подъемная сила ΔY, которая искривляет траекторию. Увеличение угла атаки приводит к увеличению лобового сопротивления, вследствие чего происходит уменьшение скорости. Другой причиной уменьшения скорости является уменьшение составляющей $G \cdot \sin\theta$ из-за уменьшения угла планирования θ (рис. 160, а).

Выравнивание самолета происходит с таким расчетом, чтобы вертикальная скорость была погашена на высоте 0,75...1 м. В процессе выравнивания обороты двигателя убираются полностью.

Выдерживание представляет собой торможение самолета в горизонтальном полете для уменьшения скорости до величины посадочной (рис. 160, б). Как уже говорилось, выдерживание производится в горизонтальном полете. При этом сохраняется равновесие $Y \cong G$, а лобовое сопротивление больше силы тяги двигателя, что приводит к торможению движения. Для поддержания высоты по мере уменьшения скорости летчик отклоняет ручку управления на себя, что позволяет сохранить подъемную силу, равной весу самолета.

Приземление. В процессе движения самолет снижается до высоты 0,15...0,25 м. В момент, когда угол атаки становится равным посадочному, дальнейшее его увеличение прекращают. После этого самолет плавно приземляется на посадочную полосу.

Пробег самолета — это заключительный этап посадки, когда скорость самолета изменяется от $V_{пос}$ до нуля (до полной остановки самолета). После касания земли самолет Як-52 совер-

шает пробег на основных колесах, при дальнейшем уменьшении скорости летчик плавно опускает носовое колесо и начинает торможение основных колес. У самолета Як-55 посадка осуществляется на все три точки и торможение основных колес производится с таким расчетом, чтобы не было капотирования самолета.

9.2.2. СХЕМА СИЛ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПОСАДКИ

Предпосадочное планирование является установившимся движением. Схема сил, действующих на самолет в процессе планирования, показана на рис. 160, а.

Угол наклона траектории полета θ, скорость $V_{пл}$ и угол атаки α выбираются из соображения простоты и безопасности посадки. Увеличение указанных параметров ведет к увеличению вертикальной скорости снижения V_y. Уменьшение угла планирования приводит к затруднению определения точки приземления.

Уравнения движения при планировании с учетом тяги двигателя имеют вид:

условие постоянства скорости

$$P+G\sin\theta-X=0; \tag{9.23}$$

условие постоянства угла планирования

$$Y-G\cos\theta=0. \tag{9.24}$$

Угол планирования определяется по формуле

$$\operatorname{tg}\theta=\frac{X-P}{Y}. \tag{9.25}$$

Обозначив выражение $\frac{Y}{X-P}$ буквой K' (K' — приведенное качество с учетом тяги двигателя и дополнительной обдувки крыла воздушным потоком, отбрасываемым воздушным винтом), определим дальность планирования с высоты 25 м. Формула определения значения дальности планирования с высоты 25 м имеет вид

$$L_{пл}=25K', \tag{9.26}$$

где

$$K'=\frac{Y}{X-P}=\frac{1}{\frac{1}{K}-\frac{P}{Y}}=\frac{1}{\frac{1}{K}-\frac{P}{G}}. \tag{9.27}$$

Из формулы (9.27) видно, что K' зависит от скорости планирования и режима работы двигателя. На самолетах Як-52 и Як-55 скорости планирования постоянны, поэтому K' может меняться в широких пределах за счет изменения тяги двигателя P.

Выравнивание начинается на высоте 6...5 м и заканчивается на высоте 0,75...1 м. Схема сил, действующих на самолет в процессе выравнивания, показаны на рис. 160, а.

Уравнения движения имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P+G\sin\Theta-X=m\frac{dV}{dt}<0; \tag{9.28}$$

условие искривления траектории

$$Y'-G\cos\Theta=\frac{mV^2}{r}, \tag{9.29}$$

где $Y'=(Y_{г.п}+\Delta Y)$.

Силой, искривляющей траекторию движения при выравнивании, является разность между подъемной силой и составляющей веса самолета $(Y'-G\cos\Theta)$.

В процессе выравнивания происходит уменьшение скорости по траектории, так как непрерывно увеличивается угол атаки, а продольная составляющая веса самолета, направленная вперед, постоянно уменьшается и в конце выравнивания исчезнет. Тяга двигателя также уменьшается до величины оборотов малого газа в конце выравнивания. В конце выравнивания скорость имеет еще большую величину. Если сразу подвести самолет к земле, то приземление будет затруднено, так как касание колес самолета о неровности аэродрома будет приводить к отделению самолета от земли на повышенной скорости. Поэтому после выравнивания следует горизонтальный участок — выдерживание.

Выдерживание производится с постепенным снижением самолета до высоты 0,15...0,25 м. Схема сил, действующих на самолет при выдерживании, показана на рис. 160, б.

Уравнения движения имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P_{м.г}-X=m\frac{dV}{dt}<0; \tag{9.30}$$

условие прямолинейности движения

$$Y-G=0. \tag{9.31}$$

Торможение самолета происходит под действием неуравновешенной силы лобового сопротивления. Подъемная сила и сила тяжести находятся в равновесии до тех пор, пока все возрастающий угол атаки не достигнет посадочного. После создания посадочного положения скорость продолжает падать, равновесие подъемной силы и силы веса самолета нарушается и происходит приземление самолета.

Пробег — это последний этап посадки, представляет собой замедленное движение самолета по земле до полной остановки последнего (рис. 161).

Уравнения движения имеют вид:

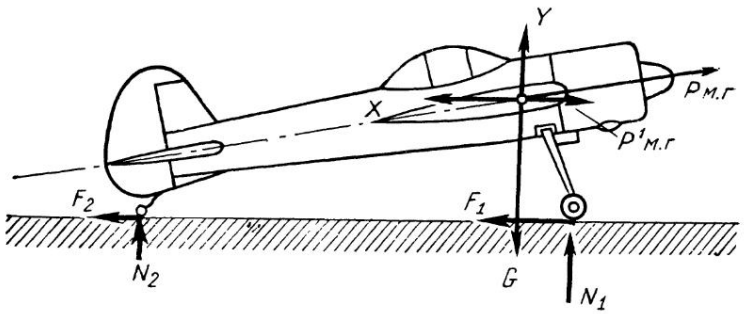


Рис. 161. Схема сил, действующих на самолет при пробеге

условие уменьшения скорости

$$P_{м.г}—X—F=m\frac{dV}{dt}<0; \qquad (9.32)$$

условие прямолинейности пробега

$$Y+N—G=0. \qquad (9.33)$$

Если пренебречь силой тяги, то уравнения будут упрощены и примут вид

$$—(X+F)=m\frac{dV}{dt}<0,$$

где $F=F_1+F_2$;

$$Y+N—G=0,$$

где $N=N_1+N_2$.

В процессе торможения самолета при пробеге лобовое сопротивление уменьшается, а сила трения возрастает.

9.2.3. ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Путь, проходимый самолетом в процессе планирования с высоты 25 м, выравнивания, выдерживания и пробега до полной остановки самолета, называется посадочной дистанцией: $L_{пос}=L_{пл.воз}+L_{пр}$.

Для определения посадочной дистанции необходимо сложить длину пробега с длиной воздушного участка.

Длина воздушного участка рассчитывается по формуле

$$L_{пл\,воз}=K_{ср}\left(\frac{V^2_{пл}—V^2_{пос}}{2g}+25\right), \qquad (9.34)$$

где $K_{ср}$ — среднее качество на участке планирования, выравнивания и выдерживания.

9.2.4. ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ

Посадочная скорость — это минимальная скорость безопасного приземления. Величину посадочной скорости можно определить из равенства $Y=G$. В конце выдерживания

$$Y = G = C_{y_{пос}} \frac{\rho V^2_{пос}}{2},$$

откуда

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{пос}} \rho S}}. \qquad (9.35)$$

Чем меньше посадочная скорость, тем проще и безопаснее посадка и тем меньше потребная длина ВПП, при прочих равных условиях.

Из формулы (9.35) видно, что посадочная скорость тем меньше, чем меньше посадочный вес и чем больше плотность воздуха и коэффициент $C_{y_{пос}}$. Величина $C_{y_{пос}}$ определяется с учетом механизации крыла и влияния земной поверхности.

Посадочная скорость изменяется в зависимости от изменения давления и температуры воздуха.

На самолете Як-52 для увеличения $C_{y_{пос}}$ перед посадкой выпускаются посадочные щитки, которые имеют угол отклонения 45°.

При посадочном угле атаки, равном 11°, коэффициент подъемной силы с учетом влияния земли и механизации составляет $C_{y_{пос}} = 1{,}24$ (самолет Як-52), которому соответствует посадочная скорость $V_{пр_{пос}} = 120$ км/ч.

На самолете Як-55 при посадочном угле 8° коэффициент подъемной силы с учетом влияния близости земли составляет $C_{y_{пос}} = 0{,}73$, которому соответствует посадочная скорость $V_{пр_{пос}} = 125$ км/ч.

9.2.5. ДЛИНА И ВРЕМЯ ПРОБЕГА

Тормозящей силой при пробеге является сумма сил лобового сопротивления и трения колес. Движение самолета на пробеге является равнозамедленным с некоторым средним значением $j_{ср}$.

По формулам равнозамедленного движения длина и время пробега при безветрии равны

$$L_{пр} = \frac{V^2_{пос}}{2j_{x_{ср}}}, \qquad (9.36)$$

$$t_{пр} = \frac{V_{пос}}{j_{x_{ср}}}. \qquad (9.37)$$

Величина продольного ускорения при пробеге определяется по формуле

$$j_x = \frac{dV}{dt} = -g\frac{X+F}{G} = -\frac{g}{G}[X + f(G-Y)].$$

Среднее ускорение при пробеге определяется как полусумма ускорений в начале и конце пробега:

$$j_{x\,ср} = -g\,\frac{X+fG}{2G}\,. \qquad (9.38)$$

Задача 1. Определить длину пробега самолета Як-55 при посадке на бетонную ВПП. $G=850$ кгс, $V_{пос}=130$ км/ч, штиль, атмосферные условия стандартные, коэффициент трения $f=0{,}23$.

Решение. 1. По поляре самолета находим значение $C_{y\,пос}=0{,}73$, с учетом близости земли получим $C_{x\,пос}=0{,}061$.

2. Применяя формулы $L_{пр}=\dfrac{V^2_{пос}}{2j_{x\,ср}}$, $j_{x\,ср}=-g\,\dfrac{X+fG}{2G}$,

$X=C_{x\,пос}\,\dfrac{\rho V^2_{пос}}{2}\,S$, находим значение лобового сопротивления:

$$X=0{,}061\,\frac{0{,}125\cdot 36{,}1^2}{2}\cdot 14{,}8=73{,}5 \text{ кгс}.$$

3. Находим величину ускорения:

$$j_{x\,ср}=-9{,}81\,\frac{73{,}5+0{,}23\cdot 850}{1700}=1{,}55 \text{ м/с}^2.$$

4. Определим длину пробега:

$$L_{пр}=\frac{1303}{3{,}1}\cong 420 \text{ м}.$$

Задача 2. Определить посадочную скорость самолета Як-52 при весе $G=1250$ кгс. Угол атаки при посадке равен $\alpha=11°$. Атмосферные условия стандартные.

Решение. 1. По графику $C_y(\alpha)$ находим C_y с учетом близости земли и выпущенных посадочных щитков и шасси; $C_{y\,пос}=1{,}24$.

2. Находим значение посадочной скорости при заданных условиях:

$$V_{пос}=\sqrt{\frac{2\cdot 1250}{0{,}125\cdot 1{,}24\cdot 15}}\cong 32{,}8 \text{ м/с}\cong 118 \text{ км/ч}.$$

9.2.6. ЗАВИСИМОСТЬ ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

Посадочный вес. При изменении посадочного веса посадочная скорость изменяется пропорционально $\sqrt{G}$, а ускорение пробега от изменения посадочного веса практически не изменяется, так как с увеличением веса растет не только масса, но и тормозящая сила. Поэтому при уменьшении веса самолета на 10% длина пробега уменьшается также на 10%.

Состояние поверхности ВПП в основном влияет на коэффициент торможения f. При выполнении посадки на неровную грунтовую ВПП необходимо учитывать, что возможны разворачивающие моменты M_y вследствие разности сил трения F колес. При этом самолет может резко развернуться в сторону

зарывающегося колеса, что, в свою очередь, приведет к возникновению излишних высоких перегрузок на стойки шасси.

На самолете Як-55 все вышеуказанные факторы могут привести к капотированию.

При мокром грунте вследствие резкого торможения возникает юз колес, который может привести к энергичному развороту.

9.2.7. ТЕМПЕРАТУРА И ДАВЛЕНИЕ ВОЗДУХА

При изменении температуры и давления воздуха изменяется плотность воздуха и, как следствие,— посадочная скорость:

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{пос}} \rho S}}.$$

Длина пробега изменяется обратно пропорционально плотности воздуха, т. е. обратно пропорционально давлению и прямо пропорционально абсолютной температуре, так как ускорение от изменения атмосферных условий практически не зависит. Следует учитывать, что влияние атмосферных условий на длину пробега проявляется слабее, примерно в три раза, по сравнению с их влиянием на длину разбега.

Задача 1. Длина пробега самолета Як-55 при посадке на бетонированную ВПП при стандартных условиях равна 465 м. Определить длину пробега самолета при изменении температуры от +20 до −20° С.

Решение. 1. Определим длину пробега самолета при $t = +20°$ С.

Формулы для расчета: $L_{пр} = \frac{V^2_{пос}}{2j_{x\,ср}}$; $V_{пос} = \sqrt{\frac{2G}{C_{v\,пос} \rho S}}$;

$$\frac{L_{пр\,+20}}{L_{пр_{ст}}} = \frac{V^2_{пос\,+20}}{V^2_{пос_{ст}}} \cdot \frac{j_{x\,ср\,ст}}{j_{x\,ср\,+20}} \cong \frac{\rho_{ст}}{\rho_{+20}} = \frac{T_{+20}}{T_{ст}};$$

$$L_{пр\,+20} = L_{пр_{ст}} \frac{T_{+20}}{T_{ст}} = 465 \cdot \frac{293}{288} \cong 470 \text{ м}.$$

2. Определяем длину пробега самолета при $t = -20°$ С:

$$L_{пр} = L_{пр_{ст}} \frac{T_{+20}}{T_{ст}} = 465 \frac{253}{288} = 408 \text{ м}.$$

Задача 2. Длина пробега самолета Як-52 при посадке на бетонированную ВПП, расположенную на уровне моря, составляет 300 м. Определить длину пробега на аэродроме, расположенном на высоте 1000 м, при прочих равных условиях.

Решение. 1. Формулы для расчета:

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G}{C_{v\,пос} \rho S}}; \quad L_{пр} = \frac{V^2_{пос}}{2j_{x\,ср}};$$

$$\frac{L_{пр_H}}{L_{пр_0}} = \frac{V^2_{пос_H}}{V^2_{пос_0}} \cdot \frac{j_{x\,ср_0}}{j_{x\,ср_H}} \approx \frac{\rho_0}{\rho_H} = \frac{P_0}{P_H}.$$

2. Определим длину пробега на высоте аэродрома 1000 м:

$$\frac{L_{пр_н}}{L_{пр_о}} = \frac{P_о}{P_н} = \frac{760}{674} = 1{,}1;$$

$L_{пр_н} = 300 \cdot 1{,}1 = 330$ м.

Следовательно, длина пробега увеличилась на 10%.

9.2.8. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОСАДКУ

Посадку выполняют, как правило, против ветра, так же, как и взлет. Встречный ветер уменьшает скорость самолета относительно земли во время выдерживания и в момент приземления, а также и на пробеге. Следовательно, посадочная скорость относительно земли уменьшается. Уменьшается скорость на пробеге, а значит и длина пробега. При посадке по ветру будет наблюдаться обратная картина. Длину пробега по ветру и против ветра можно подсчитать по формулам (9.36) и (9.37), подставив в числитель вместо скорости $V_{пос}$ сумму или разность (в зависимости от направления ветра) посадочной скорости и скорости ветра. Знак (+) означает, что посадка производится по ветру, а знак (—) — против ветра. Соответственно формулы (9.36) и (9.37) будут иметь вид:

$$L_{пр} = \frac{(V_{пос} \pm u^2)}{2j_{x\,ср}}, \qquad (9.39)$$

$$t_{пр} = \frac{V_{пос} \pm u}{j_{x\,ср}}. \qquad (9.40)$$

Итак, встречный ветер уменьшает посадочную скорость относительно земли, что является положительным фактором. Кроме того, на пробеге встречный ветер делает самолет более управляемым и устойчивым, так как крылья и рули вплоть до полной остановки самолета обдуваются встречным воздушным потоком.

9.2.9. ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ САМОЛЕТА Як-55 ПРИ СИЛЬНОМ ВСТРЕЧНОМ ВЕТРЕ

При посадке против сильного ветра следует сажать самолет на основные колеса (с приподнятым хвостовым колесом), так как посадка на три точки в этом случае не всегда проходит благополучно из-за того, что у земли ветер всегда порывист и требует от летчика соответствующих отклонений рулевых поверхностей для удержания самолета. А так как при посадке на три точки скорость мала, то управляемость и устойчивость недостаточна. Посадка на повышенной скорости при малом угле атаки (на два основных колеса) гарантирует в этом случае благополучное приземление.

По этой же причине при выполнении посадки с сильным встречным ветром применяют посадку на основные колеса «на газу», т. е. при приближении к земной поверхности уменьшают обороты двигателя настолько, чтобы оставалась небольшая тяга для увеличения скорости приземления. Но как только самолет коснется колесами земной поверхности, обороты двигателя несколько уменьшаются.

При посадке по ветру посадочная скорость относительно земли увеличивается. Кроме того, примерно на середине пробега сильно ухудшается устойчивость и управляемость самолета, а к концу пробега, когда скорость самолета относительно земли уменьшается до скорости ветра (относительно воздушного потока — до нуля), самолет становится неуправляемым рулями. Все вышеуказанные факторы затрудняют выполнение посадки, делают ее небезопасной, а при сильном ветре — невозможной.

Задача 1. Длина пробега самолета Як-52 в штиль составляет $L_{пр}=300$ м. Определить длину пробега самолета при встречном ветре 15 м/с, при прочих равных условиях. Посадочная скорость равна $V_{пос}=120$ км/ч.

Решение. 1. Находим среднее ускорение на пробеге в штиль:

$$j_{x\,ср}=\frac{V^2_{пос}}{2L_{пр}}=\frac{33^2}{600}=1{,}8\ м/с^2.$$

2. Находим длину пробега при встречном ветре:

$$L_{пр}=\frac{(V_{пос}-U)^2}{2j_{x\,ср}}=\frac{(33-15)^2}{2\cdot 1{,}8}=\frac{324}{3{,}6}=90\ м.$$

Таким образом, встречный ветер 15 м/с уменьшает длину пробега в среднем на 70%.

Посадка на самолете Як-52 с убранными щитками. Посадка с убранными посадочными щитками отличается от посадки с выпущенными посадочными щитками на 45° увеличением посадочной скорости, дальностью планирования, временем выдерживания, длиной и временем пробега. Скорость планирования необходимо выдерживать равной 170 км/ч.

