

Практическая аэродинамика самолета Ан-2. Изд. 2-е, перераб. и доп. Шифрин М. Н. Изд-во «Транспорт», 1972 г. стр. 1—200.

В книге изложены основные свойства и законы движения воздуха и аэродинамические силы крыла, особенности компоновки и аэродинамические характеристики самолета Ан-2, высотная характеристика и основные режимы работы двигателя, геометрические, кинематические характеристики, аэродинамические силы и другие характеристики воздушного винта; равновесие, устойчивость и управляемость самолета, штопор и горизонтальный полет, подъем и снижение, виражи и стандартные развороты самолета, взлет и посадка самолета, особенности полета в условиях обледенения, летняя эксплуатация и прочность самолета, характерные ошибки, допускаемые пилотами при выполнении элементов полета, влияние установки сельскохозяйственной аппаратуры на аэродинамические и летные характеристики самолета.

Учебное пособие предназначено для курсантов и слушателей училищ и школ гражданской авиации. Оно может быть использовано летным и инженерно-техническим составом производственных подразделений гражданской авиации, ВВС и ДОСААФ.

Рис. 104, табл. 9.

3-18-6
90-72

Меер Нафтулович Шифрин

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА Ан-2

Редактор **М. И. Чесноков**

Обложка худ. **А. М. Азерского**

Технический редактор **Г. П. Головкина**

Корректоры **В. Н. Капусткина, Т. Н. Никольская**

Сдано в набор 16/VI-1971 г. Подписано в печать 15/III-1972 г.
Бумага 60×90¹/₁₆. Печ. л. 12,5. Уч.-изд. л. 13,3. Т03307.
Тираж 16 000 экз. Цена 58 коп. Заказ № 5656.
Изд. № 1-1-2/17 № 5084.
Издательство «Транспорт», Москва, Б-174, Басманный туп., ба

Типография изд-ва «Волжская коммуна», г. Куйбышев,
пр. Карла Маркса, 201.

Аэродинамика — наука о законах движения воздуха и воздействии его на обтекаемое тело.

Выдающаяся роль в создании основ аэродинамики и дальнейшем ее развитии принадлежит отечественным ученым.

Аэродинамика разделяется на теоретическую, экспериментальную и прикладную.

Теоретическая аэродинамика — наука об общих закономерностях движения газов и действии этих газов на твердые тела. Она развивается на основе современных достижений математики, физики и экспериментальной аэродинамики.

Экспериментальная аэродинамика изучает движение воздуха и его силовые действия на тела путем проведения опытов при помощи специальных приборов в аэродинамических лабораториях или путем исследования самолетов непосредственно в полете. Такие исследования называются летными испытаниями.

Прикладная аэродинамика, пользуясь данными теоретической и экспериментальной аэродинамики, разрабатывает теорию полета и создает методы аэродинамического расчета, конструирования и летных испытаний самолета.

Раздел прикладной аэродинамики, охватывающий вопросы расчета и конструирования самолета и его составных частей, называется аэродинамикой самолета.

Аэродинамика самолета в сочетании с теорией и техникой полета применительно к конкретному самолету называется *практической аэродинамикой самолета*.

Глубокие знания практической аэродинамики самолета являются залогом быстрого овладения техникой пилотирования и обеспечивают безопасность полета.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Площадь крыла	S	Аэродинамический момент	M
Размах »	l	Дальность полета и планирования, длина разбега и пробега, длина взлетной и посадочной дистанции	L
Длина хорды крыла	b	Мощность	N
Относительная толщина профиля крыла	\bar{c}	Число оборотов коленчатого вала двигателя и перегрузка	n
Кривизна профиля крыла, коэффициент трения	f	Поступь и сила авторотации винта	A
Удлинение крыла	λ	Угол установки лопасти	φ
Угол атаки	α	Коэффициент полезного действия винта (к. п. д.)	η
» траектории полета с горизонтом	Θ	Сила трения, инерции и реакции	F
Угол крена	γ	Вес	G
» отклонения руля	δ	Скоростной напор и километровый расход топлива	q
» скольжения	β	Часовой расход топлива	C_h
Сила по скорости полета	X	Удельный расход топлива	C_e
Полная аэродинамическая сила	R	Сила тяги	P
Сила лобового сопротивления	Q	Радиус	r
Подъемная сила	Y	Ускорение	j
Боковая аэродинамическая сила	Z	Плотность воздуха	ρ
Коэффициент полной аэродинамической силы	c_R	Масса	m
Коэффициент силы лобового сопротивления	c_x	Давление	p
Коэффициент подъемной силы	c_y	Центр тяжести	ц. т.
Скорость полета (потока)	V	» давления	ц. д.
Скорость ветра (или результирующая)	W	Центровка самолета	X_T
Окружная скорость	u	Степень управляемости, угол скоса потока	ϵ
Высота полета, шаг винта	H	Средняя аэродинамическая хорда	$СAX$
Аэродинамическое качество	K		

Примечания 1. Если данное обозначение имеет несколько значений, то к нему прибавляется соответствующий индекс. Например, скорость, потребная для подъема, — $V_{под}$, максимальная скорость — V_{max} , угол качества — Θ_k .

2. Значок Δ (дельта) указывает на приращение или разность величин, перед которыми он поставлен (ΔV , ΔN , ΔY).

Греческие буквы, встречающиеся в тексте

α — альфа;	Σ — сигма;	Θ — тета;	ρ — ро;
β — бета;	δ — дельта;	λ — ламбда;	φ — фи;
γ — гамма;	η — эта;	π — пи;	ϵ — эpsilon.

ОСНОВНЫЕ СВОЙСТВА И ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУХА

1. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВОЗДУХА

Воздух представляет собой смесь различных газов, в состоянии неподвижности он характеризуется параметрами: давлением (p), температурой (T) и плотностью (ρ).

Давление — сила, перпендикулярно действующая на единицу поверхности. За единицу давления принята техническая атмосфера ($ат$) — давление, равное одному килограмму на один квадратный сантиметр ($кг/см^2$). По Международной системе единиц (СИ) давление измеряется в ньютонах на квадратный метр ($н/м^2$) (см. приложение)¹.

Давление, вызываемое массой вышележащих слоев воздуха и ударами хаотически движущихся молекул его, называется атмосферным давлением и обычно измеряется в миллиметрах высоты столба какой-либо жидкости.

Давление в $1 кг/см^2$ уравновешивается столбом ртути высотой в 735,6 мм:

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

где B — атмосферное давление, выраженное в мм рт. ст.

Температура — степень нагретости — характеризует скорость хаотического движения молекул: чем больше температура, тем быстрее движутся молекулы и наоборот.

Измерение температуры может производиться по двум шкалам: Цельсия и Кельвина. За 0° по шкале Цельсия принята температура таяния льда; а за 100° — температура кипения воды при давлении в обоих случаях, равном 760 мм рт. ст. За 0° по шкале Кельвина принята температура, при которой прекращается хаотическое (тепловое) движение молекул. Такая температура соответствует — 273° по шкале Цельсия.

¹ В связи с введением системы СИ (с 1 января 1963 г. ГОСТ 9867-61) приложением к учебному пособию дана таблица единиц измерений и переводных множителей для перевода единиц измерения из технической системы МКГСС в систему СИ.

Температура в градусах Цельсия обозначается $t^{\circ}\text{C}$, а в градусах Кельвина — $T^{\circ}\text{K}$. Связь между ними выражается формулой

$$T^{\circ}\text{K} = t^{\circ}\text{C} + 273.$$

Плотность газа — это масса, заключенная в единице объема. Она определяется по формуле

$$\rho = \frac{m}{v} \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^3} \right),$$

где m — масса, $\text{кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}$; v — объем воздуха, м^3 .

При изменении давления или температуры изменяется объем газа, а следовательно, изменяется и его плотность. В связи с этим для определения плотности воздуха целесообразно пользоваться формулой

$$\rho = 0,0473 \frac{B}{T} \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^3} \right),$$

где B — давление, *мм рт. ст.*; T — температура воздуха, $^{\circ}\text{K}$.

2. ОСНОВНЫЕ ФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ВОЗДУХА

Воздух характеризуется такими физическими свойствами, как цвет, прозрачность, тепло, электропроводимость, инертность, вязкость и сжимаемость.

Существенное влияние на силы, возникающие при движении тел в воздухе, оказывают инертность, вязкость и сжимаемость.

Инертность — способность сопротивляться изменению состояния относительного покоя или прямолинейного равномерного движения. Мерой инертности является плотность, с увеличением которой инертность воздуха увеличивается.

Вязкость — способность воздуха сопротивляться взаимному сдвигу своих частиц. Причиной вязкости являются силы внутреннего трения частиц друг о друга при их взаимном перемещении.

Сжимаемость — способность воздуха изменять свой объем, а следовательно, и плотность при изменении давления и температуры. Сжимаемость характеризуется отношением изменения плотности ($\Delta\rho$) к изменению давления (Δp), т. е. величиной $-\frac{\Delta\rho}{\Delta p}$.

Чем больше отношение, тем больше сжимаемость и наоборот.

Таким образом, изменение параметров воздуха посредством изменения физических свойств его оказывает влияние на величину тех сил, которые возникают при движении тела в воздухе. Поэтому один и тот же самолет, испытанный в различных местах земного шара (при различных параметрах воздуха) или испытанный в различное время суток при одинаковых прочих условиях, покажет разные летные данные.

Таблица 1

Высота, м	Давление, мм рт. ст.	Темпера- тура, °С	Плотность, кг · сек ² /м ⁴	Высота, м	Давление, мм рт. ст.	Темпера- тура, °С	Плотность, кг · сек ² /м ⁴
0	760	15,0	0,125	2 500	560	-1,3	0,096
500	716	11,8	0,119	3 000	526	-4,5	0,093
1 000	674	8,5	0,113	3 500	493	-7,8	0,088
1 500	634	5,3	0,108	4 000	462	-11,0	0,084
2 000	596	2,0	0,103	4 500	433	-14,3	0,079

Примечание. В дальнейшем под высотой полета следует понимать высоту, соответствующую плотности воздуха по стандартной атмосфере.

Для сравнения самолетов по их летным характеристикам результаты испытаний приводят к стандартным условиям, для чего введено понятие Международная стандартная атмосфера (МСА).

Международной стандартной атмосферой называется принятая всеми странами мира таблица изменений основных параметров воздуха при изменении высоты полета.

Данные, помещенные в таблицу МСА, примерно соответствуют среднегодовым параметрам воздуха в средних широтах земного шара (табл. 1). В настоящее время на территории Советского Союза действует *таблица временной стандартной атмосферы* — ВСА-60, значения которой на малых высотах совпадают с МСА.

3. ВОЗДУШНЫЙ ПОТОК И ВИДЫ ЕГО ДВИЖЕНИЯ

Воздушным потоком называется направленное определенным образом течение массы воздуха. По характеру движения воздушный поток делят на установившийся и неустойчивый.

Движение, при котором параметры воздуха в каждой точке потока остаются неизменными с течением времени, хотя и неравными в разных точках его, называется установившимся. Движение, при котором параметры воздушного потока в данной точке с течением времени изменяются, называется неустойчивым. Подавляющее большинство встречающихся в природе движений воздуха является неустойчивым. Изучение неустойчивого движения представляет собой значительную сложность. Ввиду этого в аэродинамике рассматривается установившееся движение воздуха, что не снижает практического значения выводов, сделанных при изучении основных законов аэродинамики.

4. ЗАКОН ПОСТОЯНСТВА СЕКУНДНОГО РАСХОДА ВОЗДУХА

Закон постоянства секундного расхода воздуха является важнейшим законом аэродинамики. Он основан на законе сохранения материи, сущность которого состоит в том, что материя вечна, она не создается и не исчезает бесследно. Применение этого за-

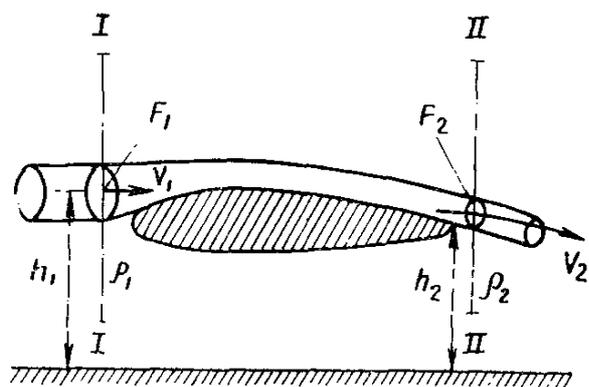


Рис. 1. Установившееся движение струйки идеального воздуха при условии отсутствия обмена энергией между стружкой и внешней средой

Объем воздуха, проходящий через сечения струйки I—I и II—II за одну секунду, может быть определен произведением площади сечения (F) на скорость струйки в данном сечении (V). Произведение секундного объема воздуха на его плотность (ρ) определяет секунднй массовый расход воздуха.

Согласно закону сохранения материи, масса воздуха m_1 , проходящая через сечение F_1 , и масса воздуха m_2 , проходящая через сечение F_2 за одну секунду, между собой равны, и величина постоянная:

$$m_1 = m_2 = \text{const}$$

или
$$\rho_1 V_1 F_1 = \rho_2 V_2 F_2 = \text{const}.$$

При условии, что воздух несжимаем, его плотность постоянная ($\rho_1 = \rho_2 = \text{const}$), это позволяет упростить уравнение и записать его следующим образом:

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

Из данного уравнения вытекает очень важный практический вывод: чем меньше поперечное сечение данной струйки, тем скорость воздуха в нем больше и, наоборот, чем больше поперечное сечение струйки, тем скорость в нем меньше.

Таким образом, закон постоянства секунднго расхода воздуха устанавливает зависимость между сечением струи и скоростью воздуха, что и составляет его физическую сущность.

5. ЗАКОН БЕРНУЛЛИ

Закон Бернулли представляет собой применение закона сохранения энергии к стружке идеального газа, сущность которого состоит в том, что энергия не исчезает бесследно и не возникает из ничего, а может только переходить из одного вида в другой.

кона природы к стружке идеального газа и есть закон постоянства секунднго расхода, который формулируется следующим образом.

При установившемся движении газа через любое поперечное сечение данной стружки за одну секунду проходит одна и та же масса газа.

Идеальным газом называется газ, не обладающий свойством вязкости. На рис. 1 изображена стружка переменного сечения.

При условии, что обмена энергией между струйкой и окружающей средой нет (см. рис. 1), на основании закона сохранения энергии можно утверждать, что за один и тот же промежуток времени сумма всех видов энергии воздуха в сечении $I—I$ равна сумме всех видов энергии в сечении $II—II$, т. е.

$$E_{\text{полн}_1} = E_{\text{полн}_2} = \text{const.}$$

Полная энергия ($E_{\text{полн}}$ — сумма энергии кинетической, потенциальной, внутренней и веса. При условии, что через сечения $I—I$ и $II—II$ проходит масса воздуха в 1 м^3 , кинетическую энергию ($E_{\text{кин}} = \frac{mV^2}{2}$) можно выразить произведением (ρ) на квадрат скорости, так как масса одного кубического метра воздуха есть его плотность.

Кинетическую энергию 1 м^3 воздуха ($E_{\text{кин}} = \frac{\rho V^2}{2}$) называют динамическим давлением или скоростным напором (q). Оно действует на поверхность погруженного в поток тела в направлении, перпендикулярном линиям токов, как это показано на рис. 2 знаком (+).