9.2.10. ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

При боковом ветре самолет летит со сносом относительно земли. Поэтому, планируя по прямой к намеченному месту посадки, необходимо устранять снос, так как в противном случае самолет за время планирования будет снесен от намеченного места посадки (от направления посадочной полосы), что приведет к невозможности выполнения посадки.

На самолете Як-52 посадка при боковой составляющей ветра более 6 м/с под углом 90° **запрещена.**

Боковой ветер до 3 м/с не усложняет техники выполнения посадки. При боковом ветре более 3 м/с выполнение посадки

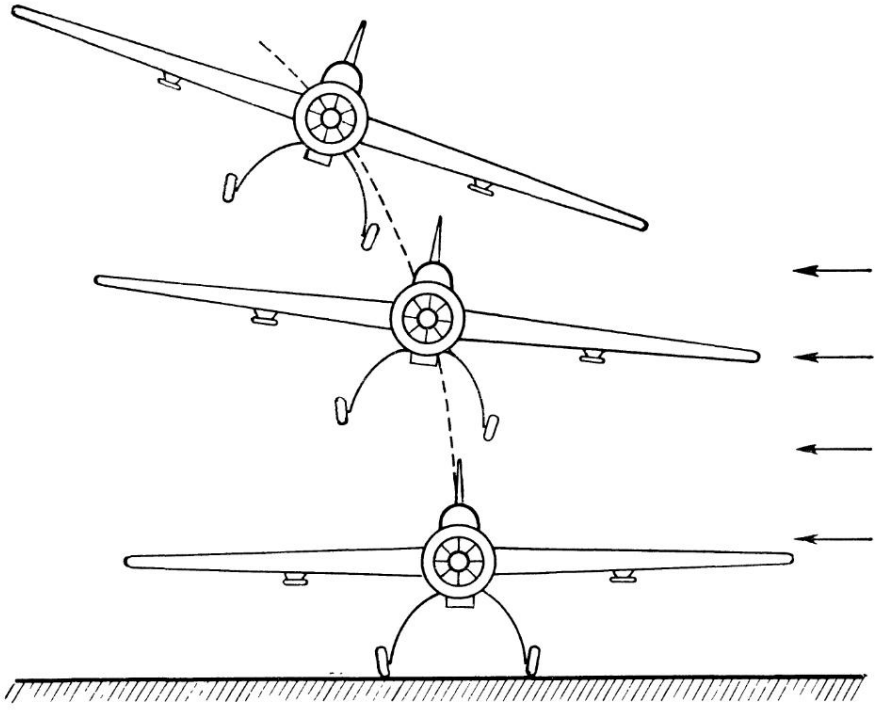


Рис. 162. Посадка с боковым ветром — устранение сноса путем скольжения

требует повышенного внимания, своевременных и правильных действий со стороны летчика. Аналогично и на самолете Як-55.

Инструкцией летчику самолетов Як-52 и Як-55 рекомендуется образующийся снос самолета устранять скольжением.

Для устранения сноса скольжением следует создать крен в сторону, откуда дует ветер (рис. 162), удерживая самолет от разворота рулем направления (нажатием на обратную педаль), отклоняя руль в противоположную сторону. Чем больше сила бокового ветра, тем больше необходимо создавать скольжение. Соответственно расход рулей больше.

Крен сохраняется при выравнивании и выдерживании самолета, достигая этим прямолинейность посадки. Крен создается при помощи отклонения руля направления.

К концу выдерживания самолета ручку управления следует постепенно убирать к нейтральному положению так, чтобы к моменту приземления самолета крен был убран. По мере уменьшения крена постепенно ослаблять нажим на педаль.

В конце выдерживания может вновь появится снос, при этом исправлять его созданием крена не следует, так как произойдет посадка на одно колесо, а также возможно касание зем-

ной поверхности крылом. Поэтому необходимо непосредственно перед приземлением плавным нажимом на педаль в сторону сноса повернуть самолет в направлении посадки и тем самым смягчить боковую нагрузку на шасси.

При пробеге накренение самолета парировать отклонением элеронов, а стремление самолета развернуться против ветра — отклонением руля направления и действием тормозами колес.

Посадка с боковым ветром не позволяет эффективно использовать торможение колес, что приводит к некоторому увеличению пробега.

9.2.11. ВИДЫ ПОСАДОК И ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДОК НА САМОЛЕТЕ Як-55

Цель посадки состоит в том, чтобы, выровняв самолет, уменьшить скорость до посадочной к моменту, когда траектория движения подойдет к земле, и произвести гашение скорости до полной остановки самолета на земле. В этом случае получается правильная посадка на три точки (рис. 163, а). Правильная посадка требует хорошего глазомера и прочного навыка, приобретаемого тренировкой. Посадка считается одним из трудных элементов полета. Это объясняется не столько сложностью техники пилотирования (выполнением посадки), сколько психологическими причинами.

Во-первых, для выполнения посадки летчик располагает малым временем (несколько секунд), поэтому он не может допустить грубой ошибки, так как не хватит времени для ее исправления. Следовательно, всякое движение рулями, в особенности рулем высоты, должно быть решительным, но в то же время размеренно точным.

Во-вторых, близость земли обычно способствует ощущению опасности как для жизни летчика, так и для целостности самолета.

Эти два фактора вместе взятых — кратковременность посадки и возможность посадки с аварией — создают у неопытного летчика напряженное состояние, которое отрицательно сказывается на выполнении посадки.

На самолете Як-55 возможны следующие виды посадок:

посадка на три точки;

посадка с большим парашютированием;

посадка на два колеса (на скорости).

Посадка на самолете Як-55 требует большего объема внимания и летного опыта, чем посадка на самолете Як-52.

Посадка с большим парашютированием или на два основных колеса может быть выполнена преднамеренно или вследствие грубых ошибок.

Если летчик высоко выравнял самолет (рис. 163, в) и уменьшил скорость до посадочной, а расстояние от колес до земли более 0,25 м, то получается посадка с заметным парашютиро-

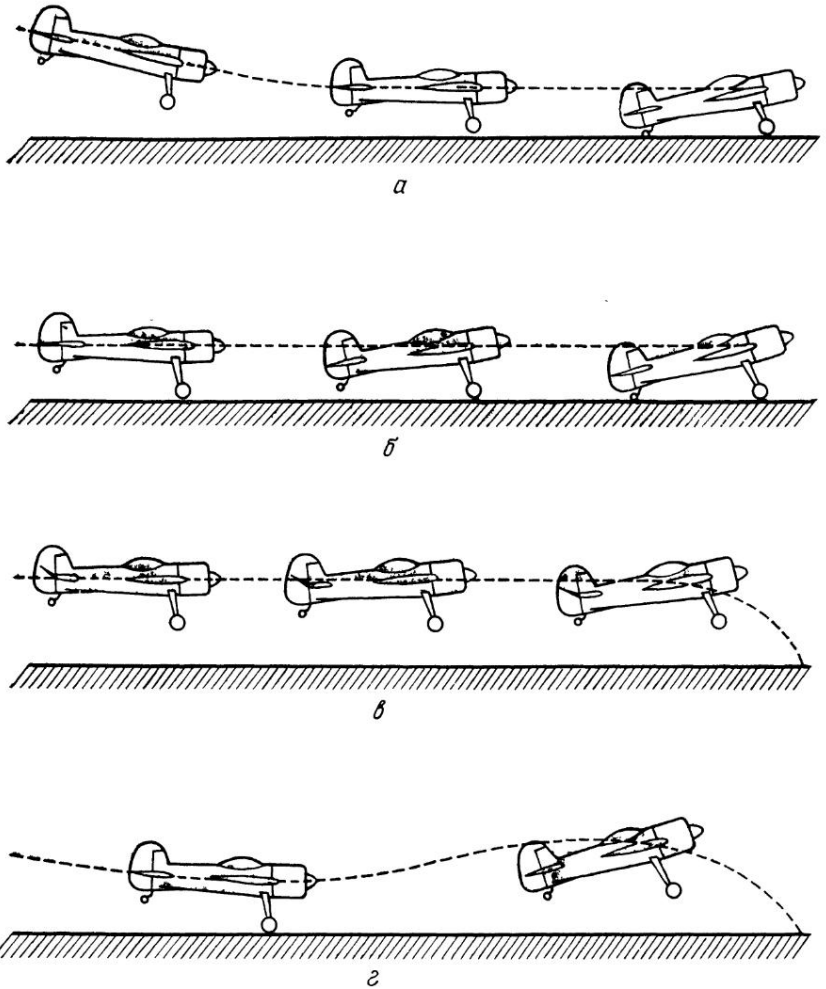


Рис. 163. Виды посадок самолета Як-55:
а — правильная посадка на три точки; *б* — посадка на основные точки; *в* — посадка с большим парашютированием; *г* — «козел» после посадки с большой вертикальной скоростью

ванием, или, как ее иногда называют, «с плюхом». Если высота парашютирования превышает расстояние 0,25 м на небольшую величину, то шасси смягчают удар о землю, в противном случае шасси может сломаться. Посадка с парашютированием применяется в экстренных случаях, когда приходится садиться на местность, мало пригодную или совсем непригодную для посадки (например, на пашню, воду, болото или лес).

Если летчик выравнял самолет слишком поздно (рис. 163, б) и колеса уже коснулись земли, а скорость значительно боль-

ше посадочной, то получается посадка на две точки, **посадка на два основных колеса.** Она проходит благополучно в том случае, когда аэродром ровный и летчик достаточно опытный. Трудность заключается в том, что самолет, коснувшись колесами земной поверхности, стремится опустить хвостовое колесо (поскольку центр тяжести находится позади точек опоры — основных колес). Если это произойдет, то угол атаки крыла увеличится, подъемная сила станет больше веса самолета и самолет вновь отделится от земли. Чтобы не допустить этого, следует рулем высоты удерживать самолет от опускания хвостового колеса, пока скорость самолета не уменьшится до посадочной. Также при посадке на основные колеса, если аэродром имеет неровную поверхность, возможен скоростной отход самолета от земли с последующим парашютированием (рис. 163, г). Если самолет взмыл незначительно (не выше 1 м), то необходимо задержать ручку управления и по мере приближения самолета к земле произвести нормальную посадку на три точки. Если самолет взмыл более высоко, необходимо небольшим движением ручки управления от себя снизить самолет до высоты 0,75 м и при дальнейшем снижении произвести нормальную посадку на три точки.

Следует учитывать, что после взмывания самолет приближается к земле с большой вертикальной скоростью, поэтому необходимо ручку управления выбирать на себя соразмерно темпу снижения самолета (чем энергичнее снижается самолет, тем быстрее необходимо выбирать ручку управления), чтобы успеть придать самолету посадочное положение на высоте около 0,25 м. При этом необходимо следить за сохранением направления, не допуская кренов и перетягивания ручки управления на себя.

Посадка на два основных колеса целесообразна при встречном и боковом ветре.

9.2.12. ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ НА САМОЛЕТЕ Як-52

Следует помнить, что во время посадки решающую роль играет правильное распределение внимания, направление взгляда, плавность и соразмерность движения рулями управления в зависимости от скорости приближения к земле.

При правильном выполнении посадки самолет не имеет стремления к взмыванию и скоростным отделениям от земли «козлам».

При выполнении посадки допускаются следующие ошибки:

высокое выравнивание;

взмывание.

Высокое выравнивание. Причинами высокого выравнивания являются:

неправильное направление взгляда на землю (летчик смотрит слишком близко к крылу и фюзеляжу);

неумение определять расстояние до земли;

несоразмерные движения ручкой управления в момент выравнивания.

Исправление высокого выравнивания:

если летчик заметил, что выравнивание будет закончено на высоте 1 м, следует уменьшить темп выбирания ручки управления на себя с таким расчетом, чтобы закончить выравнивание на высоте 1,0...0,75 м;

если выравнивание закончено на высоте 1,5...2 м, следует плавным движением ручки управления от себя снизить самолет до высоты 0,75...1 м и произвести нормальное приземление на два основных колеса;

если выравнивание закончено на высоте более 2 м, необходимо плавно увеличить обороты двигателя до максимальных и, не отрывая взгляда от земли, уйти на второй круг.

Взмывание. Причинами взмывания являются:

планирование на повышенной скорости;

низкое выравнивание и выдерживание;

поздний перевод взгляда на землю при планировании;

неправильное направление взгляда при выполнении выравнивания или выдерживания;

резкие и несоразмерные движения ручкой управления.

Исправление взмывания:

если самолет начал удаляться от земли в первой половине выдерживания, следует плавным движением ручки управления от себя прекратить это удаление, снизить самолет до высоты 0,75...1 м, а затем плавным движением ручки управления на себя (соразмерным с приближением самолета к земле) произвести посадку на два основных колеса;

если самолет взмыл во второй половине выдерживания, следует ручку управления задержать на месте и по мере снижения самолета соразмерным движением ручки управления на себя выполнить нормальную посадку на два основных колеса (при этом необходимо учитывать, что вертикальная скорость на самолете Як-52 повышается);

если взмывание своевременно не было прекращено и самолет взмыл на высоту 2 м и более, следует, не отрывая взгляда от земли, уйти на второй круг.

9.2.13. ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

При расчете, не гарантирующем безопасность посадки самолета, летчик должен уйти на второй круг.

Уход на второй круг выполняется, как правило, до высоты не менее 50 м; но в случае необходимости — с любой высоты.

При уходе на второй круг с высоты более 50 м летчику следует: не изменяя угла планирования, увеличить обороты двигателя до максимальных. При увеличении оборотов двигателя самолет имеет тенденцию к развороту вправо, которое необходимо парировать нажатием на левую педаль;

сохраняя угол планирования, проконтролировать скорость, она должна быть не менее 160 км/ч на самолете Як-52 и не менее 170 км/ч на самолете Як-55;

перевести самолет в набор высоты;

на высоте 20...25 м убрать шасси (на самолете Як-52);

на высоте 70...80 м (на самолете Як-55) убрать посадочные щитки, просадка самолета составляет не более 10 м;

установить скорость набора 170 км/ч.

При уходе на второй круг с высоты выравнивания летчик должен:

не отрывая взгляда от земли и продолжая производить посадку, увеличить обороты двигателя до максимальных энергичным перемещением рычага дроссельной заслонки карбюратора в крайнее переднее положение (полностью от себя);

на скорости 160 км/ч для самолета Як-52 и 170 км/ч для самолета Як-55 перевести самолет в набор высоты;

на самолете Як-52 на высоте 20...25 м убрать шасси и на высоте 70...80 м — посадочные щитки.

Устойчивость самолетов Як-52 и Як-55 на режимах взлета и посадки хорошая. При этом необходимо помнить, что резкое уменьшение или увеличение оборотов двигателя приводит к энергичному изменению устойчивости по скорости.

Летчик практически во всем диапазоне центровок самолета испытывает тянущие усилия на ручке управления, которое при увеличении скорости полета уменьшается.

Движение ручки управления при изменении скорости соответствует реакции летчика. Средний расход руля высоты при изменении скорости на посадке на 10 км/ч составляет: для самолета Як-52 не более 1°30′, для Як-55 в среднем 1°, на взлете у самолета Як-52 не более 2°, у Як-55 — не более (в среднем) 0°40′.

Необходимо помнить, что на самолете Як-52 при выполнении выравнивания и выдерживания на больших углах атаки (особенно в конце выравнивания) нельзя допускать резкого уменьшения оборотов двигателя, так как это может привести к грубой посадке на три колеса, или с опережением на переднее колесо (особенно это характерно при полете одного летчика в передней кабине, когда центровка самолета становится равной 17,7% САХ). Происходит это за счет резкого уменьшения подъемной силы крыла, часть которой создается воздушным потоком, отбрасываемым воздушным винтом,— резко увеличивается вертикальная скорость снижения и, как следствие, угол атаки крыла и срыв потока с верхней части крыла. Последнее при-

водит к дальнейшему энергичному уменьшению подъемной силы крыла и к увеличению вертикальной скорости снижения.

Глава 10. 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 систему «Арести». В систему «Арести» 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 накренением 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.

10.1. 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 $F_{ц.с}$, которая является нормальной составляющей к траектории движения и направленной к центру кривизны. От величины этой силы зависит кривизна траектории полета (рис. 164).

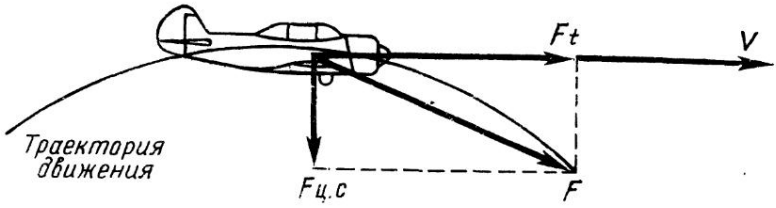


Рис. 164. Искривление траектории центростремительной силой $F_{ц.с}$

Центростремительная сила $F_{ц.с}$ вызывает нормальное ускорение $j_н$, определяемое по формуле

$$j_н = \frac{V^2}{r}, \qquad (10.1)$$

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

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

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

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

10.2. 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. 165). 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 опе-

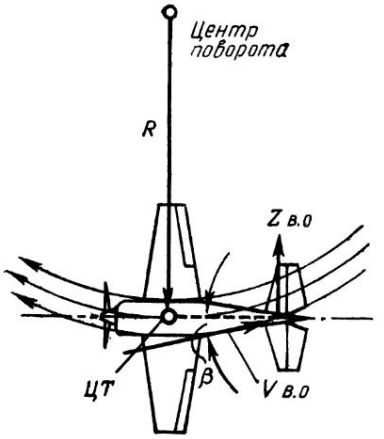


Рис. 165. Противодействие горизонтального оперения криволинейному полету в плоскости симметрии самолета

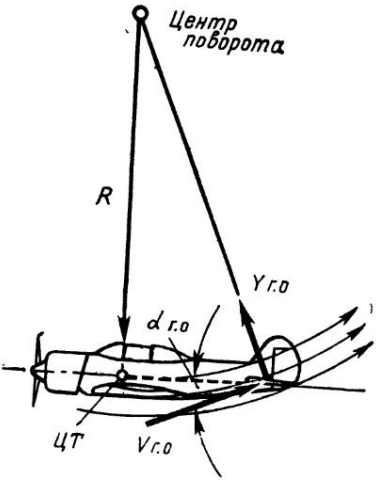


Рис. 166. Противодействие вертикального оперения криволинейному полету в горизонтальной плоскости

рения) возникает противодействующий момент горизонтального оперения криволинейному полету (демпфирующий момент), вследствие чего для увеличения угла атаки самолета необходимо отклонить руль управления на большую величину.

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. 166), что, в свою очередь, требует большего его отклонения во внутреннюю сторону криволинейного движения.

10.3. 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. 167). 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 u 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 u при поднятии капота относительно горизонта. В результате действия этих скоростей грузов (направленных в проти-

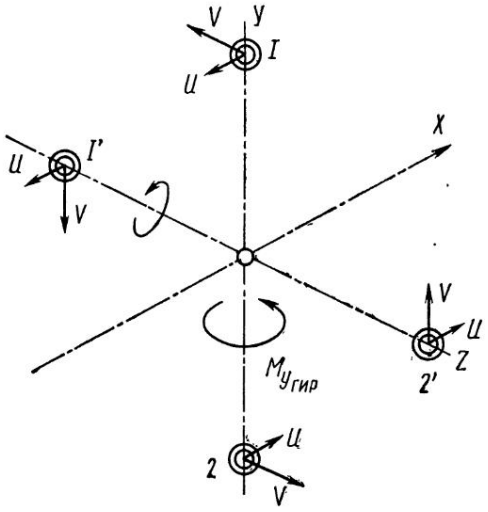


Рис. 167. К объяснению гироскопического действия воздушного винта левого вращения на самолетах Як-52 и Як-55

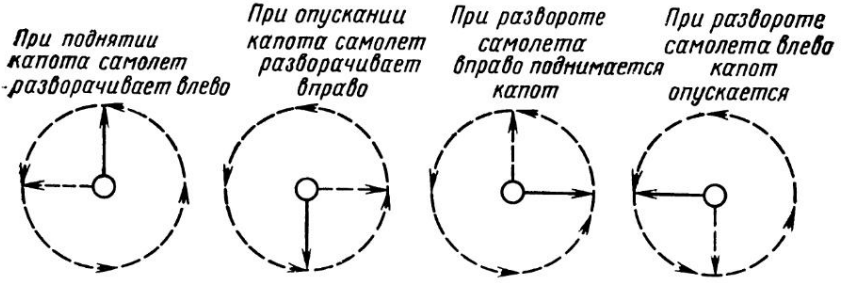


Рис. 168. Гироскопическое действие воздушного винта левого вращения на самолетах Як-52 и Як-55

воположные стороны — груза 1′ назад, груза 2′ вперед) возникает момент, называемый **гироскопическим моментом воздушного винта** $M_{у\text{-}гир}$, под действием его самолет начинает разворачиваться влево (при воздушном винте левого вращения).

Реакция самолета, возникающая при отклонении рулей из-за действия гироскопического момента воздушного винта, зависит от направления перемещения капота самолета (рис. 168).

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).

10.4. 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

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}. \qquad (10.2)$$

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

$$n_X = \frac{P - X}{G}. \qquad (10.3)$$

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

$$n_Z = \frac{Z}{G}. \qquad (10.4)$$

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

$$n_y = \frac{Y}{G}. \qquad (10.5)$$

Нормальная перегрузка, как видно из формулы (10.5), создается подъемной силой. В горизонтальном полете при спокойной атмосфере подъемная сила равна весу самолета, следовательно, перегрузка будет равна единице:

$$Y_{г.п} = G = C_{y_{г.п}} \frac{\rho V^2_{г.п}}{2},$$

откуда

$$n_{y_{г.п}} = \frac{Y_{г.п}}{G} = 1.$$

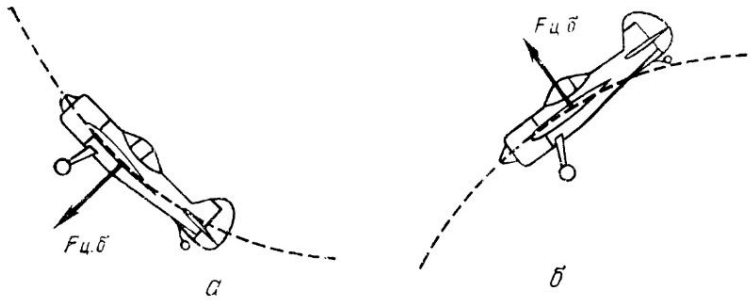


Рис. 169. Действие центробежной силы инерции на летчика:
а — при резком увеличении угла атаки; *б* — при резком уменьшении угла атаки

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. 169).

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

$$Y_p = n_{y_p} G = C_{y_p} \frac{\rho V^2_{г.п}}{2} S, \qquad (10.6)$$

откуда

$$n_{y_p} = \frac{Y_p}{G} = \frac{Y_p}{Y_{г.п}} = \frac{C_{y_p}}{C_{y_{г.п}}}, \qquad (10.7)$$

где n_{y_p} — располагаемая перегрузка.

Из формулы (10.7) видно, что величина располагаемой перегрузки определяется запасом коэффициентов подъемной силы (запасов углов атаки) от потребного для горизонтального полета до его безопасного значения ($C_{y_{тр}}$ или $C_{y_{кр}}$).

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 $C_y = C_{y_{макс}}$:

$$n_y = \frac{Y_{макс}}{G} = \frac{C_{y_{макс}} \frac{\rho V^2}{2} \cdot S}{G} . \qquad (10.8)$$

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

$$n_{y_р} = (0{,}8 + 0{,}85)\, n_{y_{макс}} . \qquad (10.9)$$

Для самолетов Як-52 и Як-55 графические зависимости располагаемых перегрузок от скорости полета показаны на рис. 170, 171. 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 — —3;

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.

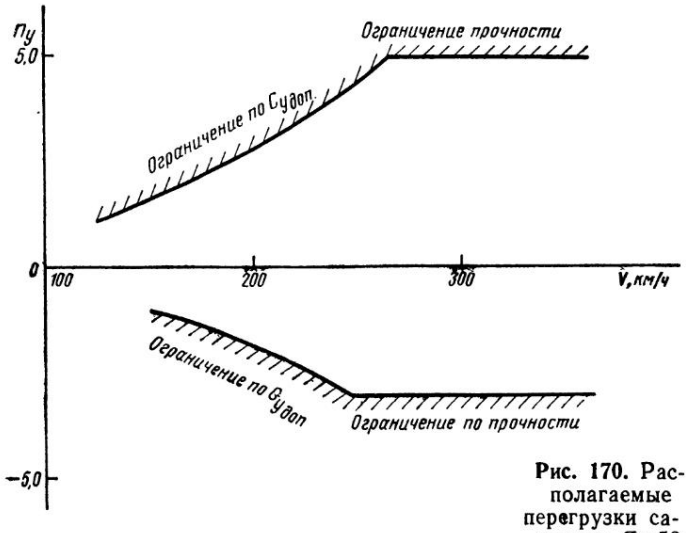


Рис. 170. Располагаемые перегрузки самолета Як-52 при $H = 1000$ м

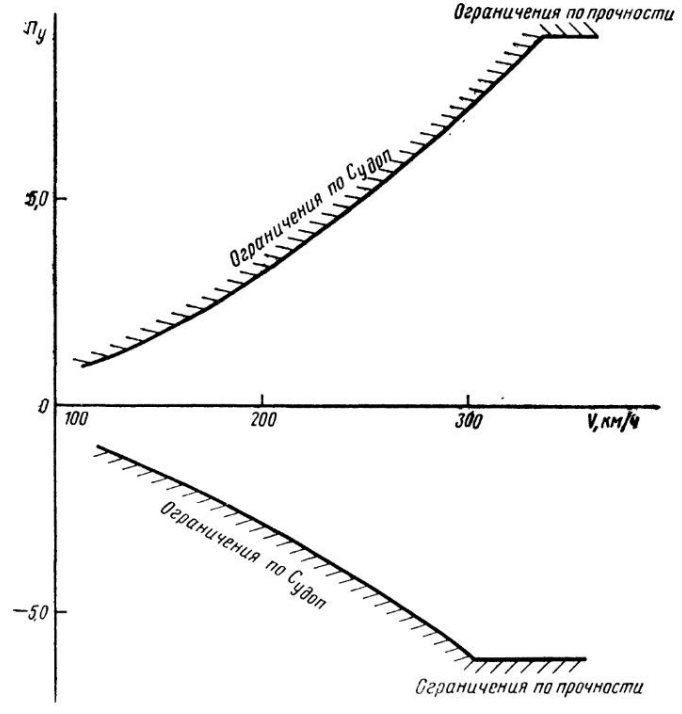


Рис. 171. Располагаемые перегрузки самолета Як-55 при $H = 1000$ м

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 $n_{y_{пред}}$ называется наибольшая перегрузка, при которой тяга силовой установки еще уравновешивает лобовое сопротивление. Она определяется по формуле

$$n_{y_{пред}} = \frac{P_p C_y}{G \cdot C_x} = \frac{P_p}{G} K. \qquad (10.10)$$

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 $n_{y_{пред}} V$ 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 $C_X = \frac{P_p}{qS}$, с поляры для соответствующей скорости V снимают величину коэффициента C_y и рассчитывают по формуле (10.10).

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 $V_{г.п}$ равна

$$n_{y_{P_{H=0}}} = \frac{C_{y_{тр}} \frac{\rho_0 V^2_{г.п}}{2} S}{G}. \qquad (10.11)$$

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

$$n_{y_H} = \frac{C_{y_{тр}} \frac{\rho_H V^2_{г.п}}{2} S}{G}. \qquad (10.12)$$

Величина располагаемого коэффициента подъемной силы от высоты полета не зависит, следовательно, при том же полет-

ном весе из формул (10.11) и (10.12) можно найти располагаемую перегрузку на высоте полета H:

$$n_{y_{P_H}} = n_{y_{P_{H=0}}} \frac{\rho_H}{\rho_0} . \qquad (10.13)$$

Из формулы (10.13) видно, что с поднятием на высоту располагаемая перегрузка уменьшается и на практическом потолке возможен только горизонтальный полет, при котором $n_y = 1$.

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

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

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

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

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

10.5. ВИРАЖ САМОЛЕТА

Вираж 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 **установив-**

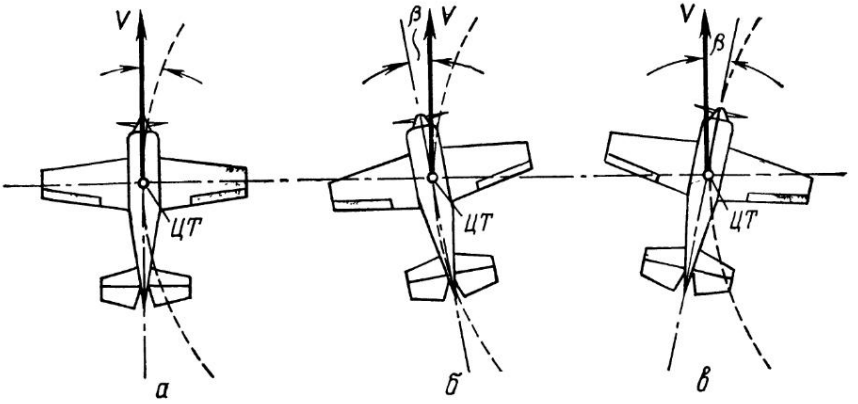


Рис. 172. Схемы виражей:
а — правильный вираж; *б* — вираж с внутренним скольжением; *в* — вираж с внешним скольжением

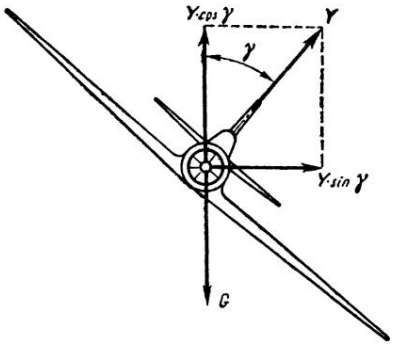


Рис. 173. Схема сил, действующих на самолет на вираже (вид спереди)

шимся. Установившийся вираж без скольжения называется **правильным** (рис. 172, а).

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

Если самолет имеет скольжение во внутреннюю сторону виража или во внешнюю, то направление скорости не совпадает с плоскостью симметрии и составляет с ней некоторый угол β (рис. 172, 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 — центро-

стремительная сила. Для получения этой силы необходимо накренить самолет элеронами в сторону виража на угол γ, который называется углом крена (рис. 173). В результате этого на тот же угол наклонится и вектор подъемной силы крыла Y. Разложив эту силу по вертикали и горизонтали, получим две силы — $Y\cos\gamma$ и $Y\sin\gamma$. Из них сила $Y\cos\gamma$ должна уравновешивать силу веса самолета G, а сила $Y\sin\gamma$ служит центростремительной силой.

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

Уравнения движения на правильном вираже будут иметь вид:

условие постоянства скорости

$$P-X=0; \tag{10.14}$$

условие постоянства высоты

$$Y\cos\gamma-G=0; \tag{10.15}$$

условие искривления траектории

$$Y\sin\gamma=\frac{mV^2}{r_в}; \tag{10.16}$$

где $r_в$ — радиус виража.

Потребная перегрузка на вираже

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

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

$$n_y=\frac{Y}{G}=\frac{1}{\cos\gamma}. \tag{10.17}$$

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. 174.

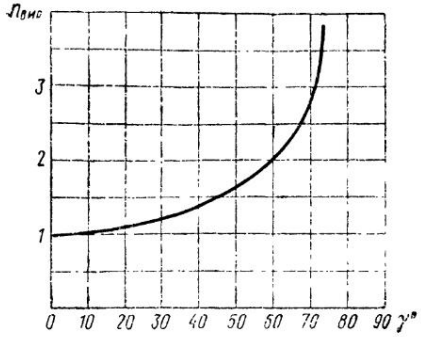


Рис. 174. Зависимость перегрузки на вираже от крена

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 $\alpha = \text{const}$, $C_{y_в} = C_{y_{г.п}} = C_y$, то из уравнения

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

получим

$$V_в = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S} \cdot \frac{1}{\cos\gamma}} = V_{г.п}\sqrt{n_y}. \qquad (10.18)$$

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

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

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

Из полученной зависимости (10.18) следует, что на вираже скорость срыва, а также скорость, соответствующая наивыгоднейшему углу атаки, будут бóльшими, чем в горизонтальном полете, так как

$$C_{y_B} = \frac{2G}{\rho V^2 S} \cdot \frac{1}{\cos\gamma} = C_{y_{г.п}} n_y, \qquad (10.19)$$

при условии, что $V_в = V_{г.п} = V$.

Влияние высоты полета на потребную скорость на вираже

С увеличением высоты полета скорость, потребная для виража, увеличивается. При этом нужно помнить, что на высоте скорость по прибору УС-450 К 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 потребная скорость возрастает (смотри горизонтальный полет). Соответственно возрастает и потребная 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.

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

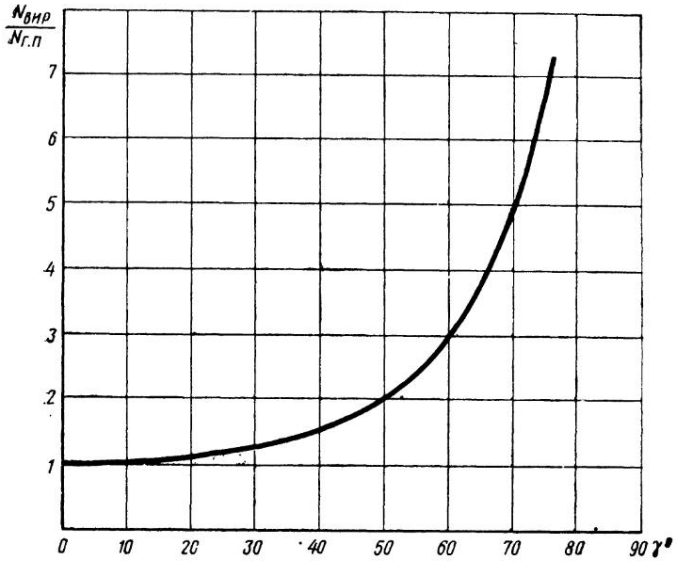


Рис. 175. Увеличение потребной для виража мощности в зависимости от угла крена

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

но минимально допустимая скорость на вираже равна $V_в = V_{г.п}\sqrt{n_y}$, следовательно, при этой скорости

$$P_B = C_X \frac{\rho V^2_{г.п}}{2} n_y S,$$

откуда

$$P_B = P_{г.п} n_y. \qquad (10.20)$$

Из формулы (10.20) 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

$$N_B = \frac{P_B V_B}{75} = \frac{P_{г.п} n_y V_{г.п}\sqrt{n_y}}{75},$$

откуда

$$N_B = N_{г.п}\sqrt{n^3_y}. \qquad (10.21)$$

Из формулы (10.21) 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. 175). На графике

рисунка изображена зависимость потребной мощности для виража $\left(\text{отношение } \frac{N_B}{N_{г.п}}\right)$ 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 центростремительная сила. То есть для уменьшения радиуса виража необходимо увеличить горизонтальную составляющую подъемной силы $Y \sin \gamma$, а для этого следует увеличить крен самолета, одновременно увеличивая подъемную силу увеличением угла атаки или скорости.

Центростремительная сила, с одной стороны, равна $Y \sin \gamma$, а с другой $-\frac{mV^2}{r_B}$ (из условия искривления траектории в горизонтальной плоскости (формула 10.16). Следовательно,

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

откуда радиус виража будет равен

$$r_B = \frac{mV^2}{Y \sin \gamma} = \frac{GV^2}{gY \sin \gamma} = \frac{V^2}{g \frac{Y}{G} \sin \gamma} = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma}, \qquad (10.22)$$

величина $\operatorname{tg} \gamma$ будет равна

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} \frac{\sqrt{1-\cos^2 \gamma}}{\cos \gamma} = \sqrt{n^2_y - 1},$$

подставляя значение тангенса угла крена в формулу (10.22), получим

$$r_B = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2_y - 1}}. \qquad (10.23)$$

Таким образом, радиус виража определяется скоростью и нормальной перегрузкой. Анализируя выражения формул (10.22) и (10.23), 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:

$$t_B = \frac{2\pi r_B}{V} = \frac{2\pi}{V} \cdot \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = 0{,}64 \frac{V}{\sqrt{n^2_y - 1}}, \qquad (10.24)$$

следовательно, время разворота на угол φ

$$t_{раз} = \frac{\varphi}{360}\, 0{,}64 \frac{V}{\sqrt{n^2_y - 1}}. \qquad (10.25)$$

Из формулы (10.24) 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.

Задача 1. Определить радиус и время виража самолета Як-52 при следующих данных: высота полета $H = 1000$ м; крен $\gamma = 60°$; приборная скорость $V = 200$ км/ч. Атмосферные условия стандартные.

Решение. 1. Найдем истинную скорость виража на высоте $H = 1000$ м:

$$V_{ист} = V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}} = 200 \cdot \sqrt{\frac{0{,}125}{0{,}113}} \cong 200 \cdot 1{,}05 \cong 210 \text{ км/ч}.$$

2. Находим радиус виража:

$$r_B = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma} = \frac{58{,}3^2}{9{,}8 \operatorname{tg} 60°} = \frac{58{,}3^2}{9{,}8 \cdot 1{,}732} \cong 200 \text{ м}.$$

3. Время виража равно

$$t_в = 0{,}64 \frac{V^2}{\operatorname{tg} \gamma} = \frac{0{,}64 \cdot 62{,}5}{1{,}732} = 22 \text{ с}.$$

Задача 2. Определим радиус и время виража самолета Як-55 при следующих данных: высота полета $H = 1000$ м; крен $\gamma = 45°$; приборная скорость $V = 170$ км/ч. Атмосферные условия стандартные.

Решение. 1. Находим истинную скорость на вираже:

$$V_{ист} = V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}} = 170 \cdot 1{,}05 \cong 178 \text{ км/ч}.$$

2. Находим величину радиуса виража:

$$r_B = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{49{,}6^2}{9{,}8 \cdot 1} \cong 251 \text{ м}.$$

3. Время виража равно

$$t_в = \frac{V}{tg\gamma} \cdot 0{,}64 \cong 30 \text{ с.}$$

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-450 К, 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. 176, 177).

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.