Линиями тока называется траектория движения частиц воздуха установившегося воздушного потока. При условии, что воздух несжимаем, между струйкой и внешней средой отсутствует теплообмен, а энергией сил веса за незначительностью ее можно пренебречь, то при горизонтальном течении струйки, когда $h_1 = h_2$ (см. рис. 1), потенциальная энергия 1 м^3 воздуха будет равна статическому давлению ($p_{\text{ст}}$).

Статическим давлением называется давление слоев воздуха на поверхность погруженного в него тела, параллельную линиям тока, как это показано на рис. 2 знаком (—). Произведя соответствующую замену, уравнение постоянства энергии можно записать:

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} = \text{const.}$$

Данное уравнение называется уравнением Бернулли — ученого, применившего закон сохранения энергии к струйке воздуха (жидкости).

Из уравнения Бернулли можно сделать вывод, что сумма статического ($p_{\text{ст}}$) и динамического ($q = \frac{\rho V^2}{2}$) дав-

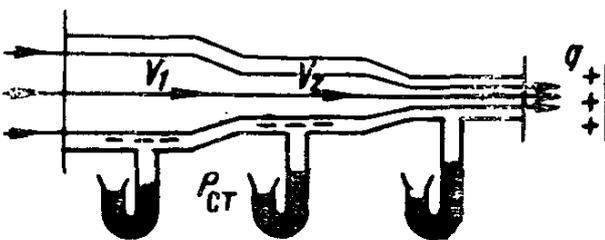


Рис. 2. Направление действия статического давления и скоростного напора:

q — скоростной напор (+); $p_{\text{ст}}$ — статическое давление (—)

лений в любом сечении струйки установившегося потока идеального несжимаемого воздуха есть величина постоянная.

Физическая сущность закона Бернулли состоит в том, что он устанавливает связь между скоростью потока в данном сечении струйки и давлением: чем больше скорость воздуха, тем меньше давление и наоборот.

6. ПРИНЦИП ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ

Для определения скорости используется зависимость между давлением и скоростью потока, установленная уравнением Бернулли.

На рис. 3, а показано, что при обтекании профиля крыла в точке К, которая называется критической точкой, происходит полное торможение струйки воздуха.

Поскольку $V_2=0$, то уравнение Бернулли для сечений I—I и II—II можно записать:

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = p_2 \text{ или } p_2 - p_1 = \frac{\rho V_1^2}{2},$$

откуда при $\rho = \rho_0$

$$V_1 = \sqrt{\frac{2}{\rho_0} (p_2 - p_1)}.$$

Таким образом, замер скорости полета производится на принципе определения разности давлений между полным напором p_2 ($p_2 = p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2}$) и статическим давлением, которая заме-

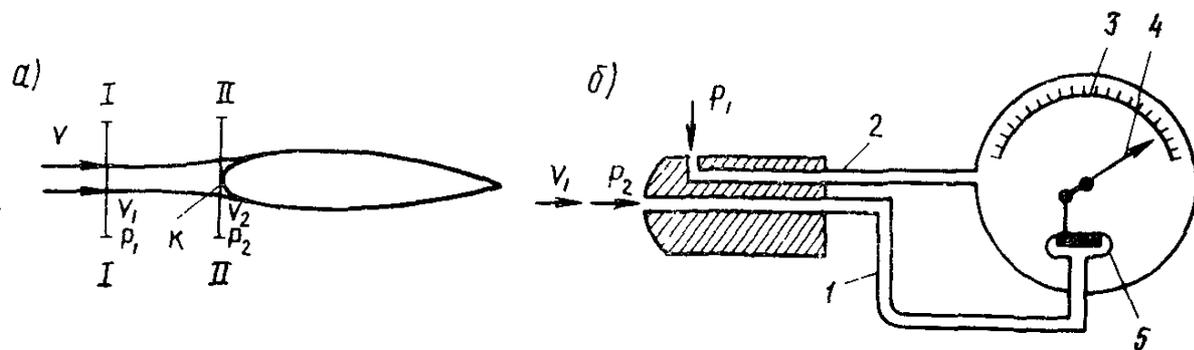


Рис. 3. Принципиальная схема измерения скорости:

а — принцип измерения скорости; б — приемник воздушного давления; 1 — приемник полного напора; 2 — приемник статического давления; 3 — шкала указателя скорости; 4 — стрелка указателя скорости; 5 — мембранная коробка

ряется специальной трубкой-приемником воздушного давления (рис. 3, б).

На рис. 3, б показан приемник воздушного давления, у которого внутренний канал 1 является приемником полного напора p_2 , так как центральное отверстие расположено в области торможения. Внешний канал 2 замеряет статическое давление p_1 , потому что отверстия на нем расположены параллельно набегающему потоку. Полный напор подводится во внутреннюю полость мембранной коробки 5 указателя скорости, а статическое давление -- снаружи мембранной коробки в этот же указатель. Мембранная коробка кинематически связана со стрелкой 4, которая при реагировании мембранной коробки на разность давлений $p_2 - p_1$ покажет на шкале 3 скорость полета самолета у земли в км/ч, которая называется приборной скоростью ($V_{пр}$).

Отсчет приборной скорости, снятый непосредственно с циферблата указателя скорости не всегда бывает точным. Для точного определения приборной скорости вносят инструментальную поправку ($\Delta V_{инстр}$), учитывающую несовершенство градуировок приборной шкалы.

При углах трубки с набегающим потоком до 15° полный напор замеряется с достаточной точностью, но в замерах статического давления возможны ошибки, причиной которых является искажение трубкой омывающего ее воздушного потока и искажение скорости в месте, где трубка установлена. Для точного определения исправленной на инструментальную ошибку приборной скорости необходимо внести поправку на искажение потока трубкой и местным влиянием частей самолета, которая называется аэродинамической поправкой ($\Delta V_{аэр}$).

Из-за крепления ПВД на верхнем крыле в полете на больших углах атаки при открытых предкрылках самолет Ан-2 имеет большую аэродинамическую поправку.

Фактическая скорость полета самолета в нулевых стандартных условиях (при $\rho = 0,125 \frac{\Gamma/\text{сек}^2}{\text{м}^4}$) с учетом инструментальной и аэродинамической поправок называется индикаторной скоростью (V_i).

С подъемом на высоту в связи с уменьшением плотности воздуха показания указателя скорости оказываются неточными.

При сохранении на высоте приборной скорости, соответствующей полету самолета у земли, действительная скорость будет больше на величину высотной поправки $V \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$, которая определяется из равенства скоростных напоров:

$$\frac{\rho_0 V_{пр}^2}{2} = \frac{\rho_H V_H^2}{2},$$

откуда

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Приборная скорость с учетом высотной поправки, называется истинной скоростью ($V_{\text{ист}}$). Аэродинамические силы, действующие на самолет, зависят от приборной скорости.

7. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ СПЕКТР И ЕГО ЭЛЕМЕНТЫ

При движении тела в воздухе последний стремится затормозить движение тела и, наоборот, при обтекании неподвижного тела воздушным потоком возникает сила, стремящаяся сдвинуть тело с места и сообщить ему движение. Силовое действие воздушного потока на тело называется *аэродинамической силой*.

Величина аэродинамической силы не зависит от того, движется ли тело с некоторой скоростью в воздушном потоке или тело неподвижно, а на него набегает поток воздуха со скоростью, равной и противоположной скорости тела. Этот принцип называется *обратимостью движения*. Он широко используется для проведения исследований в лабораторных условиях с помощью аэродинамических труб.

Аэродинамическая труба — установка для создания воздушного потока (рис. 4).

Величина аэродинамической силы зависит от характера обтекания тела воздухом. Видимая картина обтекания тела воздухом называется *аэродинамическим спектром*. Аэродинамический спектр состоит из следующих элементов (рис. 5):

1) невозмущенного воздушного потока, струйки которого не деформированы присутствующим в нем телом;

2) возмущенного воздушного потока, струйки которого деформированы присутствующим в нем телом.

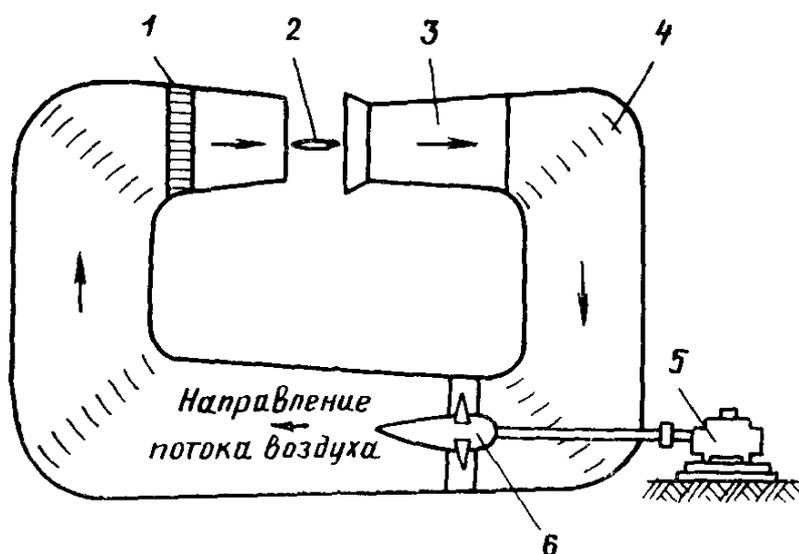


Рис. 4. Принципиальная схема аэродинамической трубы:

- 1 — спрямляющая решетка;
- 2 — модель; 3 — диффузор;
- 4 — поворотные лопатки;
- 5 — электродвигатель;
- 6 — вентилятор

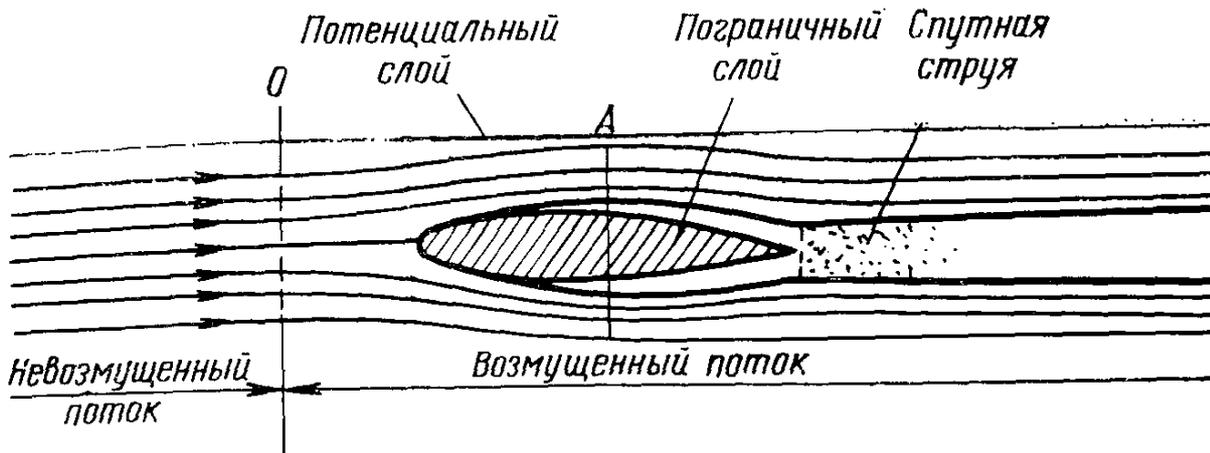


Рис. 5. Основные элементы аэродинамического спектра и виды течений воздуха в пограничном слое

Основными элементами возмущенного воздушного потока являются:

Пограничный слой — слой воздуха, в котором скорость движения частиц изменяется от нуля до скорости движения частиц невозмущенного потока. Течение воздуха в пограничном слое подразделяется на два вида:

ламинарное — несмешивающимися струйками;

турбулентное — беспорядочно завихренным потоком.

Образование турбулентного течения в пограничном слое объясняется возрастанием скорости воздушного потока по мере удаления его от поверхности тела, в результате чего возникает пара сил, приводящая данный объем воздуха во вращение (рис. 6).

Точка перехода от ламинарного течения к турбулентному зависит от формы тела, степени обработки его поверхности и скорости воздушного потока. От этих же факторов и положения тела в воздушном потоке зависит толщина пограничного слоя.

Потенциальный слой — слой воздуха, в котором не проявляются силы внутреннего трения..

Спутная струя — завихренный воздушный поток, сбегаящий с обтекаемого тела и движущийся вслед за ним.

По своему характеру аэродинамические спектры подразделяются на плавные и вихревые, симметричные и несимметричные.

Аэродинамический спектр плоской пластинки, расположенной перпендикулярно к потоку, является симметричным и вихревым (рис. 7, а). Аэродинамический спектр кап-

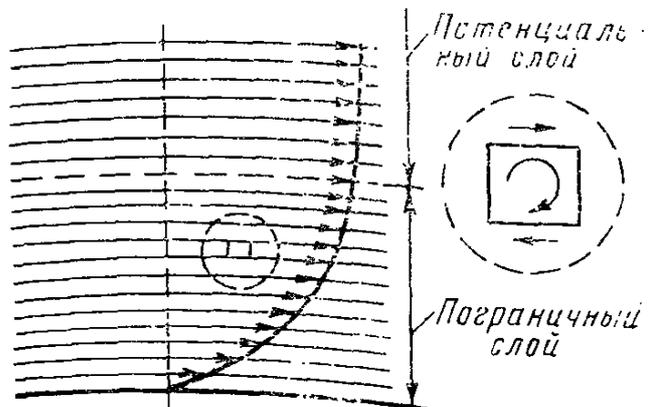


Рис. 6. Образование турбулентного течения в пограничном слое

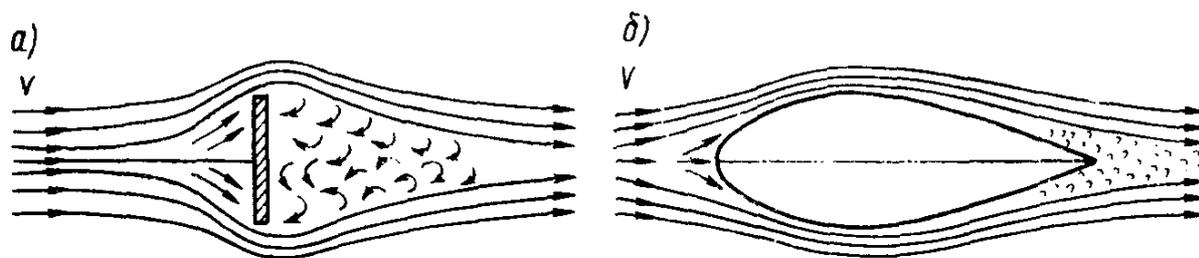


Рис. 7. Аэродинамические спектры:
 а — плоской пластинки; б — каплевидного тела

каплевидного тела, расположенного так, что его ось симметрии совпадает с направлением потока, является симметричным и плавным (рис. 7, б).

Тела, имеющие плавный спектр обтекания, называются удобообтекаемыми. Спектры обтекания плоской пластинки, расположенной под углом к набегающему потоку, и симметричного удобообтекаемого тела, расположенного также под углом к набегающему потоку, являются несимметричными и вихревыми. При обтекании несимметричных тел спектры несимметричные. С помощью аэродинамического спектра можно установить, где струйки сужаются, а где расширяются. Зная это, на основании закона постоянства секундного расхода воздуха можно определить, где скорость больше и где она меньше.

Применяя закон Бернулли, можно установить, где давление больше, а где оно меньше, и поэтому судить о направлении аэродинамических сил.