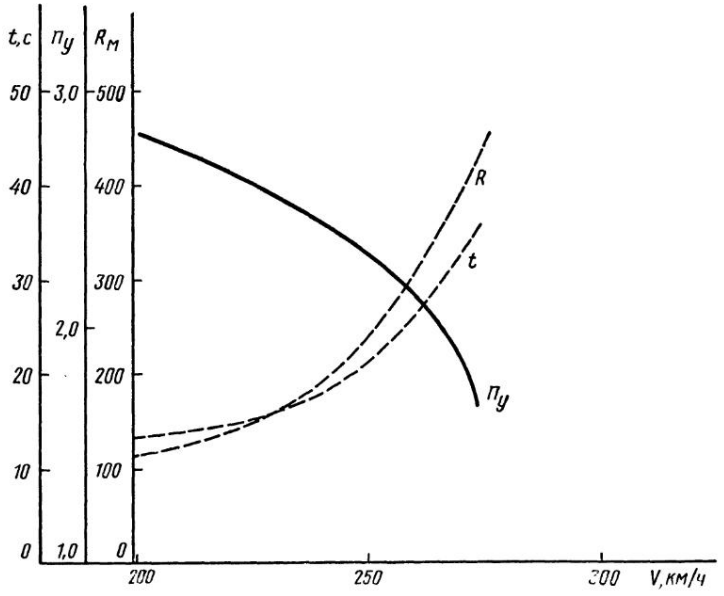


Рис. 176. Характеристики виража самолета Як-55 ($H=1000$ м, $G_{вз}=870$ кгс, режим работы двигателя — 1-й номинал)

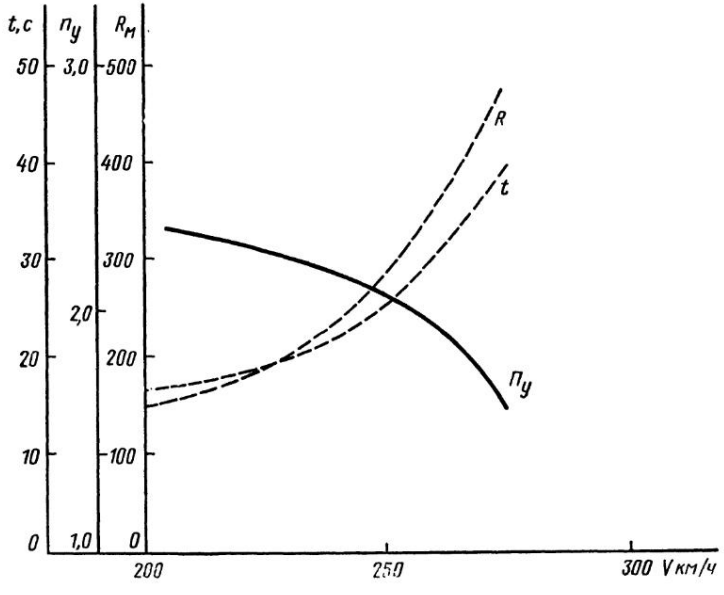


Рис. 177. Характеристики виража самолета Як-52 ($H=1000$ м, $G_{вз}=1290$ кгс, режим работы двигателя — 1-й номинал)

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

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

Управление самолетом и работа рулей на правильном вираже

Для выполнения виража самолет необходимо накренить, но это недостаточно. При накренении самолета создается центростремительная сила и самолет начинает движение по кривой, но демпфирующий момент вертикального оперения противодействует развороту. Поэтому, накреняя 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. 178), скорость его больше, чем внутреннего полукрыла, и, следовательно, подъемная сила и лобовое сопротивление больше.

Таким образом, для выполнения правильного виража с креном 30...45° необходимо плавно отклонить ручку управления и педаль (руль направления) в сторону виража. По достижении необходимого крена и угловой скорости ручку управления необходимо отклонить слегка в противоположную сторону, а также слегка отклонить педаль (руль направления) в противоположную сторону. Эти действия рулями необходимы, так как подъемная сила внешнего полукрыла больше, чем внутреннего, 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.

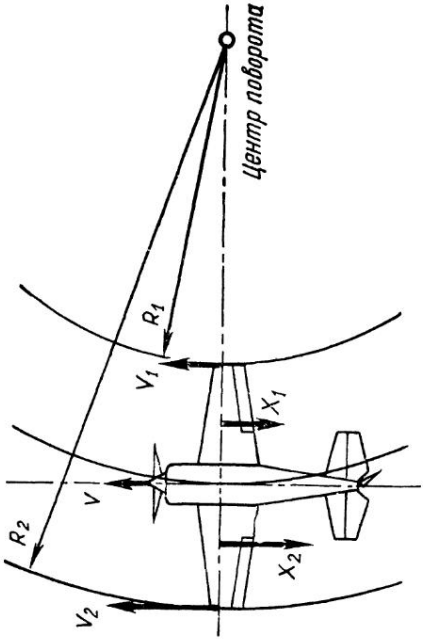


Рис. 178. Уравновешивание противодействующих виражу моментов рулем направления

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 и отсутствии скольжения летчик судит по признакам:

скорость на вираже увеличена соответственно крену;

отсутствие боковой продольной перегрузки (n_Z и n_x) (отсутствие наклонов вперед-назад, влево-вправо, летчика прижимает только к сиденью);

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. 179, 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) полу-

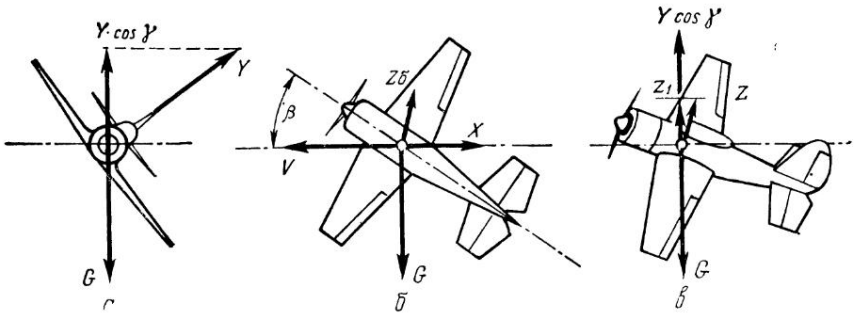


Рис. 179. Глубокий левый вираж с внутренним скольжением

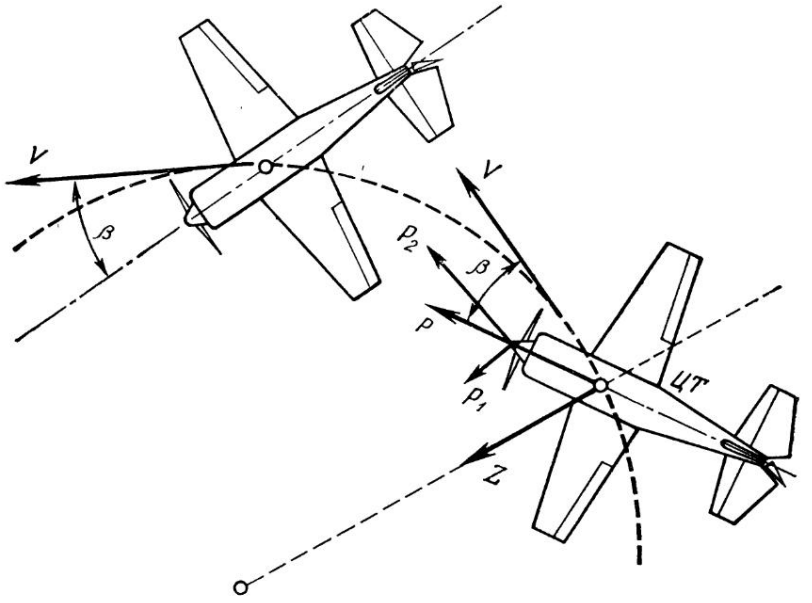


Рис. 180. Плоский вираж с внешним скольжением

крыло. Возникает боковая аэродинамическая сила $Z_б$, которая по своей величине зависит от угла скольжения β. Она создает добавочную вертикальную силу Z_1 (рис. 179, 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 $F_{ц.с}$.

Если $Z = F_{ц.с}$, 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. 180). 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 управ-

ления 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 центростремительная сила $Y \sin\gamma$, искривляющая траекторию движения, возрастает. Для сохранения постоянства высоты при вводе самолета в вираж необходимо выбиранием 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.

10.6. 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. 181. 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 $V_x = V \cos 0$.

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

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

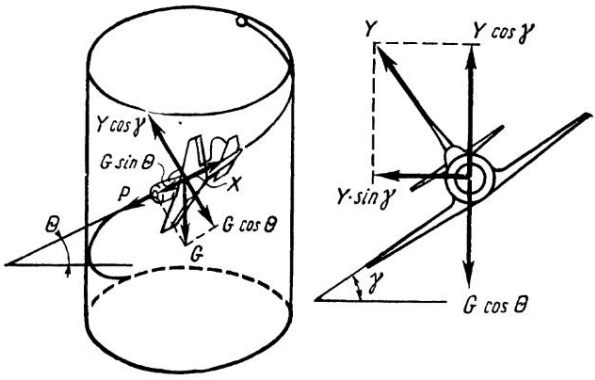


Рис. 181. Схема сил на спирали

Управления движения самолета на установившейся нисходящей спирали имеют вид:

условие постоянства скорости

$$X—P—G\sin\theta=0; \tag{10.26}$$

условие постоянства угла наклона траектории

$$Y\cos\gamma—G\cos\theta=0; \tag{10.27}$$

условие искривления траектории

$$Y\sin\gamma=\frac{mV^2\cos^2\theta}{r}. \tag{10.28}$$

Перегрузка на спирали

Перегрузка на спирали, действующая по направлению подъемной силы Y, определяется из условия постоянства угла наклона траектории полета (10.27):

$$n_y=\frac{Y}{G}=\frac{\cos\theta}{\cos\gamma}. \tag{10.29}$$

Полная перегрузка на спирали с учетом центростремительной силы $F_{ц.с}$ определяется по формуле

$$n_п=\sqrt{1+(\operatorname{tg}\gamma\cos^2\theta)^2}. \tag{10.30}$$

Из формул (10.29) и (10.30) следует, что перегрузка на спирали меньше, чем на вираже при том же угле крена потому, что составляющая $Y\cos\gamma$ уравновешивает 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 (10.27) условия постоянства угла наклона траектории ($Y\cos\gamma = G\cos\theta$). Подставив вместо подъемной силы Y ее развернутое выражение, получим

$$C_y \frac{\rho V^2_{сп}}{2} S\cos\gamma = G\cos\theta,$$

$$C_y \frac{\rho V^2_{сп}}{2} S = G n_y,$$

откуда при $C_y = \text{const}$

$$V_{сп} = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S} n_y} = V_{г.п}\sqrt{n_y}. \qquad (10.31)$$

Из формулы (10.31) следует, что скорость, потребная для выполнения спирали, больше потребной скорости для горизонтального полета при одинаковом угле атаки.

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

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

$$\alpha_{сп} = \alpha_{г.п}\, n_y. \qquad (10.32)$$

Из формулы (10.32) 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 (10.28) — условия искривления траектории — находим

$$Y\sin\gamma = \frac{mV^2\cos^2\theta}{r_{сп}},$$

откуда

$$r_{сп} = \frac{GV^2\cos^2\theta}{gY\sin\gamma}, \qquad (10.33)$$

или

$$r_{сп} = \frac{V^2\cos^2\theta}{\frac{Y}{G}g\sin\gamma} = \frac{V^2\cos^2\theta}{g\sin\gamma n_y} = \frac{V^2\cos^2\theta}{g\sin\gamma\frac{\cos\theta}{\cos\gamma}} = \frac{V^2\cos\theta}{g\,\mathrm{tg}\,\gamma},$$

следовательно, радиус спирали равен

$$r_{сп}=\frac{V^2\cos\theta}{g\,tg\,\gamma}. \qquad (10.34)$$

Из формулы (10.33) 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. 182). Из рисунка следует, что

$$h_{сп}=2\pi r\ tg\ \theta. \qquad (10.35)$$

Подставляя формулу (10.34) в формулу (10.35), после преобразования получим

$$h_{сп}=\frac{2\pi V^2\cos\theta}{g\,tg\,\gamma}\,tg\,\theta=0{,}64\,\frac{V^2\sin\theta}{tg\,\gamma}. \qquad (10.36)$$

Из формулы (10.36) 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.

Для определения шага наивыгоднейшей спирали необходимо использовать равенства $X=G\sin\theta$ и $Y\cos\gamma=G\cos\theta$, разделив почленно равенства, получим

$$\frac{X}{Y\cos\gamma}=\frac{\sin\theta}{\cos\theta}=tg\,\theta,$$

откуда

$$tg\,\theta=\frac{1}{K\cos\gamma}. \qquad (10.37)$$

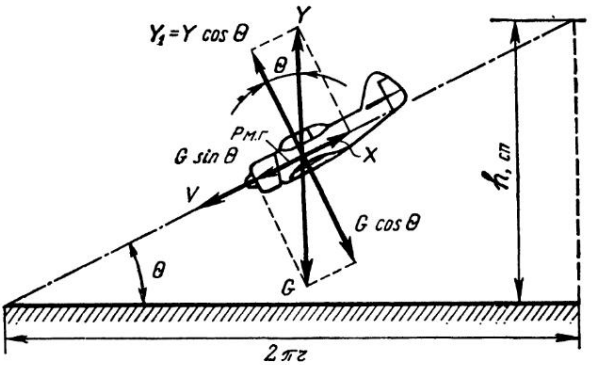


Рис. 182. К определению шага спирали

Подставив значения $\operatorname{tg}\theta$ (10.37) и $r_{сп}$ (10.33) в формулу шага спирали (10.35), получим

$$h_{сп} = 2\pi \frac{GV^2\cos^2\theta}{gY\sin\gamma} \cdot \frac{1}{K\cos\gamma} = \frac{2\pi}{g} \cdot \frac{1}{Kn_y} \cdot \frac{V^2\cos^2\theta}{\sin 2\gamma}. \qquad (10.38)$$

Анализируя выражения формулы (10.38), сделаем выводы:

минимальный шаг спирали получается при крене $\gamma = 45°$, 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.

Для выполнения практических расчетов наивыгоднейшего шага спирали применяется формула, которая получается путем подстановки значений формул (10.37) и (10.34) в формулу шага спирали (10.35):

$$h_{сп} = 2\pi \frac{V^2\cos\theta}{g\operatorname{tg}\gamma} \cdot \frac{1}{K\cos\gamma} = \frac{2\pi}{g} \cdot \frac{V^2}{K} \cdot \frac{\cos\theta}{\sin\gamma}. \qquad (10.39)$$

Учитывая, что при выполнении наивыгоднейшей спирали $\cos\theta \approx 1$ и $\sin 45° = \frac{\sqrt{2}}{2}$, то, преобразуя формулу (10.39), получим

$$h_{сп} = 0{,}9\,\frac{V^2}{K}. \qquad (10.40)$$

Характеристики спирали самолетов Як-52 и Як-55

В табл. 6 приведены расчетные данные спирали, выполняемой на самолетах Як-52 и Як-55 при скорости полета 180 км/ч и экономических скоростях, при полетном весе самолета Як-52, равном G=1290 кгс, и Як-55 — равном G=870 кгс. Атмосферные условия — стандартные.

Таблица 6

Угол крена, град	$V_{пр}$, км/ч	$\alpha°$	K	$h_{сп}$, м
		Як-52		
45	180	8,5	12,4	180
45	140	14,5	10,3	130
		Як-55		
45	180	7	9,46	237
45	125	15	8,8	123

Наивыгоднейшая спираль выполняется на самолете Як-52 на скорости V=140 км/ч и самолете Як-55 на скорости V=125 км/ч, шаг этой спирали имеет минимальное значение. Выполнение наивыгоднейшей спирали рекомендуется на режиме снижения в случае отказа двигателя.

В целях повышения безопасности полета и сокращения времени снижения при возвращении из зоны спираль в учебных целях выполняется на самолетах Як-52 и Як-55 на скорости V=180 км/ч, с креном не более $\gamma=45°$.

Задача. Определить потерю высоты за один виток спирали на самолете Як-55 при V=180 км/ч и крене $\gamma=45°$, G=870 кгс, двигатель работает на оборотах малый газ, атмосферные условия стандартные, на уровне моря.

Решение. 1. Найдем перегрузку на спирали:

$$n_y=\frac{\cos\Theta}{\cos\gamma}=\frac{1}{\cos 45°}=\frac{1}{0{,}707}=1{,}41.$$

2. Находим значение коэффициента $C_{y_{сп}}$:

$$C_{y\ сп}=C_{y\ г.п}\,n_y=\frac{2Gn_y}{\rho SV^2}=\frac{2\cdot 870\cdot 1{,}41}{0{,}125\cdot 14{,}8\cdot 50^2}=0{,}53.$$

3. По поляре самолета находим значение коэффициента лобового сопротивления. Он равен $C_{x_{сп}}=0{,}056$ и определим качество:

$$K=\frac{C_{y\ сп}}{C_{x\ сп}}=\frac{0{,}53}{0{,}056}=9{,}46.$$

4. Определим шаг спирали:

$$h_{сп}=0{,}9\frac{V^2}{K}=0{,}9\frac{50^2}{9{,}46}=237 \text{ м}.$$

Расчет шага спирали производился без учета влияния малого газа силовой установки на наклон траектории спирали. Тяга малого газа способствует уменьшению наклона траектории и, как следствие, шага спирали. Шаг спирали примерно уменьшается на 23%. В данной задаче с учетом работы двигателя на малом газе шаг спирали будет равен примерно $h_{сп}=182$ м.

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 $Y\cdot\cos\gamma$ 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 $G\cdot\sin\theta$ (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.

10.7. 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 $\theta < 45°$;

крутое с углом $\theta = 45...80°$;

отвесное с углами $\theta = 80...90°$;

отрицательное с углами $\theta > 90°$.

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. 183.

Уравнения движения при вводе в пикирование с разворотом имеют вид:

условие нарастания скорости

$$P_{м.г} + G \sin \theta - X = m \frac{dV}{dt} > 0; \qquad (10.41)$$

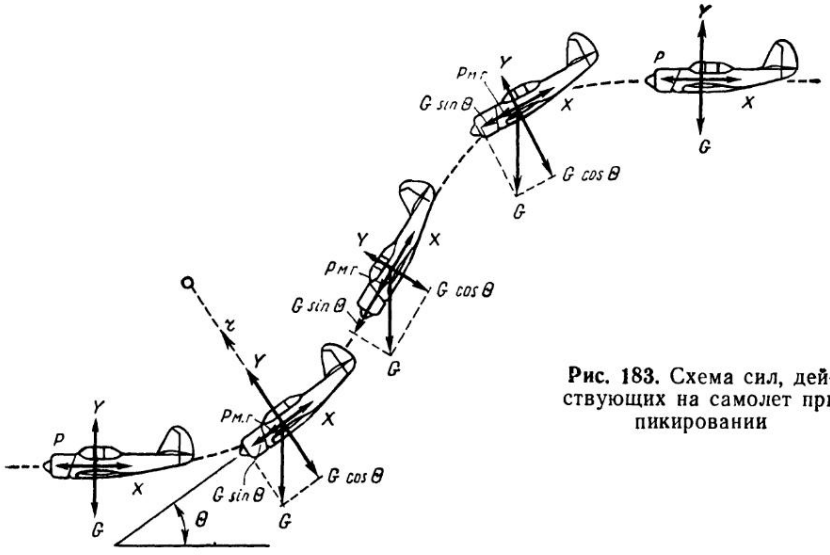


Рис. 183. Схема сил, действующих на самолет при пикировании

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$G\cos\theta - Y\cos\gamma = \frac{mV^2}{r_{верт}} < 0; \qquad (10.42)$$

условие искривления траектории в горизонтальной плоскости в сторону ввода

$$Y\sin\gamma = m\frac{V^2\cos^2\theta}{r_{гор}} > 0. \qquad (10.43)$$

Центростремительной силой, искривляющей траекторию полета в вертикальной плоскости, является разность между составляющей подъемной силы и составляющей веса самолета (10.42).

Центростремительной силой, искривляющей траекторию полета в горизонтальной плоскости, является неуравновешенная горизонтальная проекция подъемной силы (10.43).

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. 183). При отдаче ручки управления от себя на большую величину создает-

ся 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 ($G \cos \theta + P_{м.г} - X > 0$), 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.

Уравнения движения при вводе в пикирование с прямой при плавном вводе имеют вид:

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$G \cos \theta - Y < 0; \tag{10.44}$$

условие нарастания скорости

$$G \sin \theta + P_{м.г} - X = m \frac{dV}{dt} > 0. \tag{10.45}$$

Уравнения движения при резком вводе в пикирование с горизонтального полета имеют вид:

условие искривления траектории вертикальной плоскости

$$G \cos \theta + Y < 0; \tag{10.46}$$

условие нарастания скорости

$$G \sin \theta + P_{м.г} - X = m \frac{dV}{dt} > 0. \tag{10.47}$$

Радиус кривизны при вводе в пикирование. При вводе с разворота радиус пикирования равен:

в горизонтальной плоскости

$$r_{гор}=\frac{G}{g}\cdot\frac{V^2\cos^2\theta}{Y\sin\gamma}=\frac{V^2\cos^2\theta}{g\sin\gamma\, n_y}, \qquad (10.48)$$

в вертикальной плоскости

$$r_{вер}=\frac{G}{g}\cdot\frac{V^2}{(-Y\cos\gamma+G\cos\theta)}=\frac{V^2}{g(-n_y\cos\gamma+\cos\theta)}. \qquad (10.49)$$

Радиус кривизны при вводе в пикирование с прямой равен

$$r_{ввод}=\frac{GV^2}{g(-Y+G\cos\theta)}=\frac{V^2}{g(\cos\theta-n_y)}, \qquad (10.50)$$

где при резком вводе в пикирование n_y имеет отрицательное значение.

Из формул (10.48), (10.49), (10.50) видно, что уменьшение скорости и увеличение перегрузки приводит к уменьшению радиуса. Радиус кривизны траектории на вводе в пикирование зависит, как видно из формул, от скорости, перегрузки и места самолета на траектории. Перегрузка при вводе в пикирование для самолета Як-52 может изменяться от +1 до —3, а для самолета Як-55 — от +1 до —6. При $n_y=0$ наступает явление невесомости.

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.

Уравнения движения на прямолинейном участке имеют вид: условие нарастания скорости

$$P_{м.г}+G\sin\theta-X=m\frac{dV}{dt}>0; \qquad (10.51)$$

условие прямолинейности движения

$$Y-G\cos\theta=0. \qquad (10.52)$$

Из уравнения (10.51) определим величину ускорения:

$$j_y=\frac{g}{G}(G\sin\theta+P_{м.г}-X),$$

после преобразования получим

$$j_y = g\left(\sin\theta + \frac{P_{м.г}}{G} - \frac{X}{G}\right). \qquad (10.53)$$

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 $F_{ц.с} = Y - G\cos\theta$ 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.

Уравнения движения при выводе из пикирования имеют вид: условие нарастания скорости

$$P_{м.г} + G\sin\theta - X = m\frac{dV}{dt} > 0; \qquad (10.54)$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y - G\cos\theta = \frac{mV^2}{r_{верт}} > 0. \qquad (10.55)$$

Радиус кривизны траектории на выводе из пикирования определяется из уравнения (10.55):

$$r_{верт} = \frac{G}{g}\cdot\frac{V^2}{Y - \cos\theta} = \frac{V^2}{g(n_y - \cos\theta)}, \qquad (10.56)$$

где

$$n_y = \frac{Y}{G} > \cos\theta.$$

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

Анализируя формулу (10.56), можно сделать вывод, что чем меньше скорость и больше перегрузка, тем меньше радиус кривизны траектории при выводе из пикирования. Необходимо

помнить, что при $C_y = C_{y\,доп}$ с уменьшением скорости радиус растет.

Для практических расчетов можно определить скорость, угол наклона траектории и перегрузку на выводе из пикирования. При этом необходимо считать $\theta_{ср} = \frac{\theta_п}{2}$, $V_{ср} = V_{нач\ выв}$.

Средний радиус кривизны траектории определяется по формуле

$$r_{ср} = \frac{V^2_{ср}}{g(n_{y\,ср} - \cos\theta_{ср})}. \qquad (10.57)$$

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. Потеря высоты при выводе из пикирования определяется по формуле

$$\Delta H = r_{ср} - r_{ср} \cdot \cos\theta_п,$$

откуда

$$\Delta H = \frac{V^2_{ср}(1 - \cos\theta_п)}{\left(n_{y\,ср} - \cos\frac{\theta_п}{2}\right)}. \qquad (10.58)$$

Величина перегрузки n_y на выводе из пикирования находится из формулы (10.58):

$$n_{y\,ср} = \frac{V^2}{g r_{ср}} + \cos\theta. \qquad (10.59)$$

Анализируя формулу (10.58), можно сделать вывод, что чем больше скорость начала вывода и угол пикирования и чем меньше перегрузка, тем больше потеря высоты на выводе.

Анализируя формулу (10.59), также можно сделать вывод, что перегрузка $n_{y\,ср}$ в процессе вывода — величина переменная и достигает максимального значения при $\theta = 0 (\cos\theta = 1)$.

Для практических расчетов используют следующую формулу перегрузки:

$$n_{y\,ср} = \frac{V^2_{ср}}{G\cos\theta_{ср}} C_y \rho S.$$

Задача 1. Определить высоту, теряемую самолетом Як-52 на выводе из пикирования, скорость вывода $V_{выв\,ср} = 210$ км/ч, $\theta = 60°$, $n_{y\,ср} = 3{,}5$, высота начала вывода $H = 600$ м. Атмосферные условия стандартные.

Решение. 1. По формуле (10.58) определим потерю высоты на выводе из пикирования, учитывая, что $V_{пр} \cong V_{ист}$, $V_{ист} = V_{пр}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_н}}$, следовательно, $V_{ист} = 215$ км/ч,

$$\Delta H = \frac{V^2_{ср}(1-\cos\theta_п)}{g\left(n_{y\,ср}-\cos\frac{\theta_п}{2}\right)} = \frac{59{,}7^2(1-0{,}5)}{9{,}8(3{,}5-0{,}866)} \cong 69 \text{ м}.$$

Задача 2. Определить высоту, теряемую самолетом Як-55 на выводе из пикирования, $V_{выв}=250$ км/ч, $\theta=90°$, $n_{y\,ср}=5$, высота начала вывода $H_{выв}=500$ м. Атмосферные условия стандартные.

Решение. 1. Определим истинную скорость на высоте $H=500$ м:

$$V_{ист}=V_{пр}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}=250\sqrt{\frac{0{,}125}{0{,}1191}}=250\cdot 1{,}025\cong 256 \text{ км/ч}.$$

2. Определим по формуле (10.58) потерю высоты на выводе из пикирования:

$$\Delta H = \frac{V^2_{ср}(1-\cos\theta_п)}{g\left(n_{y\,ср}-\cos\frac{\theta_п}{2}\right)} = \frac{71^2(1-0)}{9{,}8(5-0{,}7071)} = \frac{5041}{42{,}07} \cong 119 \text{ м}.$$

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 переведя 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 пики-

рования обороты двигателя увеличить до максимальных. Перегрузка не должна превышать +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°С и температуры входящего масла в двигатель ниже 40°С;

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), 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.

10.8. ГОРКА

Горка — это кратковременный подъем с целью быстрого набора высоты.

Горка состоит из трех элементов: ввод, прямолинейный участок, вывод (рис. 184).

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 $F_{ц.с} = Y - G \cos \theta$ 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.

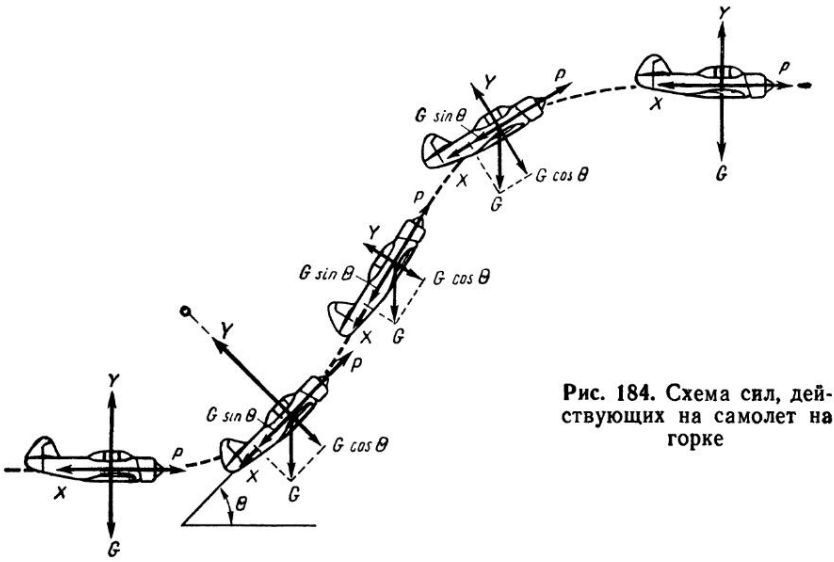


Рис. 184. Схема сил, действующих на самолет на горке

Уравнения движения на вводе в горку имеют вид:
условие падения скорости

$$P—X—G\sin\theta=m\frac{dV}{dt}<0; \tag{10.60}$$

условие искривления траектории

$$Y—G\cos\theta=m\frac{V^2}{r_в}>0. \tag{10.61}$$

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 — $Y-G\cos\theta=0$.

Уравнения движения на прямолинейном участке горки имеют вид:
условие прямолинейности движения

$$Y—G\cos\theta=0; \tag{10.62}$$

условие уменьшения скорости

$$P—X—G\sin\theta=m\frac{dV}{dt}<0. \tag{10.63}$$

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 ($-F_{ц.с} = -Y - G\cos\theta$).

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

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

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

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

Уравнения движения при выводе из горки в горизонтальный полет имеют вид:

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y - G\cos\theta = m\frac{V^2}{r_в} < 0; \qquad (10.64)$$

условие уменьшения скорости

$$P - X - G\sin\theta = m\frac{dV}{dt} < 0. \qquad (10.65)$$

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.

Радиус кривизны траектории. На участке ввода и вывода радиус находится из уравнения (10.61):

$$r_{B_{выв}} = \frac{G}{g} \cdot \frac{V^2_{выв}}{Y - G\cos\theta} = \frac{V^2_{выв}}{g(n_y - \cos\theta)}. \qquad (10.66)$$

Для практических расчетов радиуса кривизны траектории при вводе и выводе из горки применяется формула (10.57) при условии, что $\theta_{ср} = \frac{\theta_г}{2}$;

$$V_{ср_{ввода}} = V_{нач_{ввода}},\ V_{ср_{выв}} = V_{нач_{выв}}.$$

Набор высоты на горке. Для расчета набора высоты на горке применяется формула

$$\Delta H_г = \Delta H_{ввода} + \Delta H_{пр.уч} + \Delta H_{выв}. \qquad (10.67)$$

Ускорение определяется падением скорости на прямолинейном участке горки и находится из уравнения (10.63):

$$j_y = \frac{g}{G}(P - X - G\sin\theta), \qquad (10.68)$$

$$j_y = g\left(\frac{P}{G} - \frac{X}{G} - \sin\theta\right). \qquad (10.69)$$

Задача 1. Определить набор высоты на горке, выполняемой самолетом Як-55 при: $V_{ввода}=300$ км/ч, $V_{нач_{выв}}=170$ км/ч, $n_{y_{ввода}}=5{,}5$, $n_{y_{выв}}=-2{,}5$, $P_{ср}=300$ кг, $H=500$ м, $\theta_г=60°$, атмосферные условия стандартные.

Решение. 1. Определим истинные скорости ввода и вывода из горки:

$$V_{ист_{ввода}} = V_o\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho_н}} = 300 \cdot 1{,}025 = 307 \text{ км/ч};$$

$$V_{выв} = 170 \cdot 1{,}025 = 178 \text{ км/ч}.$$

2. Определим среднее лобовое сопротивление при $V_{ср}=220$ км/ч и $C_x = 0{,}039$:

$$X_{ср} = C_{x_o}\frac{\rho_н V^2_{ср}}{2} \cdot S = 0{,}039\frac{0{,}1191\ 61{,}1^2}{2}\ 14{,}8 = 173{,}2 \text{ кгс}.$$

3. Ускорение торможения на прямолинейном участке горки равно

$$j_y = g\left(\frac{P_{ср}}{G} - \frac{X}{G} - \sin\theta_г\right) = 9{,}8\left(\frac{300}{870} - \frac{172{,}3}{870} - 0{,}866\right) = 6 \text{ м/с}^2.$$

4. Набор высоты на участке ввода и вывода равен

$$\Delta H_{ввода} = \frac{V^2_{ввода}(1 - \cos\theta_г)}{g\left(n_{y_{ср}} - \cos\frac{\theta_г}{2}\right)} = \frac{83{,}3^2(1 - 0{,}5)}{9{,}8(5{,}5 - 0{,}866)} \cong 76 \text{ м};$$

$$\Delta H_{выв} = \frac{V^2_{выв}(1-\cos\theta_г)}{g\left(n_{у\,ср}-\cos\frac{\theta_г}{2}\right)} = \frac{47{,}2^2(1-0{,}5)}{9{,}8(2{,}5-0{,}886)} \approx 65 \text{ м}.$$

5. Найдем набор высоты на прямолинейном участке горки при

$$\Delta V = V_{нач\,уч} - V_{нач_{выв}} = 270-170 = 100 \text{ км/ч};$$

$$\Delta H_{пр_{уч}} = \frac{\Delta V}{j_у} V_{ср}\sin\theta = \frac{28}{6} \cdot 61{,}1 \cdot 0{,}866 = 248 \text{ м}.$$

6. Находим набор высоты при выполнении горки:

$$\Delta H_г = \Delta H_{пр_{уч}} + \Delta H_{ввода} + \Delta A_{выв} = 248+76+65 = 389 \text{ м}.$$

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.

10.9. 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. 185). Набор высоты при выполнении боевого разворота производится в основном за счет запаса кинетической энергии движения (запаса скорости).

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

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

Увеличение крена при заданной перегрузке приводит к снижению 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°, 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°, достигающих своего максимального значения при развороте на 120°. После чего крен и угол набора уменьшаются.

Главное преимущество боевого разворота перед обычным

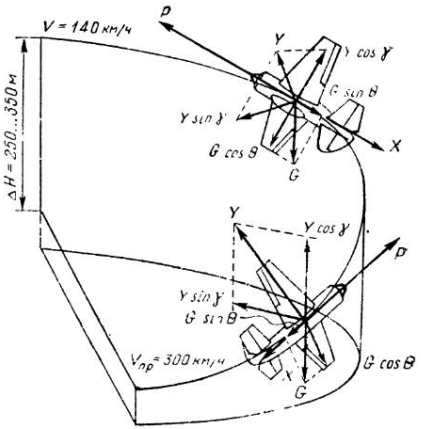


Рис. 185. Схема сил, действующих на самолет при боевом развороте

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.

Схема сил и уравнения движения на боевом развороте

Схема сил, действующих на самолет при выполнении боевого разворота, показана на рис. 185.

При выполнении ввода в боевой разворот увеличивается угол атаки и угол наклона траектории полета. Составляющая подъемной силы $Y\cos\gamma$ становится больше составляющей веса $G\cos\theta$. В результате создается центростремительная сила $Y\cos\gamma - G\cos\theta > 0$, которая искривляет траекторию полета в вертикальной плоскости вверх.

Вторая составляющая подъемной силы $Y\sin\gamma$ является центростремительной силой, искривляющей траекторию полета в горизонтальной плоскости.

В результате действия указанных центростремительных сил самолет будет выполнять маневр с изменением траектории полета в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Для выполнения вывода из боевого разворота необходимо рулями управления уменьшить угол атаки и угол крена, что приведет к уменьшению составляющих подъемной силы $Y\cos\gamma$, $Y\sin\gamma$, увеличению составляющей веса $G\cos\theta$, что в конечном итоге приводит к искривлению траектории полета в вертикальной плоскости вниз за счет центростремительной силы, равной $Y\cos\gamma - G\cos\theta$. Искривление траектории в горизонтальной плоскости уменьшается с уменьшением $Y\sin\gamma$ и становится равной нулю при $\gamma = 0$.

Уравнения движения на вводе в боевой разворот имеют вид:
условие уменьшения скорости

$$P-X-G\sin\theta=m\frac{dV}{dt}<0; \tag{10.70}$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y\cos\gamma-G\cos\theta=m\frac{V^2}{r_{верт}}; \tag{10.71}$$

условие искривления траектории в горизонтальной плоскости

$$Y\sin\gamma=\frac{mV^2\cos^2\theta}{r_{гор}}. \tag{10.72}$$

Уравнения движения на выводе из боевого разворота имеют вид:
условие уменьшения скорости

$$P-X-G\sin\theta=m\frac{dV}{dt}<0; \tag{10.73}$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y\cos\gamma-G\cos\theta=m\frac{V^2}{r_{верт}}; \tag{10.74}$$

условие искривления траектории в горизонтальной плоскости

$$Y\sin\gamma=\frac{mV^2\cos^2\theta}{r_{гор}}. \tag{10.75}$$

При вводе в боевой разворот за счет влияния реакции и гироскопического момента воздушного винта на правом боевом развороте самолет стремится увеличить угол набора и крен, а на левом — уменьшить.

При выводе из боевого разворота на правом боевом развороте самолет стремится увеличить крен, а на левом — уменьшить крен.

Техника выполнения боевого разворота

Боевой разворот выполняется на скорости 300 км/ч, 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 до 90°, и 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.

10.10. БОЧКА

Управляемая бочка — фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 360° с сохранением общего направления полета (рис. 186).

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

Бочки по положению оси вращения относительно горизонта подразделяют на горизонтальные, восходящие, нисходящие; по количеству вращений — одинарные, полуторные, 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. 187).