8. ОСНОВНОЙ ЗАКОН СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУХА

Рассматривая аэродинамические спектры плоской пластинки и каплевидного тела, можно установить, что вследствие торможения перед телом скорость потока уменьшается, а давление увеличивается. Степень увеличения давления зависит от формы головной части тела. Перед плоской пластинкой давление больше, чем перед каплевидным телом. За телом вследствие разрежения давление уменьшается, при этом у плоской пластинки на большую величину по сравнению с каплевидным телом.

Таким образом, перед телом и за ним образуется разность давлений, в результате чего создается аэродинамическая сила, которая называется *сопротивлением давления*. Кроме этого, по причине трения воздуха в пограничном слое возникает аэродинамическая сила, которая называется *сопротивлением трения*.

При симметричном обтекании тела сопротивление давления и сопротивление трения направлены в сторону, противоположную движению тела, и вместе составляют силу лобового сопротивления.

Опытами установлено, что аэродинамическая сила зависит от скорости потока, массовой плотности воздуха, формы и размеров тела, положения в потоке и состояния его поверхности.

При увеличении скорости набегающего потока его кинетическая энергия, которая пропорциональна квадрату скорости, увеличивается. Поэтому при обтекании плоской пластинки, направленной перпендикулярно потоку, с увеличением скорости давление в передней части ее увеличивается, так как большая часть кинетической энергии потока при торможении переходит в потенциальную энергию давления.

За пластинкой при увеличении скорости набегающего потока давление еще больше уменьшается, так как из-за увеличения инертности струи увеличивается протяженность области пониженного давления. Таким образом, при увеличении скорости потока из-за увеличения разности давлений перед телом и за ним пропорционально квадрату скорости увеличивается аэродинамическая сила.

Ранее было установлено, что плотность воздуха характеризует инертность его: чем больше плотность, тем больше инертность воздуха. Для движения тела в более инертном, а следовательно, в более плотном воздухе требуется приложить больше усилий для сдвига частиц воздуха, а это значит, что и воздух будет с большей силой воздействовать на тело. Следовательно, чем больше плотность воздуха, тем больше аэродинамическая сила, действующая на движущееся тело.

В соответствии с законами механики величина аэродинамической силы пропорциональна площади сечения тела, перпендикулярного к направлению действия данной силы. Для большинства тел таким сечением является наибольшее поперечное сечение, называемое *миделем*, а для крыла — площадь его в плане.

Форма тела влияет на характер аэродинамического спектра (скорость струек, обтекающих данное тело), а следовательно, и на разность давлений, что определяет величину аэродинамической силы. При изменении положения тела в воздушном потоке изменяется спектр обтекания его, что влечет за собой изменение величины и направления аэродинамических сил.

Тела, имеющие менее шероховатую поверхность, испытывают меньше силы трения, так как на большей поверхности их пограничный слой имеет ламинарное течение, а в ламинарном течении пограничного слоя сопротивление трения меньше, чем в турбулентном.

Таким образом, если влияние формы и положения тела в потоке, а также состояние обработки его поверхности учесть поправочным коэффициентом, который называется *аэродинамическим коэффициентом*, то можно сделать вывод, что аэродинамическая сила прямо пропорциональна своему коэффициенту, скоростному напору и площади миделя тела (у крыла — его площади).

Если обозначить полную аэродинамическую силу буквой R , аэродинамический коэффициент ее через c_R , скоростной напор — q и площадь крыла — S , то формулу силы сопротивления воздуха можно записать так: $R = c_R q S$ (кГ), а так как скоростной напор равен $\frac{\rho V^2}{2}$, формула будет иметь вид:

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кГ)}.$$

Приведенная формула силы сопротивления воздуха является основной, так как по аналогичным ей формулам можно определить величину любой аэродинамической силы, заменив только обозначение силы и ее коэффициента.

В выводе формулы сопротивления воздуха большая роль принадлежит экспериментальным работам русских ученых Рыкачева, Менделеева и Жуковского.

Вопросы для самоконтроля

1. Основные параметры и физические свойства воздуха.
2. Уравнение неразрывности струи, его физическая сущность и следствие.
3. Уравнение Бернулли, его физическая сущность и следствие.
4. Составные элементы аэродинамического спектра.
5. Виды течения воздуха в пограничном слое и факторы, влияющие на его характер.
6. Сущность основного закона сопротивления воздуха.

ГЛАВА II

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ КРЫЛА

1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Крыло является основной частью самолета и предназначено для создания подъемной силы, поддерживающей самолет в воздухе, и обеспечения поперечной устойчивости самолета.

Величина и направление аэродинамических сил, действующих на крыло, определяется формой профиля крыла, очертанием крыла в плане, видом крыла спереди, которые составляют геометрические характеристики крыла.

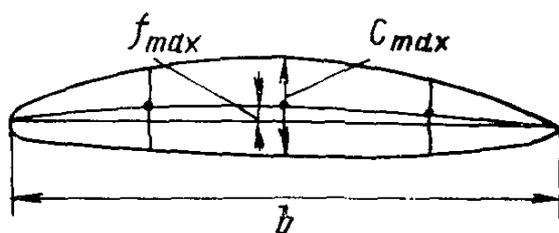


Рис. 8. Основные параметры профиля крыла

Профилем крыла называется форма поперечного сечения крыла. По форме профиля крылья бывают симметричные и несимметричные. К симметричным профилям относятся двояковыпуклые, плоско-выпуклые, вогнуто-выпуклые, S-образные.

Профиль крыла самолета Ан-2 — несимметричный, двояковыпуклый (рис. 8).

Основными параметрами профиля крыла являются: длина хорды b , относительная толщина \bar{c} и относительная кривизна \bar{f} .

Хордой профиля крыла называется отрезок прямой, соединяющий крайние точки ребра атаки и ребра обтекания (измеряется в метрах).

Относительной толщиной профиля крыла (\bar{c}) называется отношение максимальной толщины (c_{\max}) к длине хорды, выраженное в процентах:

$$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} 100.$$

Относительная толщина профилей современных крыльев составляет 8—16%. Профили, имеющие относительную толщину до 8% — тонкие, от 8 до 12% — средние, свыше 12% — толстые. Относительная толщина профиля крыла самолета Ан-2 — 14%.

Относительной кривизной профиля крыла (\bar{f}) называется отношение максимальной кривизны (f_{\max}) к хорде, выраженное в процентах:

$$\bar{f} = \frac{f_{\max}}{b} 100.$$

Относительная кривизна современных профилей находится в пределах 0—2%.

Кривизной профиля крыла называется расстояние между хордой и средней линией профиля. *Средней линией профиля крыла* называется линия, соединяющая середины отрезков профиля, перпендикулярных к хорде (см. рис. 8). Увеличение толщины и кривизны профиля крыла до определенных величин и смещение вперед к ребру атаки максимальной толщины и максимальной кривизны повышает несущие свойства крыла, но одновременно вызывает и увеличение сопротивления.

Крылья с толстым профилем и относительной кривизной 1,5—2% применяются на самолетах, рассчитанных на относительно небольшие скорости полета.

По форме в плане крылья бывают прямоугольные, трапецевидные, эллипсовидные и стреловидные. Наиболее лучшими аэродинамическими характеристиками обладают эллипсовидные крылья, однако из-за сложности производства они широкого распространения не получили. Прямоугольное крыло, применяемое на нескоростных самолетах, создаст значительно большее индуктивное сопротивление, но обладает и значительными преимуществами: простота изготовления, лучшая устойчивость на больших углах атаки, так как срыв потока у него начинается не на консолях, а в корневой части.

Самолет Ан-2 имеет бипланную коробку крыльев, состоящую из верхнего и нижнего крыла, лент-расчалок и бипланных стоек.

Верхние и нижние крылья имеют одинаковую прямоугольную форму с закругленными консолями.

Крыло прямоугольной формы характеризуется размахом, площадью, удлинением.

Размахом крыла (l) называется расстояние между крайними точками консолей крыла в направлении, перпендикулярном продольной оси самолета. Размах верхнего крыла самолета Ан-2 составляет 18 м, размах нижнего крыла — 14 м.

Площадью крыла (S) называется площадь, ограниченная контуром его, которая определяется по формуле

$$S = lb \text{ (м}^2\text{)}.$$

Общая площадь коробки крыльев самолета Ан-2 составляет 71,5 м²

Удлинением крыла (λ) называется отношение размаха крыла к хорде $\lambda = \frac{l}{b}$. Удлинение крыла оказывает существенное влияние на величину индуктивного сопротивления и поперечную устойчивость самолета. С увеличением удлинения крыла индуктивное сопротивление уменьшается, а поперечная устойчивость самолета улучшается. Удлинение крыла современных транспортных самолетов находится в пределах 6—13. Однако конструктивные трудности, особенно в отношении удовлетворения требованиям прочности и жесткости крыла, ставят предел возможному удлинению. Удлинение крыла самолета Ан-2 составляет: верхнего — 7,7, нижнего — 7,25.

По виду спереди крыло имеет поперечный угол ϕ . *Поперечным углом крыла* называется угол, заключенный между поперечной осью самолета и нижним очертанием крыла. Поперечный угол самолета Ан-2 составляет: нижнего крыла — 4°19', верхнего крыла — 3°.

Для улучшения летных качеств самолета иногда применяется геометрическая или аэродинамическая крутка крыла по размаху. *Геометрически закрученным крылом* называется крыло, хорды профиля которого не лежат в одной плоскости. *Аэродинамически закрученным крылом* называется такое крыло, которое набрано из профилей различной толщины и кривизны. Крыло самолета Ан-2 имеет постоянный по размаху профиль.

2. ПОЛНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА И ЕЕ СОСТАВЛЯЮЩИЕ

При встрече крыла с воздушным потоком, поскольку кривизна его сверху больше, чем снизу, согласно закону постоянства секундного расхода воздуха местная скорость обтекания его вверху больше, чем внизу, а у ребра атаки она будет резко уменьшаться и в отдельных точках падать до нуля. Согласно закону Бернулли перед крылом и под ним возникнет область повышенного давле-

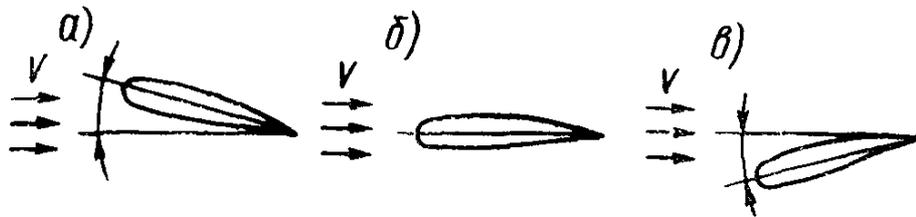


Рис. 9. Угол атаки крыла:

а — больше нуля; б — равен нулю; в — меньше нуля

ния; над крылом и за ним — пониженного давления. Кроме того, вследствие вязкости воздуха возникает сила трения в пограничном слое. Картина распределения давления по профилю крыла зависит от положения крыла в воздушном потоке — угла атаки.

Углом атаки крыла (α) называется угол, заключенный между хордой крыла и набегающим потоком воздуха или направлением вектора скорости полета (рис. 9).

Для получения картины распределения давления по профилю крыла используют батарейный манометр и дренированную модель крыла.

Дренированной моделью крыла называется модель крыла со сверлениями, к которым присоединяются шланги от батарейного манометра. Распределение давления по профилю изображается в виде векторных диаграмм. Для построения векторной диаграммы вычерчивают профиль крыла, размечают на нем точки, в которых измерялось давление, и от этих точек векторами откладывают величины избыточных давлений.

Избыточным давлением ($p_{изб}$) называется разность между давлением в данной точке профиля ($p_{местн}$) и атмосферным давлением ($p_{атм}$): $p_{изб} = p_{местн} - p_{атм}$ ($кг/м^2$). Так как векторы характеризуют давление, то их откладывают перпендикулярно контуру профиля. Если в данной точке давление пониженное, то вектор направляют стрелкой от профиля, если же давление повышенное, то вектор направляют к профилю. Концы векторов соединяют общей линией и получают векторную диаграмму распределения давлений.

На рис. 10, а изображена картина распределения давлений по профилю крыла на малых углах атаки, из которой видно, что наи-

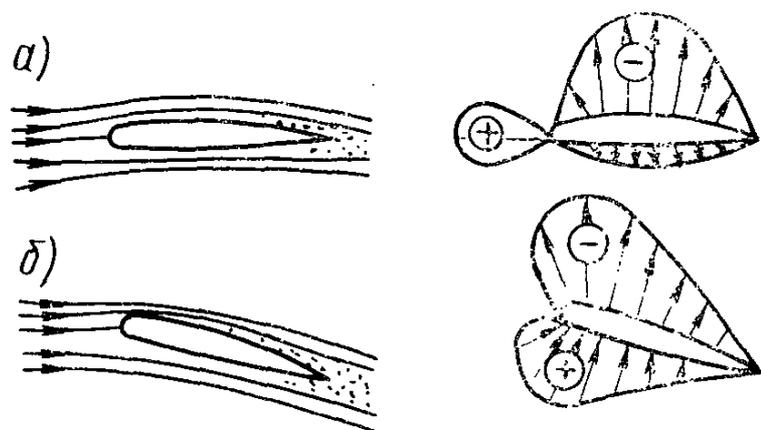


Рис. 10. Аэродинамические спектры крыла и диаграммы распределения давлений по профилю:

а — на малых углах атаки; б — на больших углах атаки

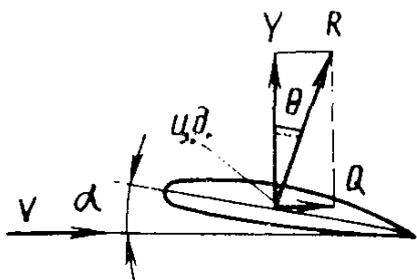


Рис. 11. Полная аэродинамическая сила крыла и ее составляющие

большее разрежение получается на верхней поверхности крыла в месте наибольшего сужения струек. При угле атаки, равном нулю, наибольшее разрежение будет в месте наибольшей толщины профиля. Под крылом происходит также сужение струек, в результате чего и там будет зона разрежения, но меньше, чем над крылом. Перед носком крыла — область повышенного давления.

На рис. 10, б показана картина распределения давления по профилю крыла на большом угле атаки. При увеличении угла атаки зона разрежения смещается к ребру атаки и по величине значительно увеличивается. Это происходит потому, что место наибольшего сужения струек перемещается к ребру атаки. Под крылом частицы воздуха, встречая нижнюю поверхность крыла, притормаживаются, в результате чего давление повышается.

Каждый вектор избыточного давления, изображенный на диаграмме, представляет собой силу, действующую на единицу поверхности крыла. Просуммировав все векторы, можно получить аэродинамическую силу без учета сил трения. Данная аэродинамическая сила с учетом силы трения воздуха в пограничном слое составит полную аэродинамическую силу крыла.

Таким образом, полная аэродинамическая сила (R) возникает по причине разности давлений перед крылом и за ним, под крылом и над ним, а также в результате трения воздуха в пограничном слое. Точка приложения полной аэродинамической силы называется центром давления (ц. д.). Условно считают, что центр давления расположен на пересечении линии действия полной аэродинамической силы и хорды профиля крыла.

Поскольку полная аэродинамическая сила действует в сторону меньшего давления, то она будет направлена вверх и отклонена назад (рис. 11). Согласно основному закону сопротивления воздуха, полная аэродинамическая сила может быть определена по формуле

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кг)}.$$

Опытным путем установлено, что у крыла двояковыпуклого профиля с увеличением угла атаки полная аэродинамическая сила увеличивается, а центр давления смещается вперед к ребру атаки. На рис. 11 показано, что при разложении полной аэродинамической силы можно получить:

а) в направлении, перпендикулярном невозмущенному потоку, подъемную силу (Y);

б) по направлению воздушного потока, в противоположном направлении движения крыла, силу лобового сопротивления (Q).