Основное условие прямолинейности выполнения бочки является равенство подъемной силы самолета и его веса ($Y_в = G$). Подъемная сила $Y_в$ 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 β. При этом будет сохраняться равенство $Z = G$. В перевернутом положении необходимо отклонить ручку управления от себя, тем самым сохранять равенство $Y_в = G$. При разворотах на 45° относительно оси выполнения бочки необходимо отклонить ручку управления и педаль в соответствующую сторону, сохраняя равенство Y+

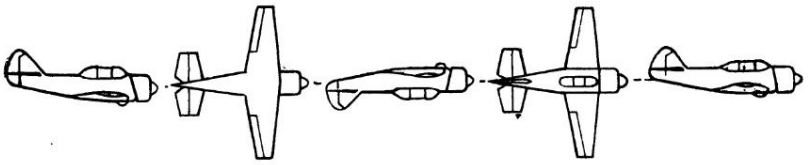


Рис. 186. Управляемая горизонтальная бочка

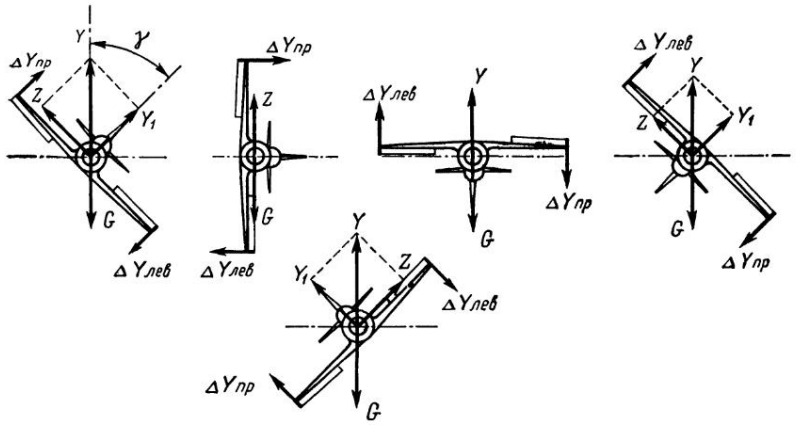


Рис. 187. Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой горизонтальной бочки

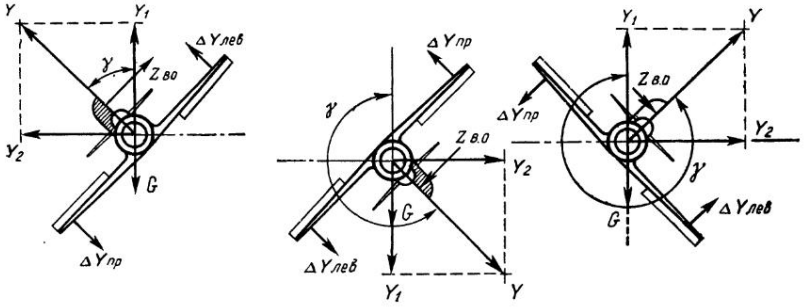


Рис. 188. Схема сил, действующих на самолет при выполнении горизонтальной штопорной бочки

$+Z=G$. Перегрузка при выполнении управляемой бочки имеет небольшую величину, она знакопеременна.

Штопорная бочка представляет собой энергичное вращение самолета на большой скорости и околокритических углах атаки. При этом создается лобовое сопротивление значительной величины, что приводит к значительной потере кинетической энергии движения (скорость резко падает). Вследствие этого 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. 188.

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:

$$M_{x_б} = M_{x_{эл}} + M_{x_{ск}} + M_{x_z}, \qquad (10.76)$$

где $M_{x_б}$ — момент, вращающий самолет относительно оси X; $M_{x_{эл}}$ — момент от элеронов; $M_{x_{ск}}$ — момент от скольжения; M_{x_z} — момент, создаваемый проекцией подъемной силы на ось X.

Техника выполнения управляемой бочки

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

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.

10.11. 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 руским 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 эволюций 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 пере-

грузка n_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. 189.

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 $Y-G\cos\theta>0$ (при больших углах θ), самолет искривляет траекторию полета вверх.

Уравнения движения при вводе имеют вид (положение 1 рис. 189):

условие уменьшения скорости

$$P-X-G\sin\theta=m\frac{dV}{dt}<0; \qquad (10.77)$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y-G\cos\theta=m\frac{V^2}{r_{вв}}>0. \qquad (10.78)$$

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

$$P-X-G=m\frac{dV}{dt}<0; \qquad (10.79)$$

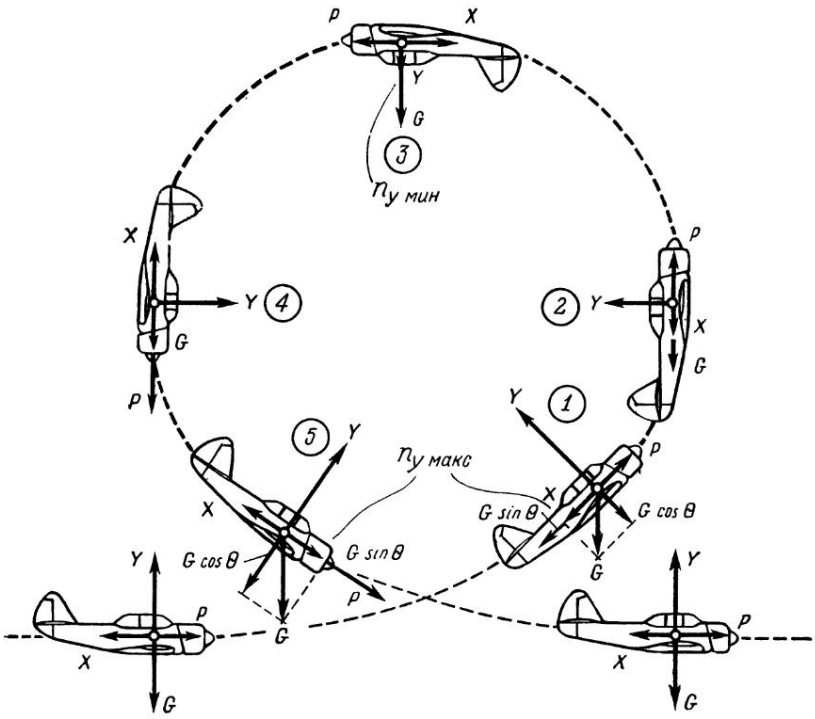


Рис. 189. Схема сил, действующих на самолет при выполнении петли

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y = m\frac{V^2}{r} > 0. \qquad (10.80)$$

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 пикирова-

ния 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

$$Y-G=m\frac{V^2}{r}>0; \tag{10.81}$$

условие увеличения скорости

$$P-X=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.82}$$

Уравнения движения в положении 4 имеют вид:

условие искривления траектории

$$Y=m\frac{V^2}{r}>0; \tag{10.83}$$

условие увеличения скорости

$$G+P_{м.г}-X=m\frac{dV}{dt}. \tag{10.84}$$

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

$$P+G\sin\theta-X=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.85}$$

условие искривления траектории

$$Y-G\cos\theta=m\frac{V^2}{r}>0. \tag{10.86}$$

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.

Изменение скорости на петле определяется по формуле при условии, что угловая скорость изменения траектории постоянна, скорость на вводе равна скорости на выводе, а скорость в верхней точке не менее эволютивной:

$$V = V_0 \frac{n_{y_0} - \cos\theta_0}{n_y - \cos\theta}, \qquad (10.87)$$

где V_0 — начальная скорость; n_{y_0} — начальная перегрузка.

Анализируя формулу (10.87), можно сделать вывод, что скорость ввода в петлю также зависит от величины перегрузки.

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.

Радиус кривизны траектории в процессе выполнения петли изменяется в зависимости от места на траектории и определяется по формуле

$$r = \frac{V^2}{g(n_y - \cos\theta)}. \qquad (10.88)$$

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. 189. Максимальное значение перегрузки n_y 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.

Перегрузка в каждой точке петли определяется по формуле

$$n_y = \frac{V^2}{g \cdot r} + \cos\theta. \qquad (10.89)$$

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 прикировании 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 (нарастает быстро скорость, большая потеря высоты) необходимо отклонением ручки управления на себя увеличить угловую скорость.

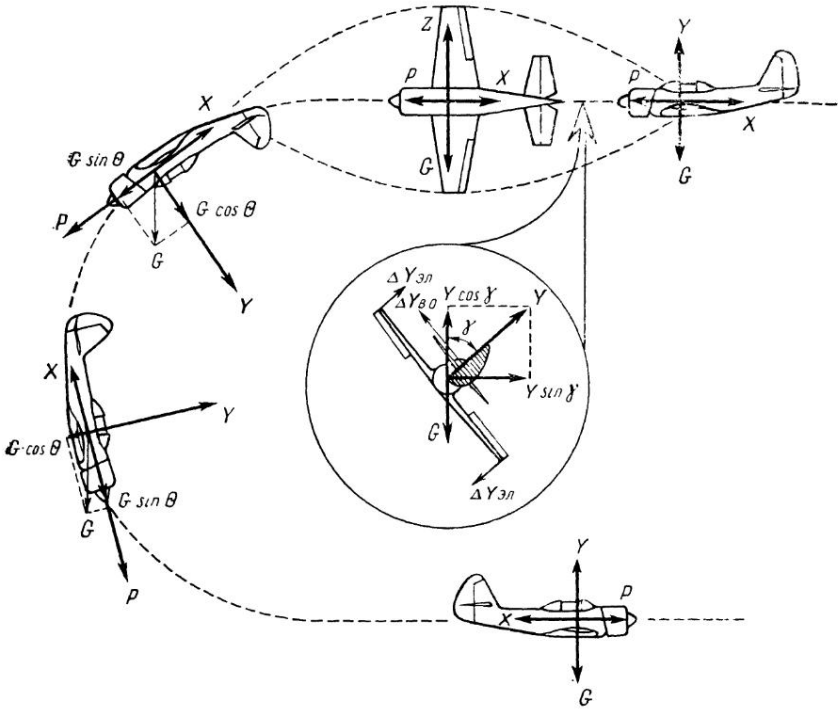


Рис. 190. Схема сил, действующих на самолет при выполнении переворота

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.

10.12. 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. 190).

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.

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

$$\Delta H = \frac{2 \cdot V^2_{ср}}{g\, n_{y\,ср}} \qquad (10.90)$$

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 $Y \cdot \sin\gamma$, 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. 190).

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

$$R_{иск}=Y+G\cos\theta=G(n_y+\cos\theta). \tag{10.91}$$

Радиус кривизны траектории ввода определяется по формуле

$$r_{ввода}=\frac{V^2}{g(n_y+\cos\theta)}. \tag{10.92}$$

Из формулы (10.92) видно — чем больше перегрузка, тем меньше радиус. Но необходимо помнить, что перегрузка ограничена углом атаки, при котором происходит срыв в штопор или штопорное вращение.

В процессе перевернутого пикирования скорость увеличивается, а составляющая веса $G\cos\theta$ уменьшается.

При отвесном пикировании искривляющей силой является подъемная сила Y.

Уравнения движения при отвесном пикировании имеют вид:

условие увеличения скорости

$$P+G=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.93}$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y=m\frac{V^2}{r_{отв\,пик}}>0. \tag{10.94}$$

При выполнении переворота в прямом полете искривляющая сила определяется по формуле

$$R_{иск}=Y-G\cos\theta=G(n_y-\cos\theta). \tag{10.95}$$

Радиус кривизны траектории равен

$$r_{пр.пик}=\frac{V^2}{g(n_y-\cos\theta)}. \tag{10.96}$$

Как видно из формул (10.95) и (10.96), составляющая веса $G\cos\Theta$ препятствует искривлению траектории, поэтому на выводе из пикирования радиус кривизны траектории больше, чем на вводе.

Техника выполнения переворота управляемой полубочкой

Вввод 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 координированности 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 возвратить 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.

10.13. 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 $n_{y_0}=4...5$. 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

$$V=V_0\frac{n_y-\cos\theta_0}{n_y-\cos\theta}. \qquad (10.97)$$

Закон изменения нормальной перегрузки на восходящем участке полупетли следующий:

$$n_y=\frac{V^2}{gr}+\cos\theta. \qquad (10.98)$$

Радиус кривизны траектории определяется по формуле

$$r=\frac{V^2}{g(n_y-\cos\theta)}. \qquad (10.99)$$

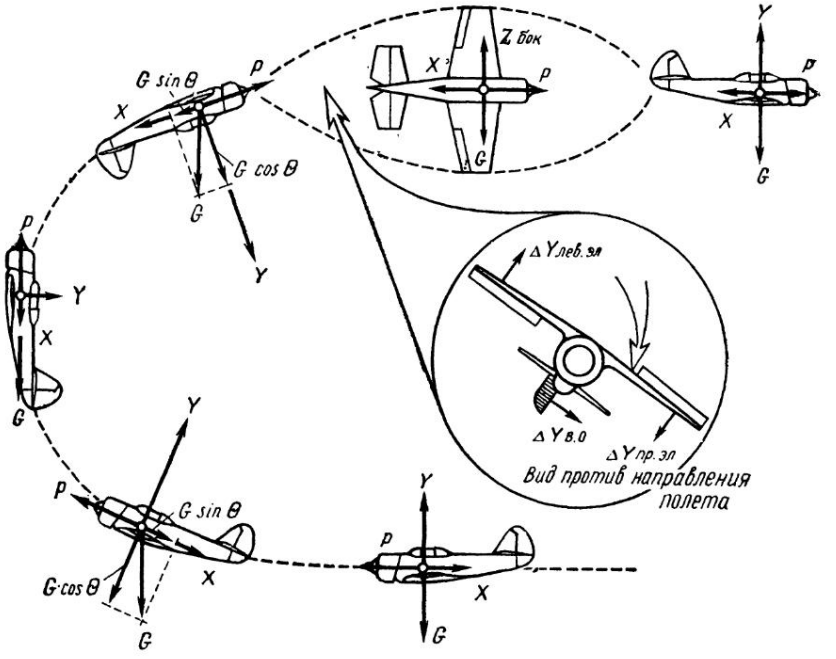


Рис. 191. Схема сил, действующих на самолет при выполнении полупетли

Набор высоты на полупетле находится по формуле

$$\Delta H = \frac{V_0^2 - V^2_{в.т}}{2g}. \qquad (10.100)$$

Время выполнения полупетли определяется по формуле

$$t = 0{,}32 \frac{V_0}{n_{y_0} - 1}. \qquad (10.101)$$

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. 191.

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.

10.14. ПОВОРОТ НА ВЕРТИКАЛИ

Поворот на вертикали представляет собой поворот на горке с углом 90° (рис. 192).

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

Уравнения движения на вводе в вертикаль имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P-X-G\sin\theta = m\frac{dV}{dt}<0; \quad (10.102)$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y-G\cos\theta = m\frac{V^2}{r}>0. \quad (10.103)$$

На вертикальном участке полета вверх уравнения имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P-X-G = m\frac{dV}{dt}<0; \quad (10.104)$$

условие сохранения вертикального полета

$$Y=0. \quad (10.105)$$

Для искривления траектории полета в вертикальной плоскости необходимо отклонить

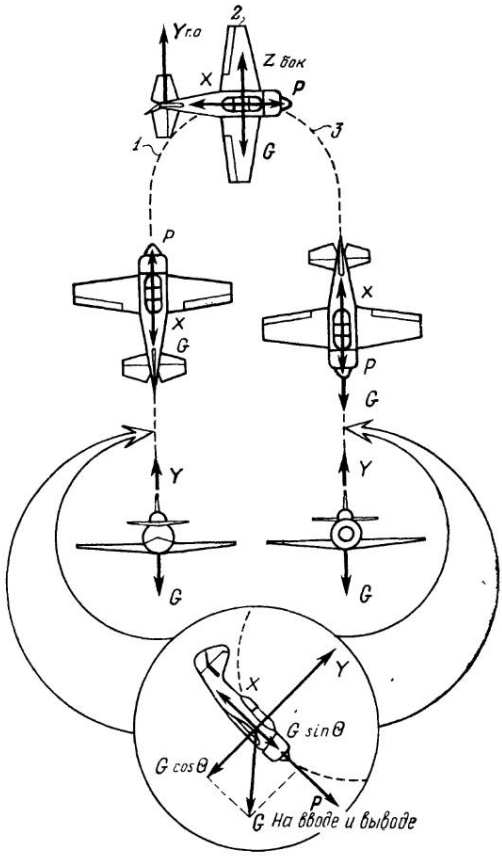


Рис. 192. Схема сил, действующих на самолет при выполнении поворота на вертикали

роль поворота в сторону выполняемого поворота на вертикали. При этом подъемная сила, создаваемая вертикальным оперением $Y_{в.о}$, направлена вверх и совместно с боковой силой, создаваемой фюзеляжем $Z_ф$, создает боковую силу $Z_б$, которая, действуя относительно центра тяжести самолета, искривляет траекторию полета в вертикальной плоскости. Центростремительная сила, искривляющая траекторию полета в вертикальной плоскости, будет равна

$$R_в = Z_б - G\cos\beta. \tag{10.106}$$

Уравнения движения на повороте имеют вид:
условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Z_б - G\cos\beta = m\frac{V^2}{r_в} > 0; \tag{10.107}$$

условие уменьшения скорости (положение 1)

$$P - X - G\sin\beta = m\frac{dV}{dt} < 0; \tag{10.108}$$

условие увеличения скорости (положение 2)

$$P - X = m\frac{dV}{dt} > 0; \tag{10.109}$$

условие увеличения скорости (положение 3)

$$P + G\sin\beta - X = m\frac{dV}{dt} > 0; \tag{10.110}$$

условие вертикального полета вверх и вниз

$$Y = 0. \tag{10.111}$$

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

Уравнения движения при выполнении отвесного пикирования имеют вид:
условие увеличения скорости

$$P + G - X = m\frac{dV}{dt} > 0; \tag{10.112}$$

условие выполнения отвесного пикирования

$$Y = 0. \tag{10.113}$$

Уравнения движения на выводе из пикирования имеют вид:
условие увеличения скорости

$$P + G\sin\theta - X = m\frac{dV}{dt} > 0; \tag{10.114}$$

условие искривления траектории в вертикальной плоскости

$$Y - G\cos\theta = \frac{mV^2}{r} > 0. \qquad (10.115)$$

При выполнении поворота на вертикали на внешнем полукрыле создается подъемная сила бóльшая 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.

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 ($\theta=90°$). 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 полу-

крыла. Влияние гироскопического момента воздушного винта, разворачивающего самолет в горизонтальной плоскости, парировать отклонением ручки управления от себя. Как только самолет повернется на 35...40°, следует уменьшить обороты двигателя (на левом развороте) или затяжелить воздушный винт (на правом развороте).

После выполнения поворота за 10...15° 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.