Угол, заключенный между векторами подъемной силы и полной аэродинамической силы, называется *углом качества* (Θ_k).

3. ПОДЪЕМНАЯ СИЛА КРЫЛА

При обтекании двояковыпуклого несимметричного профиля крыла под углом атаки 0° ~~над~~ ~~крылом~~ скорость больше, а давление меньше, ~~над~~ ~~крылом~~ ~~скорость~~ ~~меньше~~, а давление ~~меньше~~. ~~над~~ ~~крылом~~ ~~скорость~~ ~~больше~~, а давление ~~больше~~. Следовательно, подъемная сила возникает из-за разности давлений под крылом и над крылом в основном за счет разрежения над крылом. Величина подъемной силы определяется по формуле

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кГ)},$$

где c_y — коэффициент подъемной силы.

Коэффициент подъемной силы определяется опытным путем при продувке крыла в аэродинамической трубе и зависит от угла атаки, формы профиля крыла, формы крыла в плане и степени обработки поверхности крыла. Коэффициент подъемной силы характеризует несущую способность крыла. Для данного крыла коэффициент подъемной силы зависит только от угла атаки. Если по данным продувки крыла самолета Ан-2 в аэродинамической трубе на различных углах атаки построить график, то он будет выглядеть так, как показано на рис. 12.

Из рисунка видно:

1) при угле атаки, равном минус 1° , коэффициент подъемной силы равен нулю. Этот угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы и обозначается α_0 ;

2) с увеличением угла атаки до 10° коэффициент подъемной силы увеличивается пропорционально (по прямой линии). После угла атаки 10° прирост коэффициента подъемной силы несколько замедляется, что объясняется образованием завихрений на верхней поверхности крыла;

3) на угле атаки 18° коэффициент подъемной силы достигает максимального значения — 1,23, а затем при дальнейшем увеличении угла атаки уменьшается. Угол атаки, при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения, называется критическим и обозначается $\alpha_{кр}$.

Уменьшение коэффициента подъемной силы на углах атаки больше критического, как показано на рис. 13, происходит из-за интенсивного срыва потока с крыла, вызванного движением погранич-

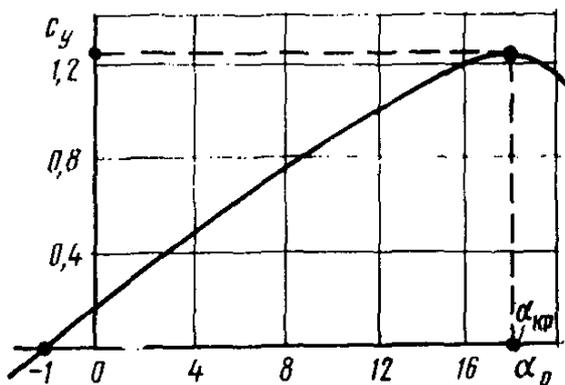


Рис. 12. График зависимости коэффициента подъемной силы (c_y) от угла атаки (α) крыла самолета Ан-2

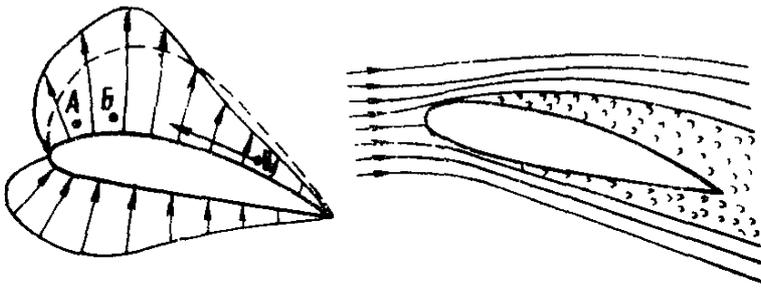


Рис. 13. Срыв потока на закритических углах атаки: в точке А давление больше, чем в точке В, а в точке В давление больше, чем в точках А и Б (стрелкой показано направление движения пограничного слоя)

ного слоя против движения основного потока. При обратном течении пограничный слой сталкивается с частицами пограничного слоя, движущимися в направлении набегающего потока, при этом происходит «набухание» пограничного слоя и отрыв его от верхней поверхности крыла под действием набегающего потока

Отрыв пограничного слоя сопровождается значительным завихрением.

Срыв потока с крыла начинается еще до достижения критического угла атаки. Но так как большая часть крыла еще остается неохваченной срывом, то коэффициент подъемной силы продолжает увеличиваться, однако несколько медленнее, чем на малых углах атаки, что подтверждается изменением наклона кривой (см. рис. 12).

Начиная с критического угла атаки, область интенсивного срыва настолько увеличивается, что коэффициент подъемной силы начинает резко уменьшаться. Углы атаки от угла атаки нулевой подъемной силы до угла атаки критического составляют диапазон летных углов атаки. Однако полет самолета на углах атаки, близких к критическому, не производится, так как на этих углах атаки самолет не обладает достаточной устойчивостью и плохо управляем. Интерес представляют углы атаки, на которых коэффициент c_y изменяется пропорционально изменению углов.

4. ПРОФИЛЬНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

Сопротивление крыла, образовавшееся из-за разности давлений перед крылом и за ним, называется *сопротивлением давления*. Сопротивление крыла, вызванное трением частиц воздуха в пограничном слое, называется *сопротивлением трения*. Сопротивление давления и сопротивление трения вместе составляют *профильное сопротивление*: $Q_{\text{давл}} + Q_{\text{трени}} = Q_p$ (кГ). Величина профильного сопротивления определяется по формуле

$$Q_p = c_{x_p} \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кГ)},$$

где c_{x_p} — коэффициент профильного сопротивления крыла.

Величина сопротивления давления зависит от относительной толщины и относительной кривизны профиля крыла, с увеличением которых она увеличивается. На малых углах атаки сопротивление давления изменяется незначительно. Величина сопротивления трения зависит только от степени обработки поверхности крыла и составляет около 80% от всего профильного сопротивления.

5. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

До 1910 г. ученые считали, что сопротивление крыла возникает только за счет разности давлений перед крылом и за ним и трения воздуха в пограничном слое. В 1910 г. С. А. Чаплыгин, исследуя обтекание крыла, установил, что сопротивление зависит также от разности давлений под крылом и над ним (рис. 14, а). При наличии разности давлений массы воздуха перетекают через консоли и вдоль размаха крыла из области повышенного давления в область пониженного давления: — на крыло, в результате чего образуются вихри на консолях и у задней кромки крыла (рис. 14, б). Эти вихри будучи направлены снизу вверх вызывают в области крыла опускание всего потока вниз, что приводит к скосу потока.

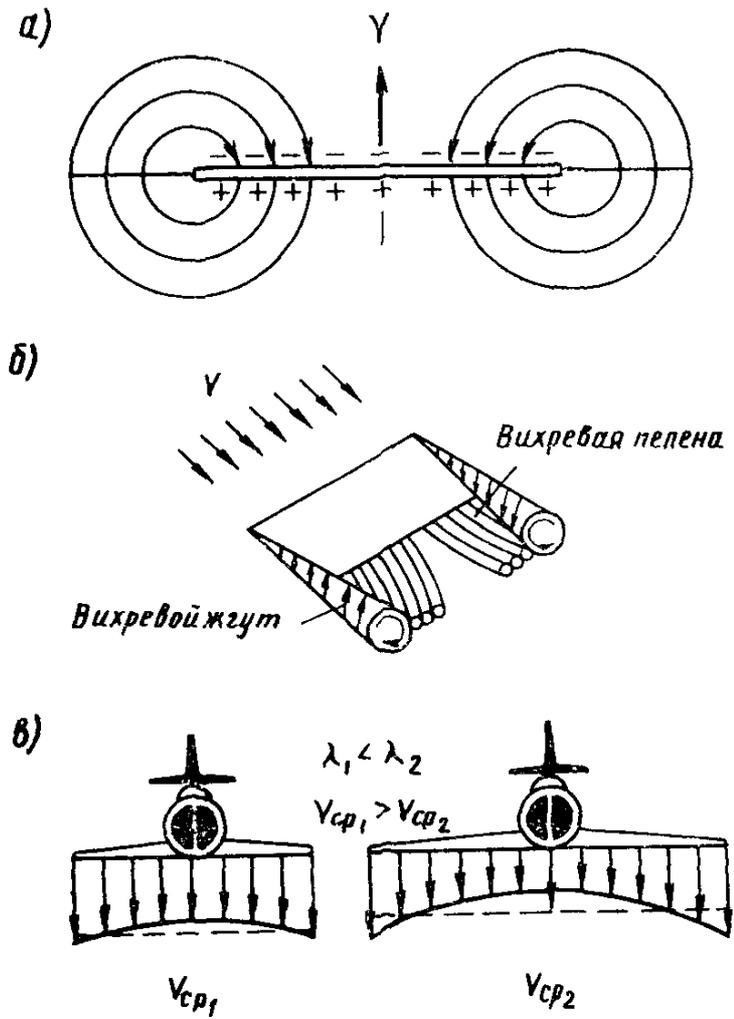


Рис. 14 Обтекание крыла конечного размаха:

а — перетекание воздушных масс; б — средняя вертикальная скорость крыла с малым удлинением ($V_{ср1}$) и с большим удлинением ($V_{ср2}$); в — образование вихревых жгутов и вихревой пелены

Исключить скос потока под крылом при образовании им подъемной силы конструктивным способом невозможно. Крыло, создавая подъемную силу, направленную вверх, одновременно оказывает равновеликое противоположно направленное воздействие на массы воздуха, сообщая им при этом некоторую вертикальную скорость. Величина вертикальной скорости движения воздушных масс под крылом зависит от угла атаки, формы крыла в плане и удлинения крыла. На рис. 14, в показано, что у крыла с меньшим удлинением (λ_1) средняя вертикальная скорость больше ($V'_{ср} > V''_{ср}$), чем у крыла с большим удлинением (λ_2).

Поскольку под действием вертикальной скорости ($V_{у\text{ ср}}$) произошел скос потока под крылом на величину $\Delta\alpha$, подъемная сила крыла отклонится и будет действовать в направлении, перпендикулярном истинному направлению потока ($V_{ист}$), как показано

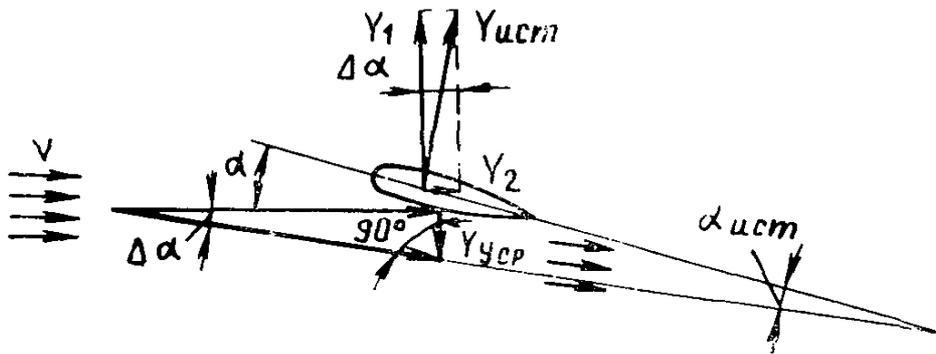


Рис. 15. Схема образования индуктивного сопротивления

на рис. 15. Разложив истинную подъемную силу ($Y_{ист}$) на два направления перпендикулярно невозмущенному потоку Y_1 и в направлении воздушного потока Y_2 , убеждаемся в том, что горизонтальная составляющая истинной подъемной силы совпадает с направлением действия силы сопротивления и увеличивает ее.

Горизонтальная составляющая истинной подъемной силы (Y_2) является индуктивным сопротивлением (Q_i). Оно возникло из-за скоса потока под крылом при образовании подъемной силы и определяется по формуле

$$Q_i = c_{x_i} \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кг)},$$

где c_{x_i} — коэффициент индуктивного сопротивления, который зависит от коэффициента подъемной силы (c_y), формы крыла в плане, которая учитывается коэффициентом A , и удлинения крыла (λ). Коэффициент индуктивного сопротивления определяется по формуле

$$c_{x_i} = A \frac{c_y^2}{\lambda}.$$

Из формулы видно, что с увеличением угла атаки индуктивное сопротивление увеличивается, а с увеличением удлинения крыла — уменьшается. Исследования показали, что наибольший скос потока под крылом создает крыло прямоугольной формы, ввиду чего индуктивное сопротивление крыла прямоугольной формы, как это отмечалось ранее, значительно больше, чем у крыла другой формы.

6. ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

Сумма профильного и индуктивного сопротивлений составляет полное или лобовое сопротивление крыла и определяется по формуле

$$Q = c_x \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кг)},$$

где c_x — коэффициент лобового сопротивления, зависящий от угла атаки, формы профиля, формы крыла в плане и степени обра-

ботки поверхности крыла. На рис. 16 показан принципиальный график зависимости коэффициента лобового сопротивления от угла атаки.

Из рисунка видно:

1) коэффициент лобового сопротивления ни на одном из углов атаки не равен нулю, так как обтекание профиля не может происходить без сопротивления;

2) на угле атаки, близком к углу атаки нулевой подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления имеет минимальное значение. Этот угол называется *углом атаки минимального сопротивления* и обозначается $\alpha_{c_{x\min}}$;

3) при изменении углов атаки в обе стороны от угла атаки минимального сопротивления коэффициент лобового сопротивления увеличивается. Но так как коэффициент профильного сопротивления в диапазоне летных углов атаки изменяется незначительно, а коэффициент индуктивного сопротивления пропорционален квадрату коэффициента подъемной силы, то увеличение коэффициента лобового сопротивления происходит в основном за счет увеличения индуктивного сопротивления;

4) по мере приближения к критическому углу атаки прирост коэффициента лобового сопротивления значительно увеличивается из-за интенсивного срыва потока и при угле атаки, равном 90° , он достигнет максимального значения, так как при этом спектр обтекания крыла аналогичен спектру обтекания плоской пластинки.

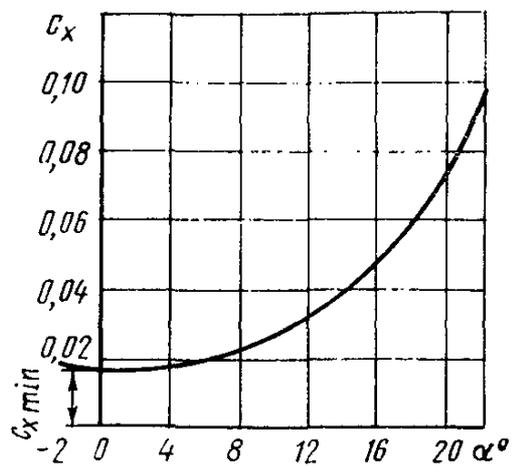


Рис. 16. Принципиальный график зависимости коэффициента лобового сопротивления (c_x) от угла атаки (α) крыла с несимметричным профилем

7. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КРЫЛА

Число, показывающее, во сколько раз подъемная сила крыла на данном угле атаки больше силы лобового сопротивления, называется *аэродинамическим качеством*:

$$K = \frac{Y}{Q} = \frac{c_y}{c_x}.$$

По величине качества судят об аэродинамическом совершенстве крыла. Поскольку коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления зависят от угла атаки, то и качество зависит от угла атаки. Угол атаки, на котором качество достигает максимального значения, называется *наивыгоднейшим* и обозначается $\alpha_{\text{наив}}$. С увеличением угла атаки до наивыгоднейшего качество увеличивается, так как подъемная сила увеличивается на большую величину, чем лобовое сопротивление. При дальнейшем увеличении уг-

ла атаки качество уменьшается. Между качеством и углом качества существует обратная зависимость $\operatorname{tg} \theta_k = \frac{1}{K}$. Величина $\frac{1}{K}$ называется *обратным качеством*.

8. ПОЛЯРА КРЫЛА

Численные значения коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления определяются опытным путем при испытании крыла в аэродинамической трубе. Модель крыла устанавливают в рабочей части трубы на аэродинамических весах под заданным углом атаки, затем пускают в ход вентилятор. При обтекании модели крыла воздушным потоком на нее воздействуют аэродинамические силы, величину которых снимают с показаний аэродинамических весов. Измерив величины подъемной силы и силы лобового сопротивления, определяют значение их коэффициентов:

$$c_y = \frac{Y}{qS};$$

$$c_x = \frac{Q}{qS}.$$

Составив таблицу значений аэродинамических коэффициентов на различных углах атаки от угла атаки пулевой подъемной силы до закритических, можно наглядно показать их зависимость, построив график.

График, показывающий зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления крыла от угла атаки, называется *полярной крыла*. Для построения поляры используются оси координат: по оси абсцисс откладывается значение c_x , по оси ординат — c_y .

График называется полярной потому, что он показывает геометрическое место концов векторов коэффициентов полной аэродинамической силы и его можно рассматривать как полярную диаграмму в координатах c_R и φ , где φ — угол наклона полной аэродинамической силы или ее коэффициента к направлению скорости воздушного потока.

На рис. 17, а показано, что если провести из полюса «0», которым является центр давления, вектор к любому углу атаки поляры, то он будет представлять собой диагональ прямоугольника, стороны которого соответственно равны c_y и c_x , а угол, заключенный между c_y и c_R , — угол качества (θ_k). Так как коэффициент лобового сопротивления в несколько раз меньше коэффициента подъемной силы, то полярная, построенная в одинаковых масштабах, имеет в диапазоне летных углов атаки незначительную кривизну, что затрудняет точное определение по ней значения c_x . Исходя из этого во многих случаях при построении поляры c_x откла-

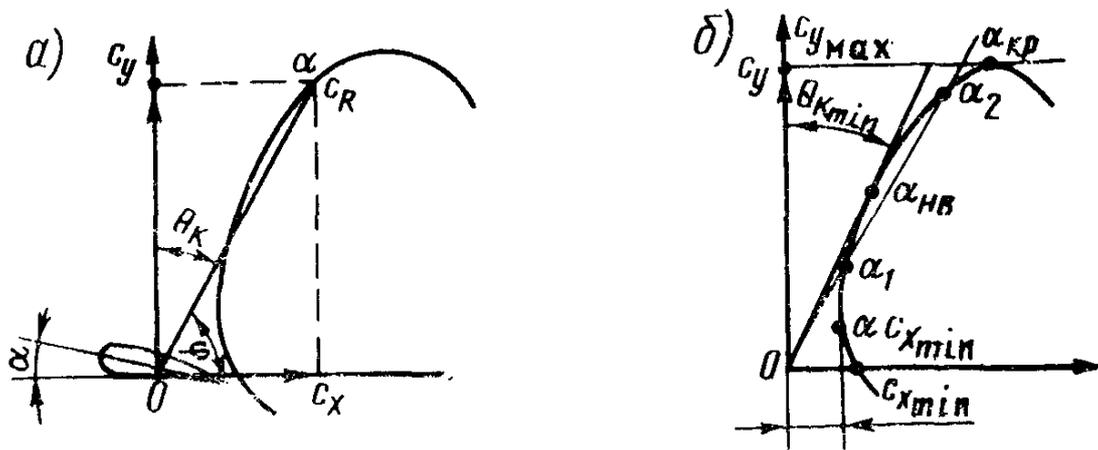


Рис. 17. Поляры крыла:

а — сущность поляры; б — характерные углы атаки на поляре крыла

дывают масштабом в 5 и 10 раз крупнее c_y . Пользование такой полярой — аналогичное, за исключением того, что по ней нельзя определить значение c_R и θ_K масштабным способом.

На поляре можно определить следующие характерные углы (рис. 17, б):

1) угол атаки нулевой подъемной силы (α_0) — пересечение поляры с осью c_x ;

2) угол атаки, при котором c_x имеет минимальное значение ($\alpha_{c_{x_{min}}}$) — в точке касания касательной к поляре, проведенной параллельно оси ординат;

3) угол атаки наиболее выгодный ($\alpha_{HВ}$), при котором качество максимальное, а угол качества минимальный ($\theta_{K_{min}}$) — в точке касания касательной к поляре, проведенной из начала координат;

4) угол атаки критический ($\alpha_{кр}$), при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения ($c_{y_{max}}$) — в точке касания касательной к поляре, проведенной параллельно оси абсцисс;

5) два различных угла атаки α_1 и α_2 при одинаковом угле качества — секущая из начала координат.

9. СПОСОБЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА

Крыло предназначено для создания подъемной силы, достаточной для уравновешивания в полете силы веса самолета, т. е.

$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S = G$, откуда можно определить скорость, при которой обеспечивается равенство $Y = G$:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \text{ (м/сек).}$$

Из формулы следует, что чем больше c_y , тем на меньшей скорости будет создана подъемная сила, достаточная для уравновешивания веса самолета. Практически это значит, что при большем c_y на меньшей скорости самолет будет отрываться от земли при взлете и при меньшей скорости приземляться при посадке. Это имеет очень важное практическое значение, так как уменьшает длину участков взлета и посадки, повышает безопасность полета.

Для решения задачи по увеличению c_y следовало бы применить крыло с большой несущей способностью — толстого профиля и с большой кривизной. Однако крылья толстого профиля и с большой кривизной значительно увеличивают сопротивление по сравнению с крылом тонкого профиля, что при использовании одной и той же мощности силовой установки сказалось бы на уменьшении скорости самолета при выполнении установившихся режимов полета.

Задачу по увеличению коэффициента подъемной силы крыла при взлете и посадке самолета без изменения аэродинамических характеристик крыла в полете впервые в истории авиации решил советский ученый С. А. Чаплыгин, разработав теорию механизированного крыла. В настоящее время имеется много различных видов механизации крыла, из которых на самолете Ан-2 применены щелевые закрылки и автоматические выдвижные предкрылки. Закрылки представляют собой профилированную поверхность, расположенную в ~~задней~~^{задней} части крыла, способную поворачиваться вокруг оси, проходящей через носок закрылка. Угол отклонения закрылков: при взлете — до 30° , при посадке в нормальных условиях до 30° , при посадке на ограниченную площадку до 40° .

Увеличение значения коэффициента подъемной силы при отклонении закрылков достигается в основном за счет увеличения кривизны профиля крыла. При отклонении закрылков на небольшой угол и на сравнительно небольших скоростях полета значение коэффициента лобового сопротивления практически почти не меняется, что при увеличении коэффициента подъемной силы способствует увеличению качества. Отклонение закрылков на угол до 5° при скорости полета самолета Ан-2 до 150 км/ч сопровождается увеличением скорости горизонтального полета на 5 км/ч , а вертикальной скорости подъема при наборе высоты — на $0,2 \text{ м/сек}$. Улучшение летных характеристик самолета при отклонении закрылков на 5° объясняется тем, что за счет большей кривизны профиля крыла увеличивается коэффициент подъемной силы. В результате этого для создания необходимой величины подъемной силы, обеспечивающей прямолинейность траектории при подъеме и в горизонтальном полете, требуется меньшая скорость, а следовательно, и потребная мощность. Увеличившийся в связи с этим избыток мощности расходуется на увеличение крейсерской скорости в горизонтальном полете и вертикальной при подъеме.

При отклонении закрылков на больший угол и на скоростях больших 150 км/ч коэффициент лобового сопротивления, наоборот,

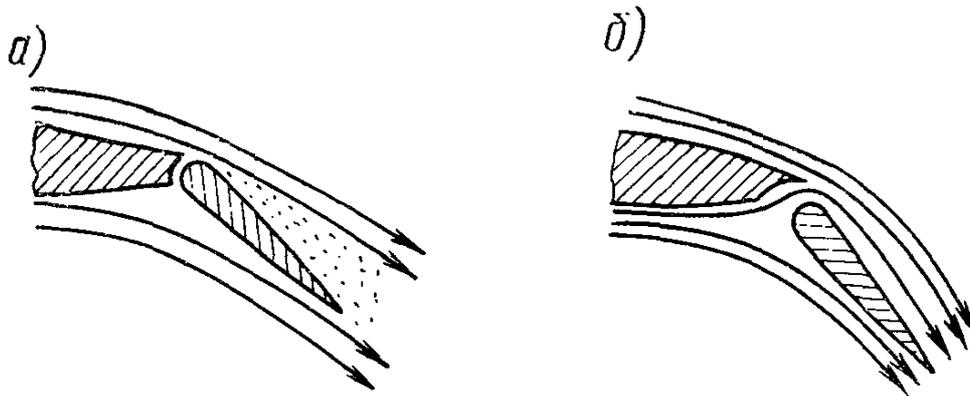


Рис. 18. Принцип действия щелевого закрылка:
 а — простой закрылок; б — щелевой закрылок

увеличивается на значительно бóльшую величину, чем коэффициент подъемной силы, в результате чего качество самолета уменьшается. Наличие щелевого закрылка (рис. 18, б) по сравнению с обычным (рис. 18, а) дает дополнительное увеличение коэффициента подъемной силы, так как воздух, проходя через профилированную щель с бóльшей скоростью, сдувает завихрение с верхней поверхности крыла у ребра обтекания и уменьшает толщину пограничного слоя. При отклонении закрылка условия обтекания крыла у задней кромки улучшаются, центр давления смещается назад.

Отклонение закрылков на угол более 30° разрешается только в тех случаях, когда посадка с отклоненными закрылками на 30° не обеспечивает безопасности. При уборке закрылков подъемная сила крыла уменьшается. Резкая уборка закрылков сопровождается значительной «просадкой» самолета, ввиду чего уборка их в один прием и на высоте менее установленной запрещается.

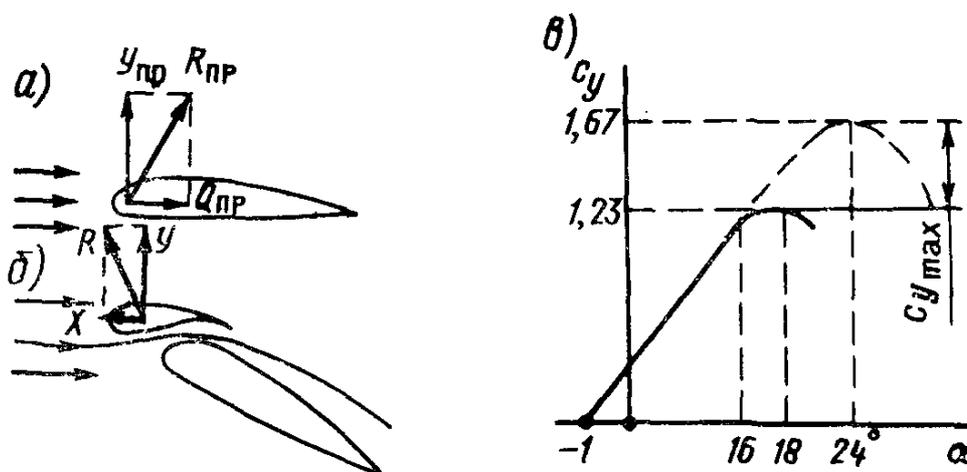


Рис. 19. Аэродинамический спектр крыла и аэродинамические силы предкрылка:

а — на малых углах атаки (предкрылок прижат); б — на больших углах атаки (предкрылок открыт); в — график увеличения коэффициента c_y

Предкрылки предназначены для улучшения посадочных характеристик самолета и улучшения поперечной устойчивости и управляемости на больших углах атаки.

Предкрылок представляет собой небольшое крылышко, расположенное на передней кромке по всему размаху верхнего крыла. На малых углах атаки предкрылок плотно прижимается к крылу, вписываясь в общий контур крыла (рис. 19, а). На больших углах атаки под действием аэродинамических сил предкрылок автоматически отжимается, образуя щель, через которую устремляется воздушный поток (рис. 19, б). При движении воздушного потока через щель скорость его увеличивается, часть завихрений на верхней поверхности крыла сдувается, толщина пограничного слоя уменьшается, в результате чего увеличивается максимальное значение коэффициента подъемной силы (рис. 19, в).

Одновременно при отжатии предкрылка давление перед крылом и коэффициент лобового сопротивления уменьшаются, качество увеличивается.

Предкрылки имеют также существенные недостатки:

1) увеличивают профильное сопротивление крыла за счет сопротивления трения, вызванного увеличением площади крыла и неплотностью прилегания предкрылка;

2) снижают безопасность взлета при боковом ветре из-за одностороннего открытия предкрылка по причине несимметричного обтекания и разности углов атаки на полукоробках крыльев, вызванной наличием у них сравнительно большого угла поперечного V .

Вопросы для самоконтроля

1. Назначение крыла и геометрические характеристики крыла самолета Ан-2, их влияние на пилотажные свойства самолета.

2. Причины образования полной аэродинамической силы крыла; факторы, влияющие на ее величину.

3. Причины образования подъемной силы крыла; факторы, влияющие на ее величину.

4. Характер изменения коэффициента подъемной силы крыла самолета Ан-2 при изменении угла атаки.

5. Профильное сопротивление крыла: составные элементы, причины образования; факторы, влияющие на величину профильного сопротивления.

6. Индуктивное сопротивление крыла, причины возникновения; факторы, влияющие на величину коэффициента индуктивного сопротивления.

7. Лобовое сопротивление крыла, характер изменения коэффициента лобового сопротивления при изменении угла атаки.

8. Аэродинамическое качество крыла и угол качества, зависимость между ними.

9. Поляра крыла: сущность и назначение поляры, методика ее построения и характерные углы атаки на поляре крыла.

10. Назначение, геометрическая характеристика, принцип работы и недостатки предкрылков на самолете Ан-2.

11. Назначение, геометрическая характеристика, принцип работы и порядок пользования закрылками.

ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВКИ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА Ан-2

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ САМОЛЕТА

Подъемная сила самолета равна подъемной силе крыла, так как подъемная сила, создаваемая остальными элементами конструкции самолета, столь незначительна, что ею практически пренебрегают.

Лобовое сопротивление самолета состоит из сопротивления его отдельных частей, обтекаемых воздушным потоком: Q самолета равно Q крыла + Q фюзеляжа + Q оперения + Q силовой установки + Q шасси + Q спецаппаратуры и др.

Сопротивление всех несущих частей самолета называется *вредным сопротивлением* и обозначается $Q_{вр}$. В диапазоне летных углов атаки коэффициент вредного сопротивления $c_{xвр}$ изменяется незначительно, поэтому его величину считают постоянной, не зависящей от углов атаки.

2. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО САМОЛЕТА

Аэродинамическим качеством самолета называется число, показывающее, во сколько раз подъемная сила на данном угле атаки больше силы лобового сопротивления самолета. Поскольку подъемная сила самолета равна подъемной силе крыла, а лобовое сопротивление самолета больше лобового сопротивления крыла на величину вредного сопротивления, то и качество самолета всегда меньше качества крыла.