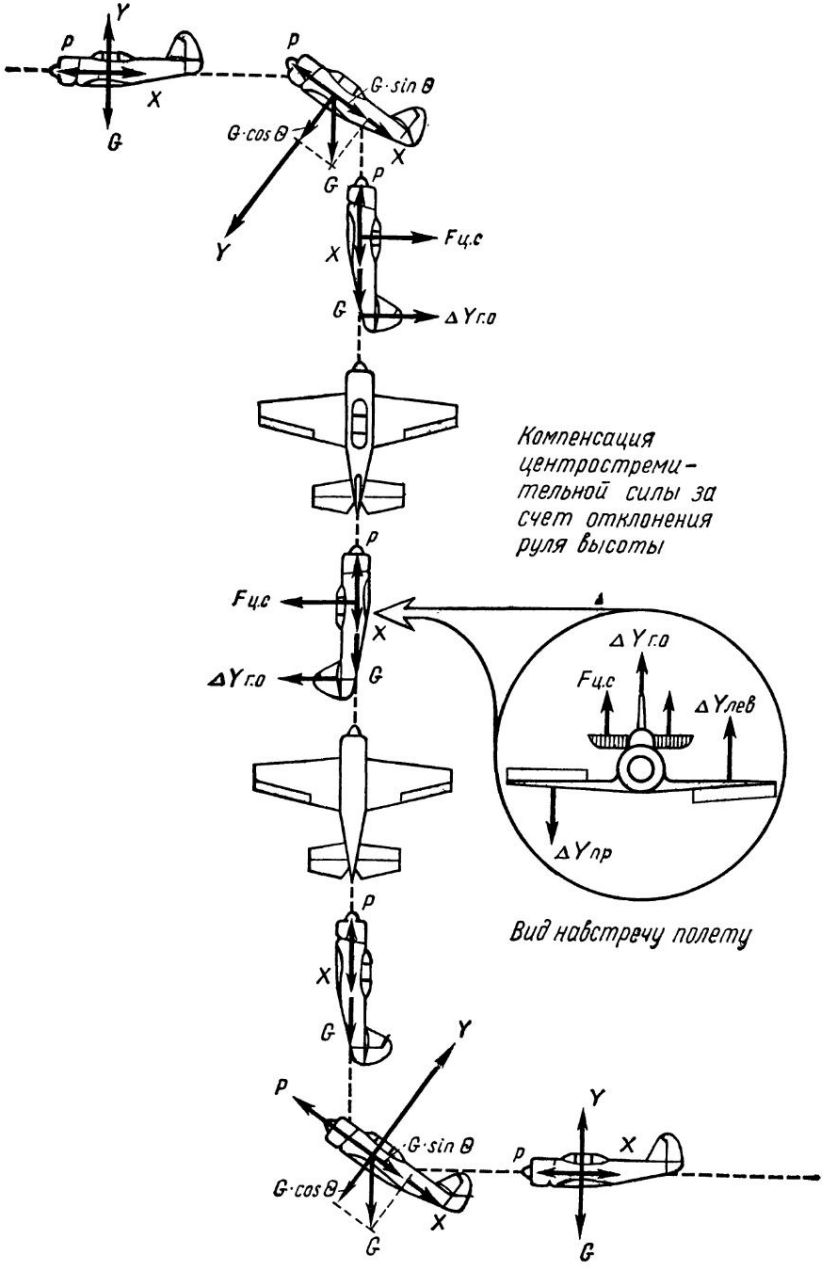


Рис. 193. Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой бочки на вертикали вверх

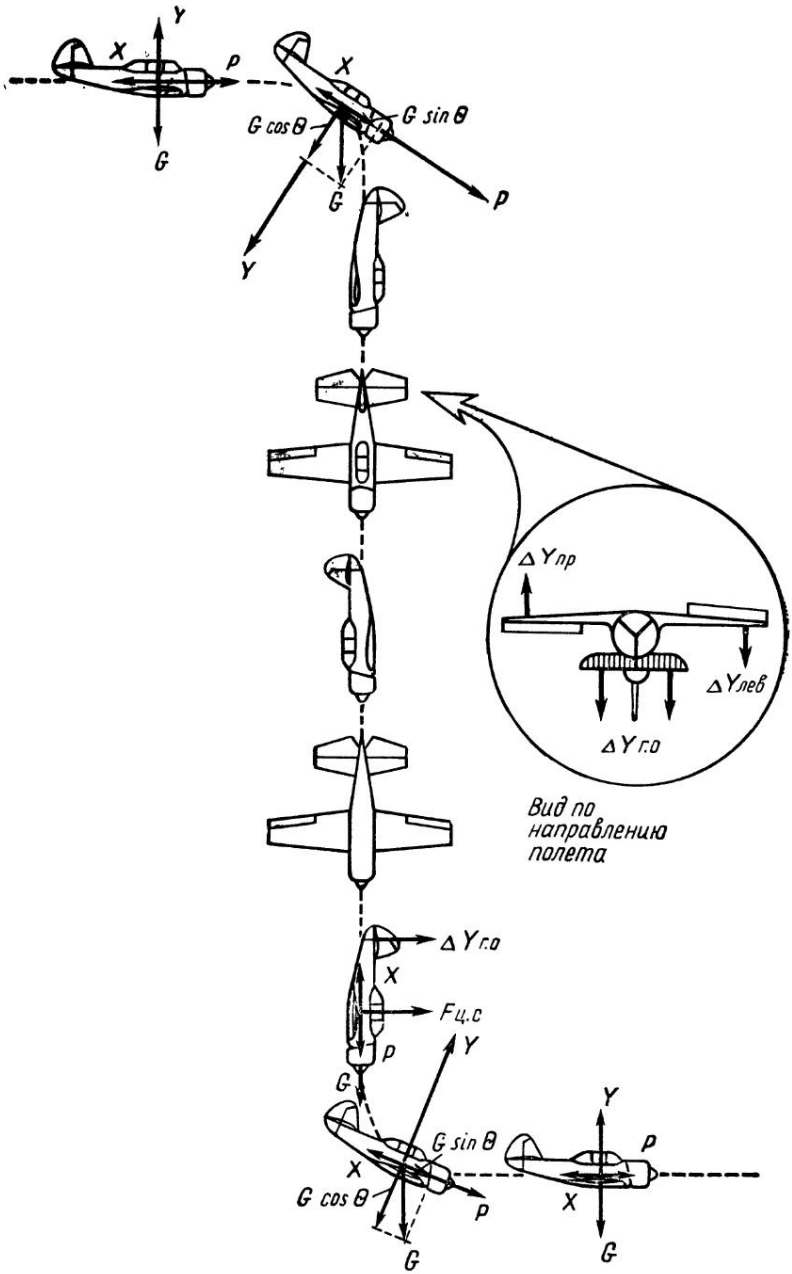


Рис. 194. Схема сил, действующих на самолет при выполнении управляемой бочки на вертикали вниз

10.15. 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. 193, 194).

Схема сил и уравнения движения

Скорость в каждой точке на вводе и выводе из фигуры в горизонтальный полет определяется по формуле

$$V = V_{\text{ввода}_{\text{вывода}}} \left(\frac{n_{y_0} - 2}{n_{y_0} - 1} + \frac{1}{n_{y_0} - 1} \cos\theta \right). \qquad (10.116)$$

Нормальная перегрузка в каждой точке определяется по формуле

$$n_{y_0} = n_{y_0} - 2 + 2\cos\theta. \qquad (10.117)$$

Радиус кривизны траектории в каждой точке определяется по формуле

$$r = \frac{V^2}{g(n_y - \cos\theta)}. \qquad (10.118)$$

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

При выполнении бочки на вертикали на самолет действует центростремительная сила, стремящаяся завалить его на «спину», величина этой силы зависит от скорости вращения и от положения несущих частей самолета и разноса 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 потребные 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.

Уравнения движения при выходе на вертикаль вверх имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P-G\sin\theta-X=m\frac{dV}{dt}<0; \tag{10.119}$$

условие искривления траектории полета вверх

$$Y-G\cos\theta=m\frac{V^2}{r}>0. \tag{10.120}$$

Уравнения движения при выполнении вертикального полета вверх имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P-G-X=m\frac{dV}{dt}<0; \tag{10.121}$$

условие вертикального полета

$$Y=0. \tag{10.122}$$

Уравнения движения при выходе в горизонтальный полет на вертикали вверх имеют вид:

условие увеличения скорости

$$P-G\cos\theta-X=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.123}$$

условие искривления траектории полета вниз

$$Y-G\sin\theta=\frac{mV^2}{r}<0. \tag{10.124}$$

Уравнения движения при выходе из горизонтального полета на вертикаль вниз имеют вид:

условие увеличения скорости

$$P+G\sin\theta-X=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.125}$$

условие искривления траектории полета вниз

$$Y-G\sin\theta=\frac{mV^2}{r}<0. \tag{10.126}$$

Уравнения движения при выполнении отвесного пикирования имеют вид:

условие увеличения скорости

$$P+G-X=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.127}$$

условие отвесного пикирования

$$Y=0. \tag{10.128}$$

Уравнения движения при выводе самолета в горизонтальный полет из отвесного пикирования имеют вид:

условие увеличения скорости

$$P+G\cos\theta-X=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.129}$$

условие искривления траектории вверх

$$Y-G\sin\theta=\frac{mV^2}{r}>0. \tag{10.130}$$

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.

Эти эволюции описываются вышерассмотренными уравнениями движения (10.106)—(10.130).

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, стремящего накренить 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.

10.16. 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 системе фигур пилотажа «Арести» имеются следующие виды колоколов:

с прямого полета — падение вперед;

с прямого полета — падение назад;

с обратного полета — падение вперед;

с обратного полета — падение назад.

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

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

Уравнения движения при выводе самолета на вертикаль имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P-G\cos\theta-X=m\frac{dV}{dt}<0; \qquad (10.131)$$

условие искривления траектории полета вверх

$$Y-G\sin\theta=\frac{mV^2}{r}>0. \qquad (10.132)$$

Уравнения движения при выполнении полета на вертикали вверх имеют вид:

условие уменьшения скорости

$$P-G-X=m\frac{dV}{dt}<0; \qquad (10.133)$$

условие вертикального полета

$$Y=0. \qquad (10.134)$$

Уравнения движения при скорости, равной нулю, имеют вид:

условие нулевой скорости

$$P-G=m\frac{dV}{dt}=0; \qquad (10.135)$$

условие сохранения вертикального положения

$$Y=0. \tag{10.136}$$

Уравнения движения при падении на «хвост» имеют вид:
условие нарастания скорости

$$G-X=-m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.137}$$

условие поворота самолета

$$M_{x_{г.о}}>0. \tag{10.138}$$

Уравнения движения при положении самолета в горизонте и переходе из пикирования на «хвост» в прямое пикирование имеют вид:
условие нулевой скорости

$$P_{м.г}-X=m\frac{dV}{dt}=0; \tag{10.139}$$

условие горизонтального положения

$$G=X. \tag{10.140}$$

Уравнения движения при отвесном пикировании имеют вид:
условие нарастания скорости

$$P+G-X=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.141}$$

условие отвесного пикирования

$$Y=0. \tag{10.142}$$

Уравнения движения при выводе в горизонтальный полет имеют вид:
условие нарастания скорости

$$P+G\cos\theta-X=m\frac{dV}{dt}>0; \tag{10.143}$$

условие искривления траектории вверх

$$Y-G\sin\theta=\frac{mV^2}{r}>0. \tag{10.144}$$

Схема сил, действующих на самолет при выполнении колокола с прямого полета с падением вперед и выходом в прямой полет, показана на рис. 195.

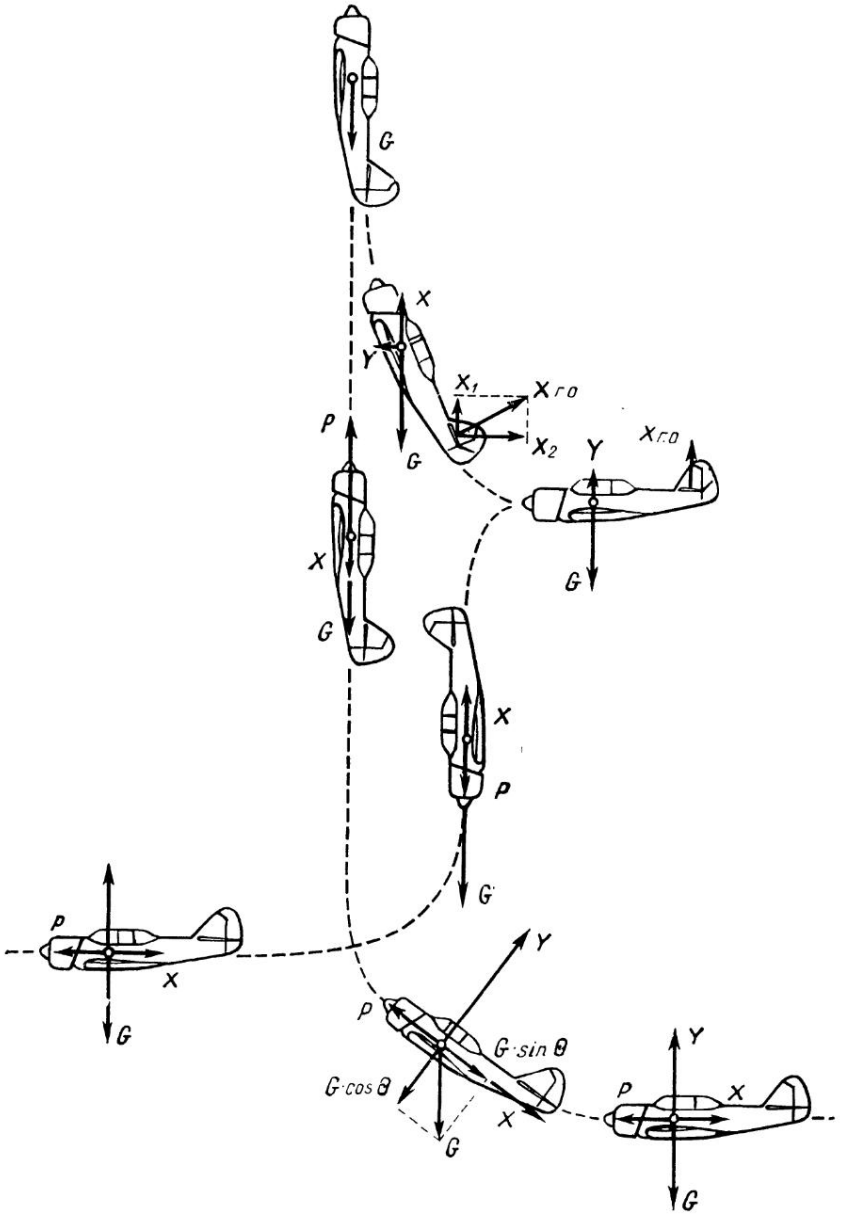


Рис. 195. Схема сил, действующих на самолет при выполнении колокола с падением вперед

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».

Глава 11. АЭРОДИНАМИКА ПЕРЕВЕРНУТОГО ПОЛЕТА

Перевернутым полетом называется полет самолета в положении вверх шасси при отрицательных углах атаки. В этом положении на самолет действует отрицательная подъемная сила, а при выполнении криволинейного полета (движения) — также и отрицательная перегрузка.

В дальнейшем перевернутый полет будем называть **обратным полетом** и будем подразделять на обратный горизонтальный полет, обратное пикирование и горку. Если выполняется криволинейное движение — **обратным пилотажем.**

Вследствие обратного действия подъемной силы обратный полет имеет ряд особенностей:

управление самолетом в обратном полете изменяется — для увеличения угла атаки необходимо ручку управления отклонять от себя, а для уменьшения — наоборот; для накренения самолета вправо — ручку управления отклонять влево, а для накренения влево — наоборот; для поворота самолета вправо — отклонять педаль влево, а для накренения влево — наоборот, т. е. летчику приходится делать обратные движения ручкой управления и педалями;

летчик при выполнении обратного полета висит на привязных ремнях, что требует хорошей летной и физической подготовки. Обратные перегрузки переносятся летчиком тяжелее. При отрицательных перегрузках летчика не прижимает к сиденью, а, наоборот, отделяет от него. Следовательно, привязные ремни должны обладать большой прочностью и плотно прилегать к телу, а педали устроены так, чтобы можно было прикрепить к ним ноги летчика, не ограничивая при этом возможность отклонять педали на максимальную величину.

Переход из нормального прямого полета в обратный полет может быть выполнен разными способами. Наиболее удобен переход управляемой полубочкой в горизонте или выполнением первой половины петли Нестерова.

Как уже ранее говорилось, обратный полет может быть осуществлен по прямолинейной и криволинейной траектории. Схемы сил, действующих на самолет в обратном полете, остают-

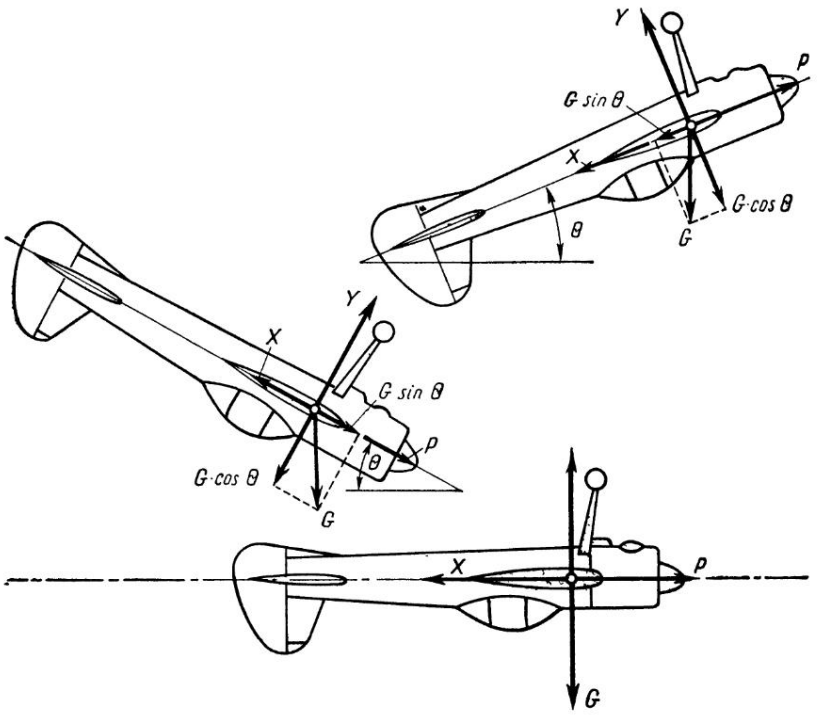


Рис. 196. Схема сил, действующих на самолет в перевернутом (обратном) полете:

а — горизонтальный полет; *б* — набор высоты; *в* — планирование

ся те же, что и в прямом полете. Для самолета Як-55, имеющего симметричное крыло, особенностей выполнения обратного полета в отличие от прямого практически нет. Для самолета Як-52 вследствие обратного обтекания несимметричного крыла имеются ряд особенностей пилотирования:

в обратном полете крыло работает обратной стороной, т. е. на невыгодных аэродинамических условиях (малые C_y и большие C_x). Ухудшается аэродинамическое качество, что ведет к снижению летных качеств самолета (см. рис. 30, 42);

управление самолетом ухудшается, летчику приходится прикладывать значительные усилия к ручке управления для увеличения угла атаки, а для уменьшения угла атаки эти усилия меньше, чем в прямом полете;

запас рабочих углов атаки меньше, чем в прямом полете.

Схему сил, действующих на самолет в обратном полете, смотри на рис. 196.

11.1. 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 скоса 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.

Глава 12. ШТОПОР САМОЛЕТА

Основоположником теории штопора является Пышнов В. С.

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 пониманий его физической

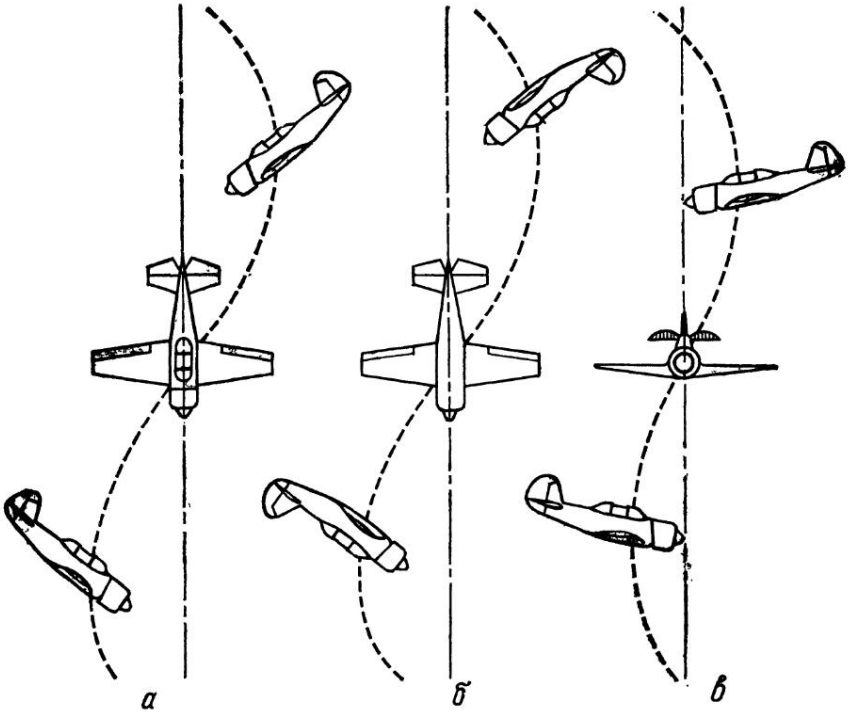


Рис. 197. Штопор самолета:
а — прямой; *б* — обратный; *в* — плоский

сущности. Штопор выполняется на самолетах Як-52 и Як-55 как с учебной целью, для тренировки летного состава, а также как фигура спортивного пилотажа.

Существуют два вида штопора: нормальный (прямой) и обратный (перевернутый) (рис. 197).

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 положе 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 рулей как на вводе, так и особенно на выводе самолета из штопора.

12.1 СРЫВ В ШТОПОР НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ

Может быть при одновременном уменьшении скорости полета и увеличении угла атаки (рис. 198). 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 удается, 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. 198, 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

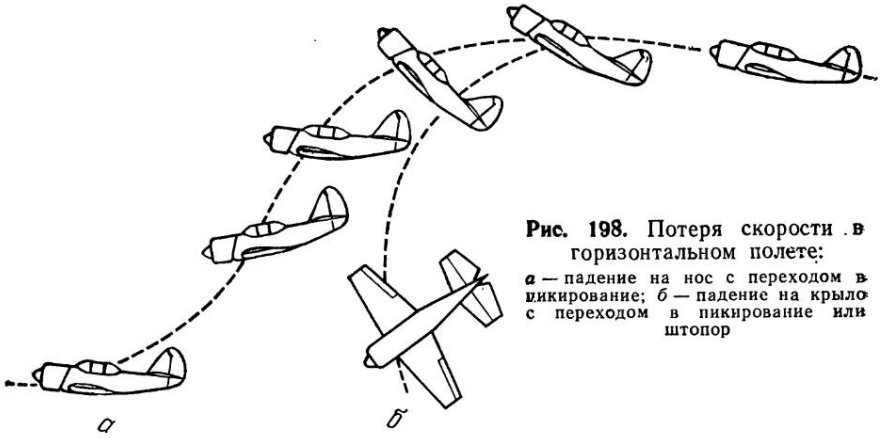


Рис. 198. Потеря скорости в горизонтальном полете:
а — падение на нос с переходом в пикирование; *б* — падение на крыло с переходом в пикирование или штопор

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.

12.2. САМОВРАЩЕНИЕ КРЫЛА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ. ПРЯМОЙ ШТОПОР

При потере скорости и накренении самолета происходит увеличение углов атаки у опускающегося полукрыла и уменьшение их у поднимающегося полукрыла (рис. 199). Если полет происходит на малых или средних углах атаки, то указанное изменение углов атаки создает торможение (демпфирование) крена (рис. 200).

На критических или закритических углах атаки случайное накренение 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 $C_{y_{оп}}$; у поднимающегося полукрыла, у которого углы атаки уменьшаются ($\alpha_{под}$), коэффициент подъемной силы $C_{y_{под}}$ уменьшается в меньшей степени или даже может возрасти (рис. 201). В результате этого подъемная сила опускающегося полукрыла, имеющего большие углы ата-

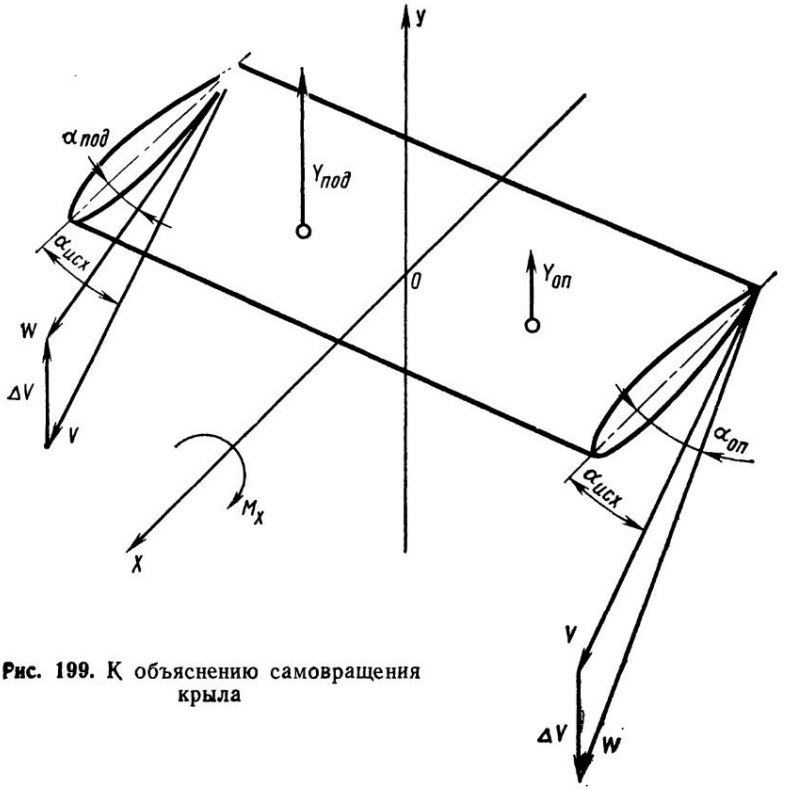


Рис. 199. К объяснению самовращения крыла

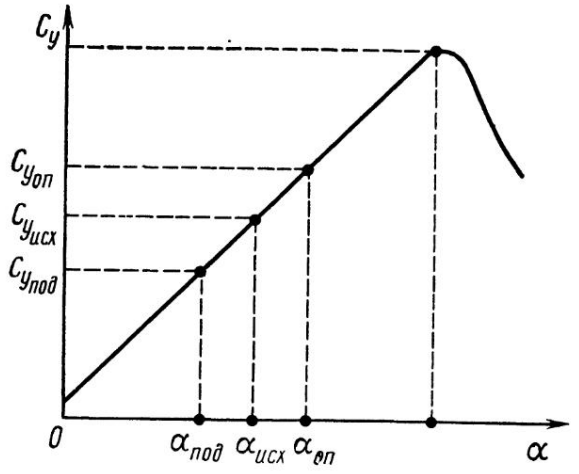


Рис. 200. К объяснению демпфирования крыла

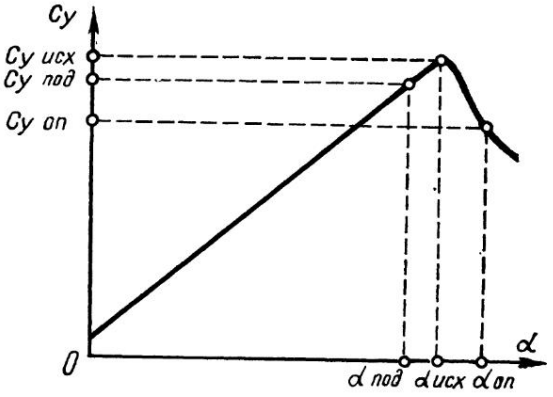
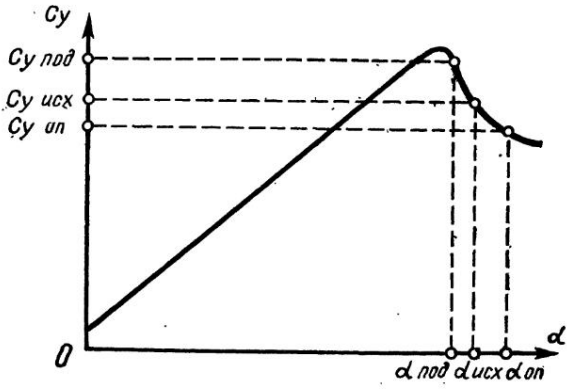


Рис. 201. К объяснению самовращения крыла



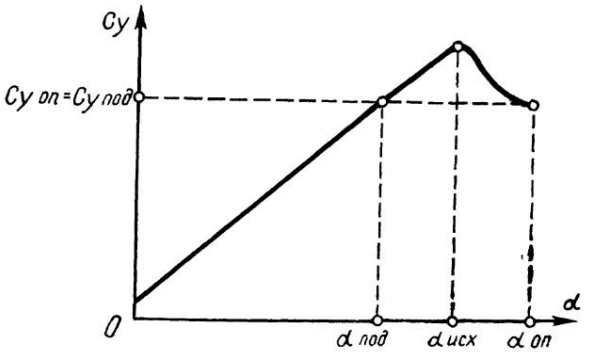


Рис. 202. Соотношение подъемных сил опускающегося и поднимающегося полукрыльев при установившемся самовращении

ки, оказывается меньшей, чем у поднимающегося полукрыла, вследствие чего на самолет будет действовать момент самовращения M_x (см. рис. 199), направленный в сторону первоначального накренения самолета. Это явление — самовращение, или авторотация, лежит в основе штопора самолета.

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 накренения не будет возрастать безгранично. При некоторой угловой скорости вращения наступает равенство $C_{y_{оп}} = C_{y_{под}}$ (рис. 202), 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).

12.3. 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 околокритическими 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 ($-C_{y_{макс}}$), 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 штопо-

ра. Выход самолета из перевернутого штопора более прост и надежен, чем из прямого. Это объясняется тем, что значения $C_{y_{макс}}$ 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.

12.4. 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 растет 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°. 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.

12.5. 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.

Ось спирали, по которой движется самолет (его центр тя-

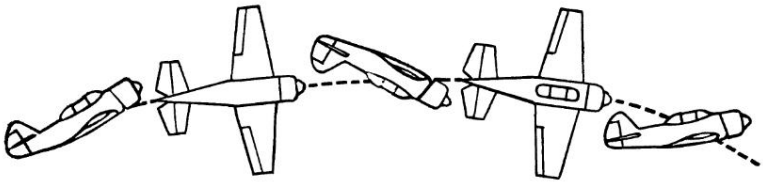


Рис. 203. Параболический участок штопора

жести), на первых витках штопора близка к параболе (рис. 203). 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 внизу 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. 204). 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-

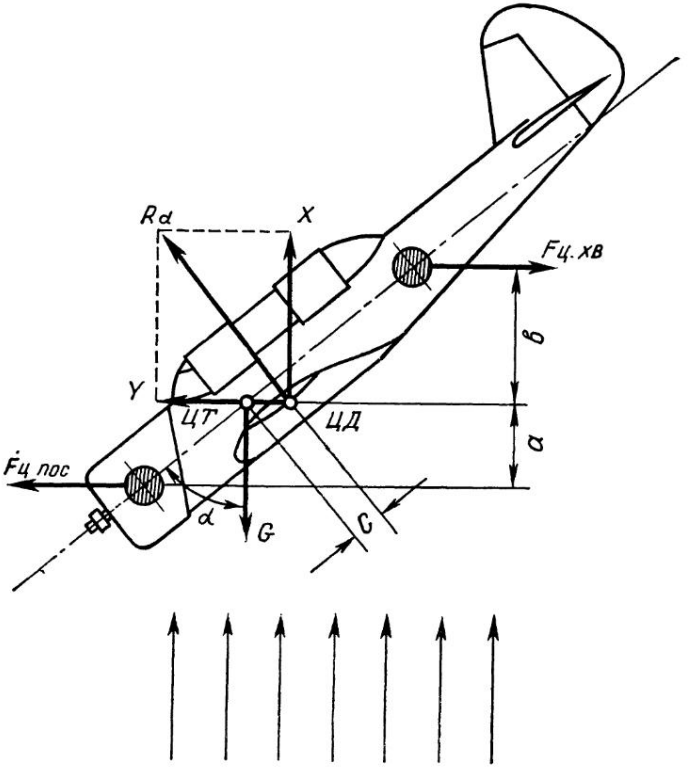


Рис. 204. Схема сил, действующих на самолет при выполнении штопора. Влияние инерционных сил разнесенных грузов

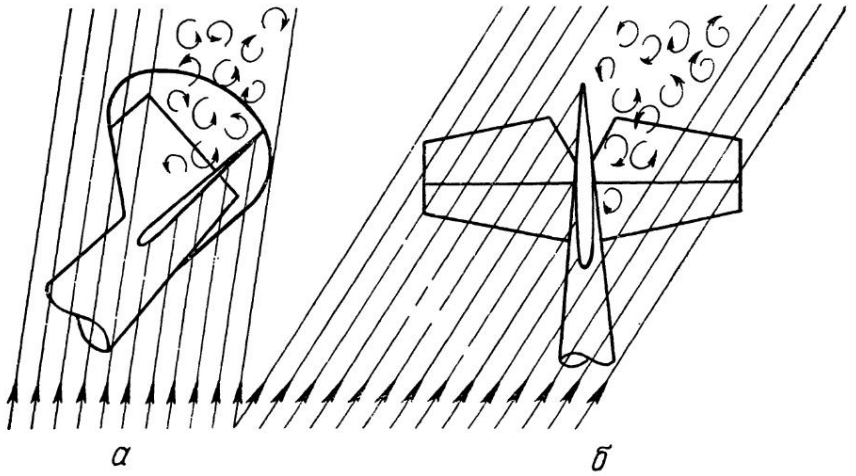


Рис. 205. Аэродинамическое затенение рулей при штопоре

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.

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. 205).

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 стрем-

ление 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 углы 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.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 3
Глава 1. **Общие сведения о воздухе и его свойствах** 5

1.1. Атмосфера земли 5
1.2. Основные параметры воздуха 7
1.3. Физические свойства воздуха 12
1.4. Международная стандартная атмосфера 13

Глава 2. **Основные законы движения воздуха** 14

2.1. Основы молекулярно-кинетической теории 14
2.2. Принцип обратимости. Аэродинамическая труба 15
2.3. Установившийся воздушный поток 17
2.4. Ламинарный и турбулентный воздушный поток 18
2.5. Пограничный слой 18
2.6. Уравнение неразрывности струи воздушного потока . . . 20
2.7. Статическое давление и скоростной напор. Уравнение Бернулли 22
2.8. Измерение скорости воздушного потока. Указатель скорости 25

Глава 3. **Аэродинамические силы** 27

3.1. Обтекание тел воздушным потоком 27
3.2. Несимметричное обтекание тела и возникновение полной аэродинамической силы 29
3.3. Возникновение силы лобового сопротивления 32

Глава 4. **Характеристики самолетов Як-52 и Як-55. Аэродинамическая компоновка самолета** 33

4.1. Геометрические характеристики самолетов Як-52 и Як-55 . 35
4.2. Основные летно-технические характеристики самолета Як-55 36
4.3. Основные летно-технические характеристики самолета Як-52 36
4.4. Летные ограничения самолетов Як-52 и Як-55 37
4.5. Аэродинамическая компоновка самолетов Як-52 и Як-55 . 38

Глава 5. **Аэродинамические характеристики самолетов Як-52 и Як-55** 42

5.1. Характеристики крыла в плане 44
5.2. Аэродинамические силы крыла 47
5.3. Подъемная сила крыла 48
5.4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки . 50
5.5. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла от его формы и профиля 52
5.6. Лобовое сопротивление крыла 54
5.7. Лобовое сопротивление самолета 59
5.8. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки 60
5.9. Поляра самолета 63
5.10. Аэродинамическое качество самолета, его зависимость от угла атаки 64

5.11. Механизация крыла самолета Як-52. Принцип работы посадочных щитков и влияние их выпуска на аэродинамические характеристики 65
5.12. Учет аэродинамической интерференции 66
5.13. Влияние земной поверхности на обтекание крыла воздушным потоком 68

Глава 6. **Силовая установка. Аэродинамика воздушных винтов** . 71

6.1. Назначение силовой установки и общие сведения о воздушных винтах 71
6.2. Геометрические характеристики винта 72
6.3. Аэродинамические характеристики воздушных винтов . . 75
6.4. Зависимость тяги винта от скорости полета. Влияние высоты полета на тягу винта 79
6.5. Мощность, потребная на вращение воздушного винта . . . 80
6.6. Коэффициент полезного действия воздушного винта. Зависимость КПД от высоты и скорости полета 81
6.7. Винты изменяемого шага 83
6.8. Действие на лопасть винта собственных центробежных сил 85
6.9. Воздушный винт В530ТА-Д35 88
6.10. Совместная работа воздушного винта В530ТА-Д35 и регулятора оборотов Р-2 88
6.11. Работа воздушного винта и регулятора оборотов на равновесном режиме 89
6.12. Принудительное изменение шага воздушного винта . . . 92
6.13. Взаимное влияние воздушного винта и самолета . . . 93

Глава 7. **Установившийся прямолинейный полет самолета** . . 94

7.1 Установившийся горизонтальный полет 95
7.2. Установившийся подъем самолета 120
7.3. Установившееся планирование самолета 133

Глава 8. **Балансировка, устойчивость и управляемость самолета** . 147

8.1. Принцип действия рулей управления 152
8.2. Средняя аэродинамическая хорда крыла 153
8.3. Центр давления 155
8.4. Центр тяжести. Весовые и центровочные данные 156
8.5. Фокус крыла самолета 158
8.6. Балансировка самолета 161
8.7. Устойчивость самолета 172
8.8. Боковая балансировка самолета 179
8.9. Поперечная, путевая и боковая устойчивость самолета . . 184
8.10. Продольная управляемость самолета 196
8.11. Поперечная управляемость самолета 201
8.12. Путевая управляемость самолета 204
8.13. Боковая управляемость самолета 206

Глава 9. **Взлет и посадка самолета** 210

9.1. Взлет самолета 210
9.2. Посадка самолета 240

Глава 10. **Криволинейное движение** 257

10.1. Общее понятие о криволинейном полете 258
10.2. Действие рулей управления в криволинейном полете . . . 259
10.3. Влияние гироскопического момента воздушного винта . . 260
10.4. Аэродинамические перегрузки 262
10.5. Вираж самолета 267
10.6. Спираль 284
10.7. Пикирование 291

10.8. Горка 299
10.9. Боевой разворот 304
10.10. Бочка 308
10.11. Петля Нестерова 312
10.12. Переворот 319
10.13. Полупетля Нестерова 324
10.14. Поворот на вертикали 327
10.15. Управляемая бочка на вертикали вверх и вниз 333

Глава 11. Аэродинамика перевернутого полета 342

11.1. Устойчивость и управляемость самолета в обратном полете 344

Глава 12. Штопор самолета 344

12.1. Срыв в штопор на малой высоте 346
12.2. Самовращение крыла на больших углах атаки. Прямой штопор 347
12.3. Перевернутый штопор 350
12.4. Плоский штопор 351
12.5. Факторы, влияющие на штопор самолета 352