Качество самолета, как и качество крыла, зависит от угла атаки: с увеличением угла атаки до наивыгоднейшего качество увеличивается, при дальнейшем увеличении угла атаки качество уменьшается. Кроме угла атаки, на качество самолета влияют интерференция, состоящие поверхности внешних (особенно несущих) частей самолета и скольжение.

Интерференцией называется взаимное влияние сочлененных частей самолета на величину его аэродинамических сил. В результате интерференции лобовое сопротивление, как правило, увеличивается, а подъемная сила уменьшается, что приводит к уменьшению аэродинамического качества. Явление интерференции проявляется в местах сочленения крыла с фюзеляжем (на самолете Ан-2 особенно в месте сочленения нижнего крыла с фюзеляжем), фюзеляжа с оперением, сельхозаппаратуры с фюзеляжем. Причиной возникновения интерференции является образование диффузорного эффекта. Так, например, боковая поверхность фюзеляжа и поверхность крыла образуют расширяющийся в направлении движения воздушного потока канал-диффузор, как показано на рис. 20.

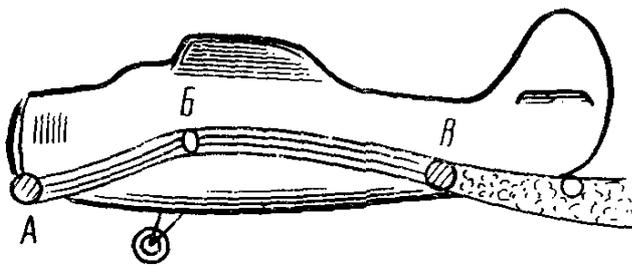


Рис. 20. Явление интерференции
(А, Б, В — различные сечения струйки воздуха)

В диффузоре, по мере расширения канала, скорость воздушного потока уменьшается, а давление увеличивается.

Образовавшаяся разность давлений (в сечении Б — меньшее, в сечении В — большее) вызывает движение пограничного слоя навстречу основному потоку, что приводит к набуханию пограничного слоя,

отставанию его от поверхности крыла и срыву с крыла основным потоком. Местный срыв пограничного слоя влечет за собой уменьшение подъемной силы и увеличение лобового сопротивления.

Для уменьшения интерференции применяются зализы, обеспечивающие плавность перехода в местах сочленения частей самолета с фюзеляжем.

Увеличение шероховатости поверхности и искажение формы профиля элементов конструкции самолета, вызванные наличием грязи, образованием волнистости обшивки, обледенением, а также нарушением герметизации самолета из-за неплотного прилегания эксплуатационных люков и обтекателей, уменьшают аэродинамическое качество самолета.

При отклонении руля направления или под влиянием бокового ветра создается момент, стремящийся изменить направление полета самолета, а так как самолет по инерции стремится двигаться прямолинейно, то получается косоое движение самолета, которое называется *скольжением*. Угол, образованный плоскостью симметрии самолета и направлением скорости полета, называется *углом скольжения* и обозначается буквой β .

На рис. 21 показано, что при наличии скольжения в создании подъемной силы участвует только составляющая скорости ($V_{эф}$), ввиду чего подъемная сила уменьшается. С другой стороны, вследствие несимметричного обтекания фюзеляжа и других частей самолета коэффициент лобового сопротивления увеличивается. А в результате уменьшения подъемной силы и увеличения лобового сопротивления при выполнении полета со скольжением аэродинамическое качество самолета уменьшается.

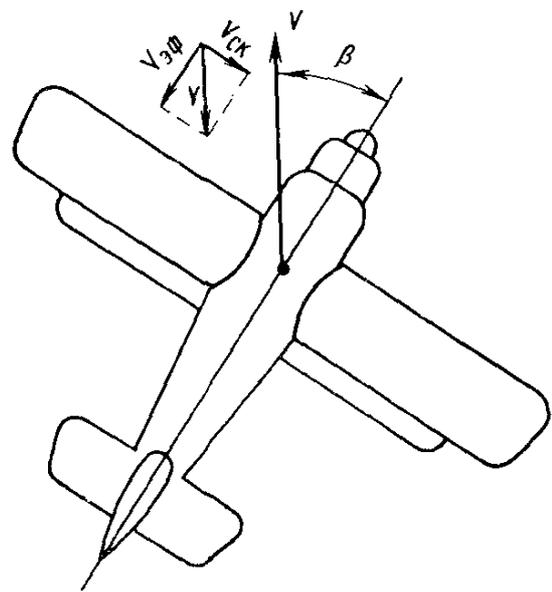


Рис. 21. Скольжение самолета

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВКИ

Общая характеристика. Самолет Ан-2, созданный ОКБ под руководством генерального конструктора Героя Социалистического Труда О. К. Антонова, принят в эксплуатацию как многоцелевой самолет. Он применяется на местных воздушных линиях для перевозки пассажиров и грузов, а при незначительном переоборудовании применяется в вариантах:

- 1) сельскохозяйственном — для борьбы с вредителями сельского хозяйства, аэросева, подкормки посевов;
- 2) санитарном — для использования в санитарной авиации;
- 3) водном (на поплавках) для эксплуатации на речных трассах и в Заполярье (обозначается Ан-2В);
- 4) для геологических изысканий;
- 5) для тушения лесных пожаров.

Самолет имеет около 20 модификаций и используется для выполнения свыше 30 различных видов работ в народном хозяйстве нашей страны, а также далеко за ее пределами.

Нормальный полетный вес самолета всех вариантов установлен 5 250 кг, а в высокогорных районах с превышением местности от 3 000 до 3 800 м — 5 000 кг¹. На самолете разрешается перевозить: в сухопутном варианте — 12 пассажиров, в водном варианте — 9 пассажиров.

В грузовом варианте на самолете могут перевозиться различного рода грузы весом до 1 500 кг, а в сельскохозяйственном варианте — до 1 500 кг ядохимикатов. Прочность пола обеспечивает транспортировку сосредоточенных грузов с нагрузкой до 1 000 кг/м². В зимний период при достаточной толщине снежного покрова самолет эксплуатируется на лыжном шасси. На самолете установлено современное пилотажно-навигационное оборудование, позволяющее эксплуатировать его:

а) днем в простых и в сложных метеоусловиях (если нет обледенения) при высоте облачности 100 м и горизонтальной видимости 1 000 м:

б) ночью в простых метеоусловиях (вне облачности) при высоте нижней кромки облаков 450 м и горизонтальной видимости 4 000 м; в горной местности соответственно 700 м и 10 км.

Самолет обладает высокими летными качествами. Диапазон крейсерских скоростей самолета в горизонтальном полете составляет 145—225 км/ч по прибору.

Отличительной особенностью самолета Ан-2 по сравнению с другими самолетами является сочетание сравнительно большой дальности полета и грузоподъемности с хорошими взлетно-посадочными данными, обеспечивающими эксплуатацию его с полевых

¹ При температуре наружного воздуха до 20°C возможна эксплуатация самолета в транспортном варианте с полетным весом 5 500 кг.

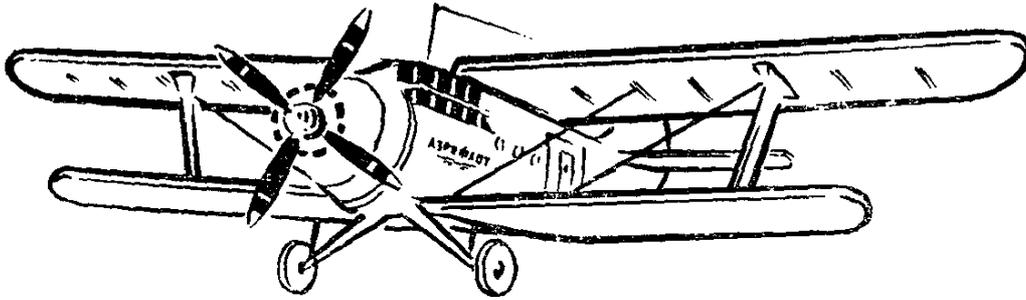


Рис. 22. Общий вид самолета Ан-2

аэродромов и посадочных площадок ограниченных размеров, что особенно важно при выполнении работ в сельском хозяйстве.

Особенности компоновки. Самолет представляет собой биплан расчалочного одностоечного типа с неубирающимся трехколесным шасси с хвостовым колесом (рис. 22).

По сравнению с монопланом биплан имеет преимущество в том, что создает подъемную силу необходимой величины при сравнительно меньшей скорости полета самолета, так как имеет большую площадь крыла, имеет лучшие характеристики по устойчивости самолета. Недостаток биплана состоит в том, что он создает большее сопротивление.

Фюзеляж удобообтекаемой формы с плавным уступом в носовой части сверху, образуемым фонарем кабины пилотов. По бокам фонарь выходит за габариты фюзеляжа, чем обеспечивается хороший обзор в стороны и частично назад. Носовая часть фюзеляжа выполнена в виде усеченного конуса, поперечное сечение основной части — трапециевидной формы с сужением верха и закруглением углов и сторон. В средней части снизу фюзеляж имеет плавные переходы на центроплан, к которому присоединяются отъемные части нижнего крыла. К хвостовой части поперечное сечение фюзеляжа уменьшается и переходит в овальную форму. Сопротивление фюзеляжа составляет около 30% от общего сопротивления самолета.

В носовой части фюзеляжа размещена *силовая установка*, состоящая из звездообразного поршневого двигателя АШ-62ИР и воздушного винта изменяемого шага — АВ-2, который с 1963 г. является основным винтом, предназначенным для самолета Ан-2. Однако в производственных подразделениях могут еще встретиться на самолетах Ан-2 трехлопастные винты АВ-7Н-161.

На самолетах водного варианта (Ан-2В) установлен реверсивный винт АВ-2Р. Для уменьшения лобового сопротивления двигатель заключен в удобообтекаемый капот.

Продольная ось двигателя совпадает со строительной горизонталью самолета, однако расположена ниже центра тяжести, т. е. на самолете имеется нижняя децентрация винта. Нижняя децентрация винта пустого самолета с полным оборудованием равна 330 мм.

При загрузке самолета децентрация изменяется, но во всех случаях остается нижней.

Из-за нижней децентрации винта при увеличении режима работы двигателя в полете создается кабрирующий момент, при уменьшении режима работы двигателя кабрирующий момент уменьшается, и самолет под действием оставшегося пикирующего момента руля высоты переходит на планирование, что является положительным качеством, так как способствует сохранению скорости полета самолета в случае внезапной остановки двигателя.

Коробка крыльев состоит из верхнего и нижнего крыла. Консоли верхнего крыла крепятся к фюзеляжу, а консоли нижнего крыла — к лонжеронам центроплана. Угол установки верхнего крыла составляет 3° , нижнего крыла — 1° .

Углом установки крыла называется угол, заключенный между хордой корневой нервюры крыла и продольной осью самолета. При таком угле установки крыльев в полете самолета на режиме наибольшей крейсерской скорости фюзеляж располагается по потоку и создает наименьшее сопротивление. Разница в установочных углах верхнего и нижнего крыла вызвана различным их расположением по высоте, в результате чего при движении самолета вблизи земли (на взлете и при посадке) при одном и том же угле атаки у нижнего крыла коэффициент подъемной силы больше, чем у верхнего, так как экранирующее действие земли оказывает меньшее влияние на верхнее крыло. Кроме этого, из-за установки сельхозаппаратуры и большего поперечного угла вредная интерференция на нижнем крыле проявляется больше, чем на верхнем крыле. Такой подбор углов установки верхнего и нижнего крыла приближает их к одинаковым условиям работы.

Углы установки левой и правой полукоробок крыльев одинаковые — реактивный момент винта уравнивается отклонением элеронов.

Размах и хорда нижнего крыла меньше, чем у верхнего. Уменьшение размаха нижнего крыла повышает безопасность при борьбе со сносом во время выполнения взлета и посадки с боковым ветром.

Крылья имеют мощную механизацию. По всему размаху передней кромки верхнего крыла установлены предкрылки, по задней кромке корневой части верхнего крыла и по всему размаху нижнего крыла — закрылки. В консольной части верхнего крыла установлены щелевые элероны с дифференциальным отклонением: вверх — 30° , вниз — 14° . При наличии щели и дифференциальности отклонения элеронов улучшается поперечная управляемость самолета на больших углах атаки.

Элероны имеют отличительную особенность, которая состоит в том, что при отклонении закрылков на угол 40° элероны одновременно отклоняются вниз на угол 16° и работают как закрылки, дополняя этим положительное действие основных закрылков. Однако в этом случае предельные углы отклонения элеронов, как орга-

нов поперечной управляемости самолета, существенно изменяются и если считать от хорды крыла, то угол отклонения их будет: вверх — 12° , вниз — 30° .

Оперение высокого расположения со стабилизатором подкосного типа. Высокое расположение оперения уменьшает влияние воздушного потока, сбегающего с крыла, чем улучшаются продольные устойчивость и управляемость самолета.

Киль и руль направления, стабилизатор и руль высоты имеют общий удобообтекаемый двояковыпуклый симметричный профиль. Киль имеет трапециевидную форму с закруглением всего контура по ребру атаки и плавный переход нижней части ребра атаки к фюзеляжу, что уменьшает сопротивление от интерференции. Руль направления имеет плавный овальный контур по ребру обтекания.

Большая площадь вертикального оперения ($5,85 \text{ м}^2$) при зажатом управлении обеспечивает хорошую путевую устойчивость самолета, а большой угол отклонения руля направления (по 28° в каждую сторону) в сочетании с большой площадью вертикального оперения обеспечивает достаточную путевую управляемость самолета при посадке, когда скорость сравнительно мала и отсутствует обдувка руля воздушным потоком, отбрасываемым винтом.

Стабилизатор имеет в плане прямоугольную форму с закругленными концами; профиль несколько уменьшающейся толщины на участке законцовок. Относительно строительной горизонтали самолета стабилизатор имеет отрицательный установочный угол, равный -1° , чем обеспечивается продольное равновесие самолета при незначительном отклонении руля высоты во время полета на основных крейсерских режимах.

На самолетах свыше 60-й серии угол отклонения руля высоты вниз — 22° , вверх — 42° . Большой угол отклонения руля высоты вверх обеспечивает создание самолету посадочного угла атаки при малых скоростях и предельно передней центровке. Угол отклонения руля высоты вниз обеспечивает преодоление кабрирующего момента на взлетном режиме с отклоненными закрылками и предельно задней центровкой. Для уменьшения усилий на рулевом управлении самолетом рули и элероны имеют аэродинамическую осевую компенсацию, а также триммеры, установленные на левом элероне с отклонением вверх и вниз на 24° , на левой половине руля высоты с отклонением вверх и вниз на 14° , на руле направления с отклонением в обе стороны по 14° . Для устранения вибраций элероны и руль направления имеют 100% весовую балансировку, а руль высоты — 105%.

Для уменьшения лобового сопротивления шасси амортизационные стойки главных колес и верхние узлы крепления стоек к ферме центроплана, а также выступающие из фюзеляжа части установки хвостового колеса закрыты обтекателями.

Применение на самолете убирающегося в полете шасси позволило бы увеличить максимальную скорость на 10—15 км/ч, однако увеличение веса конструкции, вызванное необходимостью установ-

ки дополнительных агрегатов для уборки и выпуска шасси, сделало бы убирающиеся шасси невыгодными.

Высота шасси выбрана с таким расчетом, чтобы обеспечить самолету стояночный угол, равный $11^{\circ}50'$. С таким стояночным углом концы лопастей воздушного винта при работающем двигателе значительно удалены от поверхности земли, а это предохраняет их от повреждений растительностью при рулении, разбеге и пробеге на травянистых посадочных площадках (аэродромах). Стояночный угол самолета совместно с установочным углом крыла обеспечивает создание самолету без подъема хвоста на разбеге такой угол атаки отрыва, при котором самолет имеет хорошие взлетные характеристики.

Устройство для стопорения установки хвостового колеса на самолетах Ан-2 различных вариантов значительно повысило путевую устойчивость при рулении, разбеге и пробеге с боковым ветром, а также во время руления по размокшему или песчаному грунту.

4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Аэродинамические характеристики самолета представлены полярами. Рассматриваемые ниже поляры соответствуют режиму снижения самолета без учета влияния обдувки и близости земли.

Поляра самолета при прижатых предкрылках и неотклоненных закрылках. Эта поляра представлена на рис. 23, из которого видно:

1) угол атаки нулевой подъемной силы (α_0) составляет минус 1° , при этом коэффициент лобового сопротивления равен 0,027;

2) угол атаки наивыгоднейшей ($\alpha_{нв}$) равен 6° , а максимальное качество при этом составляет 10;

3) критический угол атаки ($\alpha_{кр}$) равен 18° , при этом коэффициент подъемной силы достигает максимального значения и равен 1,23; поскольку стояночный угол самолета равен $11^{\circ}50'$, а установочный угол верхнего крыла равен 3° , то посадочный угол атаки верхнего крыла составит около 15° , т. е. значительно меньше критического;

4) при достижении угла атаки 16° автоматически выдвигаются предкрылки.

Поляра самолета при отжатых предкрылках и неотклоненных закрылках. С отжатием предкрылков работа крыла протекает с новой закономерностью. Из рис. 24 видно, что выдвигание предкрылков вызвало:

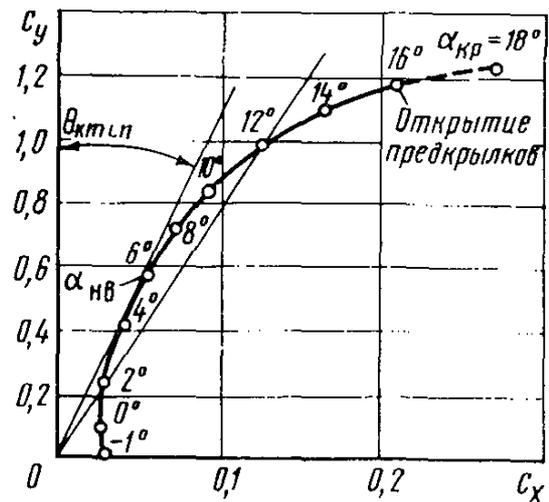


Рис. 23. Поляра самолета с прижатыми предкрылками и неотклоненными закрылками

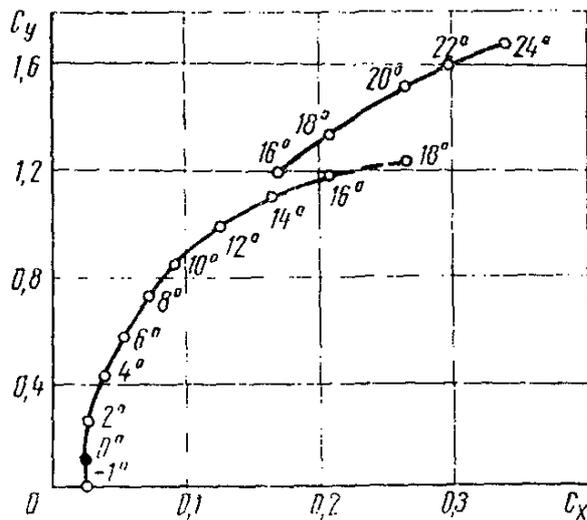


Рис. 24. Поляра самолета с отжатыми предкрылками и неотклоненными закрылками

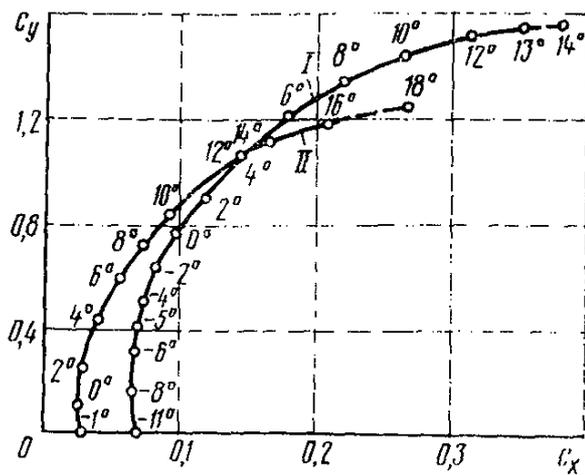


Рис. 25. Поляра самолета с прижатыми предкрылками и отклоненными закрылками на угол 40° :
I - закрылки отклонены; II - закрылки не отклонены

1) увеличение критического угла атаки от 18° до 24° , при этом максимальное значение коэффициента подъемной силы увеличилось от 1,23 до 1,67, что составляет 20%;

2) уменьшение коэффициента лобового сопротивления на углах атаки от 16° до 18° в среднем на 18%;

3) увеличение аэродинамического качества на углах атаки от 16° до 18° в среднем на 30%.

Поляра самолета при прижатых предкрылках и отклоненных закрылках на 40° . Изменение кривизны профиля крыла при отклонении закрылков приводит к существенному изменению значения характерных точек поляры и аэродинамических коэффициентов. В связи с этим на рис. 25 показано:

1) угол атаки нулевой подъемной силы уменьшается с -1° до -11° ;

2) угол атаки критический уменьшается с 18° до 14° ;

3) коэффициент подъемной силы (C_y) увеличивается от 1,23 до 1,55, что составляет 26%;

4) коэффициент лобового сопротивления (C_x) на всем диапазоне углов атаки значительно увеличивается;

5) наимыгоднейший угол атаки уменьшается до нуля, максимальное качество при этом составляет 7,6, что меньше максимального качества при неотклоненных закрылках на 24%.

Поляра самолета при отжатых предкрылках и отклоненных закрылках на 40° . При отклоненных закрылках на 40° на угле атаки, равном 13° , автоматически выдвигаются предкрылки (рис. 26), в результате чего происходит следующее:

1) критический угол атаки увеличивается от 14° до 20° ;

2) максимальное значение коэффициента подъемной силы увеличивается от 1,55 до 1,95 и составляет 25%;

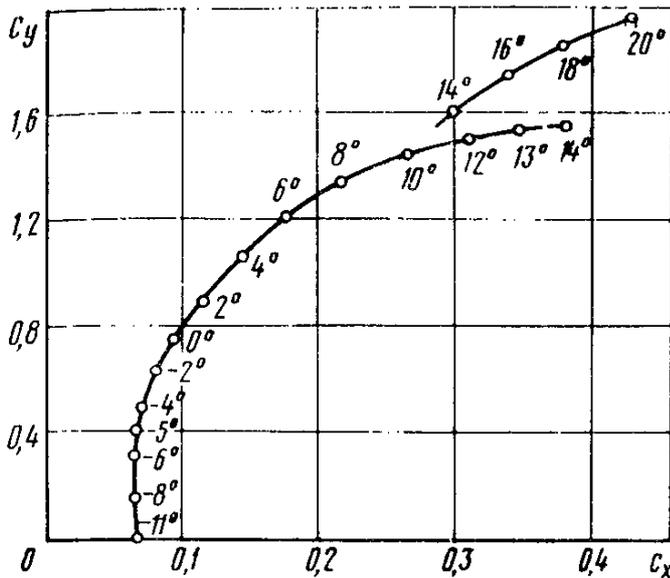


Рис. 26. Поляра самолета с отжатыми предкрылками и отклоненными закрылками на угол 40°

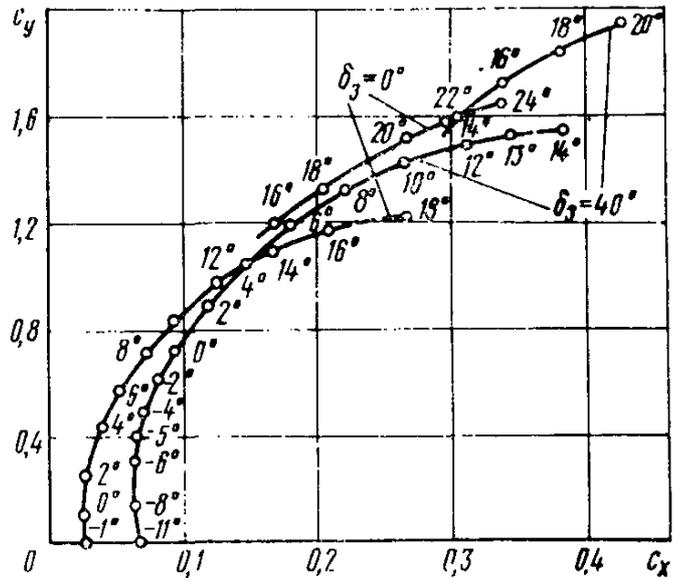


Рис. 27. Совмещенные поляры самолета Ан-2 при различном положении механизации крыла

3) коэффициент c_x после выдвижения предкрылков уменьшается: на угле атаки 13° он равен 0,285, а на угле атаки 14° — 0,298, что меньше, чем с прижатыми предкрылками на 20%.

Применение закрылков и предкрылков приводит к увеличению диапазона летных углов атаки, который составляет:

а) при неотклоненных закрылках и выдвинутых предкрылках 25° ;

б) при отклоненных закрылках и выдвинутых предкрылках 31° .

Увеличение диапазона углов атаки в сторону больших углов (меньших скоростей) и соответственно увеличение коэффициентов подъемной силы дает возможность производить снижение самолета с меньшей поступательной скоростью, но с относительно большей вертикальной скоростью. Уменьшение аэродинамического качества при отклоненных закрылках приводит к увеличению угла и вертикальной скорости снижения. Таким образом, раздельная и особенно одновременная работа предкрылков и закрылков улучшает посадочные характеристики самолета.

Отклонение закрылков при взлете улучшает взлетные характеристики самолета. При отклонении закрылков на взлете за счет увеличения коэффициента подъемной силы необходимая для отрыва самолета подъемная сила создается при меньшей скорости, в результате чего сокращается длина разбега.

Отжатие предкрылков при выходе самолета на большие углы атаки задерживает срыв потока с крыла, чем улучшается поперечная устойчивость самолета.

Совмещенные поляры самолета при различном положении механизации крыла. На рис. 27 приведены совмещенные поляры самолета при различном положении механизации крыла:

Таблица 2

Положение механизации крыла		Значение	Характерные углы атаки			
			нулевой подъемной силы	наивыгоднейший	открытия предкрылков	критический
Закрылки не отклонены	Предкрылки прижаты	α	-1°	6°	16°	18°
		c_y	—	0,58	1,18	1,23
		c_x	0,027	0,058	0,21	0,27
		K	—	10	5,62	4,55
	Предкрылки открыты	α	-1°	6°	16°	24°
		c_y	0	0,58	1,2	1,67
		c_x	0,027	0,058	0,17	0,34
		K	—	10	7	4,9
Закрылки отклонены	Предкрылки прижаты	α	-11°	0°	13°	14°
		c_y	—	0,72	1,52	1,55
		c_x	0,065	0,094	0,342	0,38
		K	—	7,65	4,44	4,08
	Предкрылки открыты	α	-11°	0°	13°	20°
		c_y	—	0,72	1,55	1,95
		c_x	0,065	0,094	0,295	0,43
		K	—	7,65	5,25	4,55

- 1) при неработающей механизации;
- 2) при неотклоненных закрылках и отжатых предкрылках;
- 3) при отклоненных закрылках и прижатых предкрылках;
- 4) при отклоненных закрылках и отжатых предкрылках.

Значение аэродинамических коэффициентов и аэродинамического качества самолета на характерных углах атаки показано в табл. 2.

5. ВЛИЯНИЕ БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

В гл. II, § 5 указывалось, что при образовании подъемной силы из-за перетекания воздуха из-под крыла на крыло под крылом происходит снос потока, в результате чего истинный угол атаки крыла уменьшается, а сопротивление крыла на величину индуктивного сопротивления (Q_i) увеличивается. Это положение справедливо

при выполнении полета вдали от земли, так как силы давления отбрасываемых крылом воздушных масс распределены по большой площади земли. Поэтому их величина на единицу площади ничтожно мала и, отражаясь от земли с такой же силой, они не оказывают никакого влияния на летящий самолет.

С приближением же самолета к земле область распределения сил давления, отбрасываемых крылом воздушных масс, становится все уже и уже. В результате реакции земли воздушные массы отражаются от нее с большей интенсивностью, если самолет находится ближе к земле. Таким образом, земля является своего рода экраном, препятствующим отражению крылом потока вниз.

На рис. 28,а показана величина кажущегося угла атаки при выполнении полета вдали от земли. На рис. 28,б показано, что при выполнении полета вблизи земли под действием экранирующего влияния ее уменьшился скос потока под крылом, что привело к увеличению истинного угла атаки. Увеличение его вблизи земли ускоряет срыв потока с крыла в результате чего уменьшается значение критического угла атаки.

На рис. 28,в показано, что в результате более раннего срыва потока и уменьшения критического угла атаки $c_{y_{max}}$ вблизи земли у крыла с неотклоненными закрылками практически остается неизменным, а у крыла с отклоненными закрылками на 40° уменьшается на 10% .

Учет влияния близости земли на аэродинамические характеристики самолета приобретает особо важное практическое значение

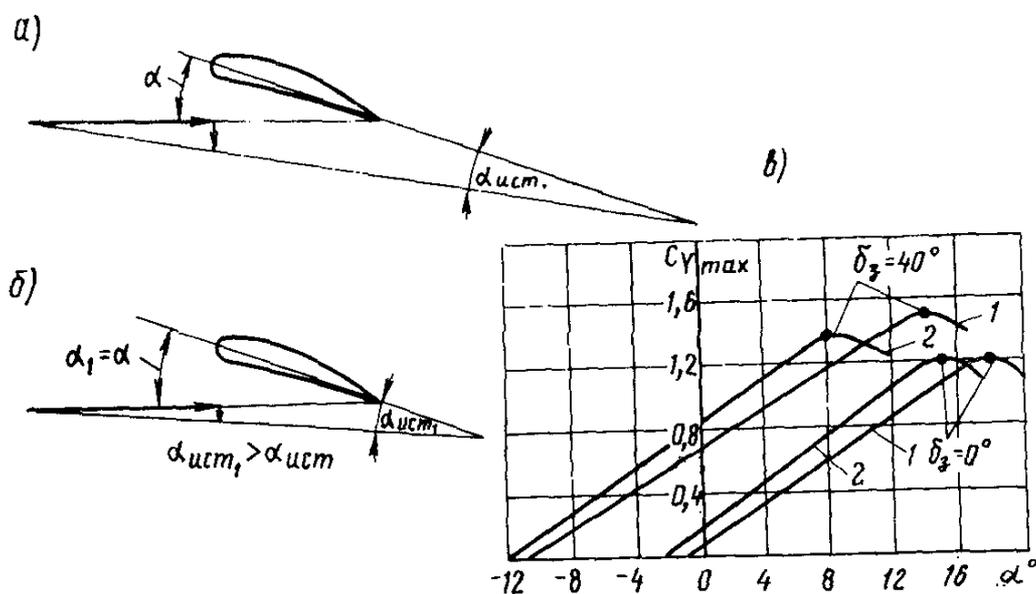


Рис. 28. Истинные углы атаки и значения $c_{y_{max}}$ крыла при полете вблизи и вдали от земли:

а — при выполнении полета вдали от земли; б — при выполнении полета вблизи от земли; в — значение критического угла атаки и $c_{y_{max}}$ крыла самолета:

1 — вдали от земли; 2 — вблизи земли

при выполнении авиационно-химических работ, взлета и ухода на второй круг с малых высот на самолете Ан-2, так как при потере скорости в этих случаях сваливание самолета произойдет на большей скорости, чем при выполнении полета вдаль от земли.

Вопросы для самоконтроля

1. Аэродинамическое качество самолета, зависимость его от угла атаки, интерференции и скольжения.
2. Физическая сущность интерференции частей самолета, места ее проявления на самолете, способы уменьшения вредной интерференции.
3. Общая характеристика самолета Ан-2.
4. Характеристика конструктивно-аэродинамической схемы самолета.
5. Поляра самолета при неработающей механизации крыла: характер изменения аэродинамических коэффициентов, значение характерных углов атаки и максимального качества самолета.
6. Поляра самолета с открытыми предкрылками и неотклоненными закрылками. Характер изменения аэродинамических коэффициентов и значение характерных углов атаки после открытия предкрылков. Диапазон летных углов атаки.
7. Поляра самолета при прижатых предкрылках и отклоненных закрылках на 40° . Характер и причины изменения величины характерных углов атаки и значения аэродинамических коэффициентов. Максимальное качество самолета и диапазон летных углов атаки.
8. Поляра самолета при совместной работе предкрылков и закрылков. Характер изменения аэродинамических коэффициентов, диапазон летных углов атаки и его использование в летной практике.
9. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета, важность учета этого влияния в летной практике.

ГЛАВА IV

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Силовая установка самолета предназначена для создания силы тяги, необходимой для преодоления сопротивления воздуха и обеспечения поступательного движения самолету. Силовая установка самолета Ан-2 состоит из авиационного поршневого двигателя внутреннего сгорания АШ-62ИР и воздушного винта. Двигатель преобразует тепловую энергию топлива в механическую, расходуемую на вращение воздушного винта.

Воздушный винт — лопастный аппарат, предназначенный для создания силы тяги. *Тяга винта* — реактивная сила. При вращении винта его лопасти набегают на воздух под некоторым углом атаки, захватывают массы воздуха и отбрасывают назад, при этом на лопасти действует реакция отбрасываемого воздуха, которая и является силой тяги.

1. ВЫСОТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ РЕЖИМЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

Мощность, на которую рассчитаны детали двигателя, называется номинальной, она обеспечивает получение расчетной макси-

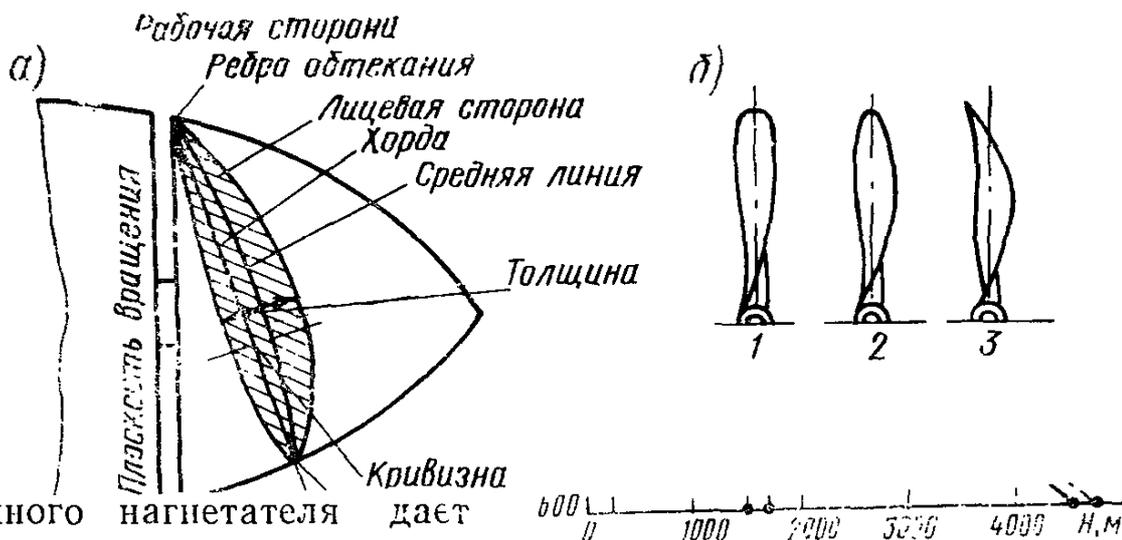


Рис. 29. Высотная характеристика двигателя АШ-62ИР (сплошная линия — без учета скоростного наддува; пунктирная линия — с учетом скоростного наддува)

робежного нагнетателя дает возможность создать на земле и в полете до высоты 200 м наддув 1 050 мм рт. ст. и получить относительно большую мощность. Эта мощность называется форсированной или взлетной.

Она используется в исключительных случаях, когда взлет на номинальном режиме работы двигателя не обеспечивает безопасности. Продолжительность непрерывной работы двигателя на взлетном режиме не должна превышать 5 мин.

По мере увеличения высоты полета, начиная с 200 м, давление наддува (p_n) падает, уменьшаясь на 10 мм при подъеме на каждые 100 м высоты и без учета скоростного наддува на высоте 1 500 м составит 900 мм рт. ст. Однако за счет наличия нагнетателя и уменьшения противодавления на выхлопе номинальная мощность двигателя с увеличением высоты полета до расчетной увеличивается. Характер изменения номинальной мощности двигателя по высоте представлен на графике (рис. 29), который называется *высотной характеристикой*.

На высотной характеристике показано:

1) на земле эффективная мощность двигателя (N_e) составляет 820 л. с.;

2) на расчетной высоте (1 500 м — без учета скоростного наддува, 1 670 м — с учетом скоростного наддува) эффективная мощность двигателя увеличивается на 20 л. с.;

3) на высотах выше расчетной мощности двигателя уменьшается (на высоте 4 500 м она составит 600 л. с.).

На рис. 29 пунктиром показана высотная характеристика двигателя с учетом скоростного наддува при выполнении горизонтального полета на скорости 230 км/ч.

Скоростным наддувом называется повышение давления воздуха на входе в нагнетатель за счет скорости полета. Повышение давления, особенно при наличии воздухозаборников, при выполнении полета до расчетной высоты, когда нагнетатель поддерживает посто-

при выполнении авиационно-химических работ, взлета и ухода на второй круг с малых высот на самолете Ан-2, так как при потере скорости в этих случаях сваливание самолета произойдет на большей скорости, чем при выполнении полета вдаль от земли.

Вопросы для самоконтроля

1. Аэродинамическое качество самолета, зависимость его от угла атаки, интерференции и скольжения.
2. Физическая сущность интерференции частей самолета, места ее проявления на самолете, способы уменьшения вредной интерференции.
3. Общая характеристика самолета Ан-2.
4. Характеристика конструктивно-аэродинамической схемы самолета.
5. Подача самолета при неработающей механизации крыла: характер изменения

номинального наддува (900 мм рт. ст.), вызывает повышение температуры воздуха, которое сопровождается уменьшением качества смеси и уменьшением мощности двигателя. Скоростной наддув полезен только при выполнении полетов на высотах выше расчетной, так как позволяет получить номинальную эффективную мощность двигателя на большей высоте.

Приращение высоты (ΔH) зависит от скорости полета самолета и определяется по формуле

$$\Delta H = 3,6 \left(\frac{V}{100} \right)^2 (м).$$

При подъеме из-за затенения воздухозаборника капотом высотность двигателя несколько уменьшается.

Наибольший режим работы двигателя, который не регламентируется временем, называется *эксплуатационным* или *режимом наибольшей крейсерской мощности*, он составляет 0,9 от номинальной мощности.

Горизонтальный полет самолета Ан-2 с крейсерскими скоростями 145—225 км/ч по прибору обеспечивается затратой двигателем от 40 до 90% номинальной мощности. Режимы работы двигателя, обеспечивающие полет самолета в диапазоне скоростей 145—225 км/ч по прибору, называются *крейсерскими*. Работа двигателя на основных режимах характеризуется параметрами, указанными в табл. 3.

2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Воздушный винт состоит из лопастей крылообразной формы и ступицы. Лопасть винта состоит из пера и комлевой части. Лопасть, как и крыло, имеет ребро атаки и ребро обтекания. Передняя более выпуклая поверхность лопасти называется *лицевой*, противоположная — *рабочей стороной* (рис. 30, а). Часть лопасти, ограниченная по длине двумя близко расположенными сечениями, называется *элементом лопасти*.

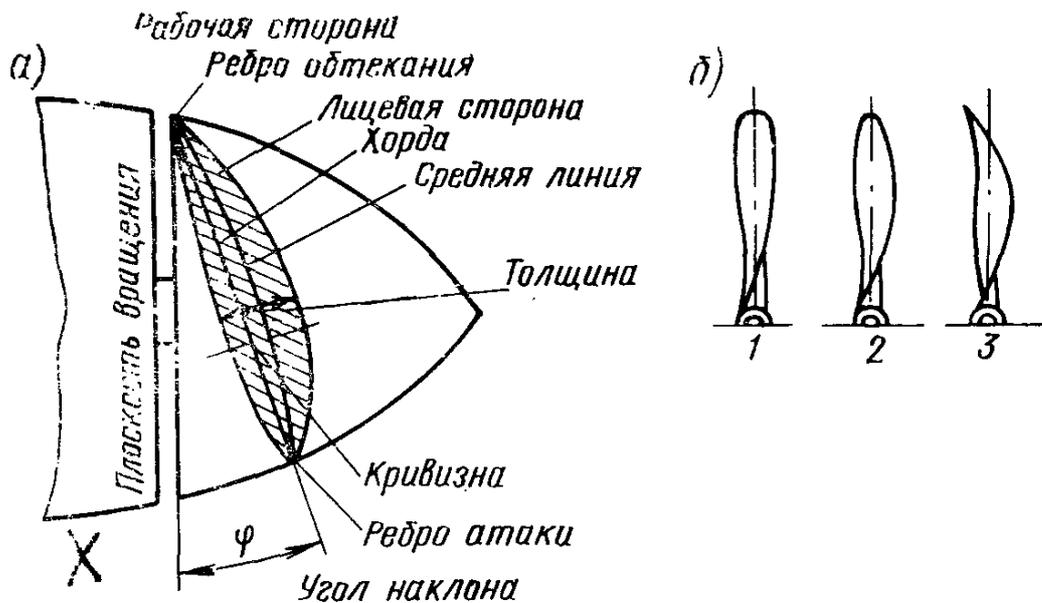


Рис. 30. Элементы, составляющие геометрические характеристики винта:
a — характеристики профиля лопасти воздушного винта; *б* — основные формы лопастей винта в плане;
 1 — веслообразная; 2 — симметричная; 3 — саблевидная

Работа винта зависит от формы лопасти в плане, формы профиля, диаметра, угла наклона лопасти. Эти элементы и геометрический шаг составляют геометрические характеристики винта.

По форме в плане лопасти бывают: саблевидные, симметричные и прямоугольные—веслообразные (рис. 30,б). Профиль лопасти винта характеризуется такими же элементами, как и профиль крыла: длиной хорды, кривизной и толщиной. Наибольшее применение имеют тонкие двояковыпуклые, близкие к симметричным профили.

Диаметром винта (D) называется диаметр окружности, описываемой концами лопастей винта. Современные винты имеют диаметр в пределах 2—5 м. Плоскость, перпендикулярная оси вращения, называется *плоскостью вращения винта*. *Углом наклона лопасти винта (φ)* называется угол, заключенный между плоскостью вращения и направлением хорды элемента лопасти винта. Лопасть имеет геометрическую крутку, поэтому углы наклона по мере удаления элементов лопасти винта от комлевой части уменьшаются.

За угол наклона лопасти винта принято считать угол наклона сечения лопасти винта, расположенного от оси вращения винта на удалении 1 000 мм. Воздушные винты, применяемые на самолете Ан-2, имеют геометрические характеристики, приведенные в табл. 4.

Геометрическим шагом винта (H) называется расстояние, проходимое воздушным винтом за один оборот в неподатливой среде:

$$H = 2\pi r \operatorname{tg} \varphi \text{ (м)}.$$

Поскольку воздушный винт вращается в податливой среде, которой является воздух, то за один оборот он проходит меньшее рас-

Таблица 4

Элемент характеристики	Наименование винта		
	АВ-2	АВ-2Р	АР-7Н-161
Количество лопастей	4	4	3
Форма лопасти	Веслообразная		Симметричная
Диаметр винта, м	3,6	3,6	3,6
Угол наклона лопасти на радиусе, равном 1 000 мм, град:			
минимальный	17	17	19
максимальный	32	32	44
в положении «Реверс»	—	7	—

стояние. Расстояние, проходимое воздушным винтом за один оборот в воздухе, называется *поступью винта*:

$$A = \frac{V}{n} \text{ (м)},$$

где V — скорость полета самолета, м/сек; n — количество оборотов винта в секунду.

Разность между геометрическим шагом и поступью винта называется *скольжением*:

$$S = H - A \text{ (м)}.$$

С увеличением скорости полета самолета скольжение винта уменьшается, а при полете самолета на больших скоростях (пикирование) может быть отрицательным. При положительном скольжении винт, захватывая и отбрасывая воздух назад, создает положительную тягу, а при отрицательном скольжении, отбрасывая воздух вперед, — сопротивление.

В том случае, когда скольжение равно нулю, а профиль лопасти симметричный, винт не будет создавать тяги.

Поступь и скольжение характеризуют способность винта создавать силу тяги и поэтому называются *кинематическими характеристиками воздушного винта*.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Имея крыльевой профиль, лопасть воздушного винта при взаимодействии с воздушным потоком по тем же законам аэродинамики, что и крыло, создает аэродинамическую силу. Величина и направление аэродинамической силы винта зависят от угла атаки лопасти винта. Поскольку лопасть винта в отличие от крыла одновременно находится под воздействием поступательной скорости (V) и окружной скорости (u), то *углом атаки элемента лопасти* винта считают угол, заключенный между направлением хорды элемента и результирующей скорости (W).

Угол атаки элемента лопасти винта зависит от поступательной и окружной скорости, угла наклона лопасти. На рис. 31 показано,

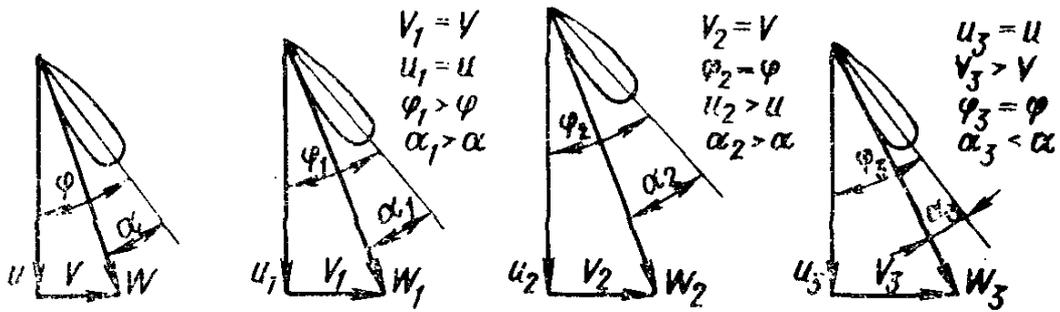


Рис. 31. Зависимость угла атаки (α) элемента лопасти винта от скорости полета (V), угла наклона (φ) элемента лопасти и окружной скорости (u)

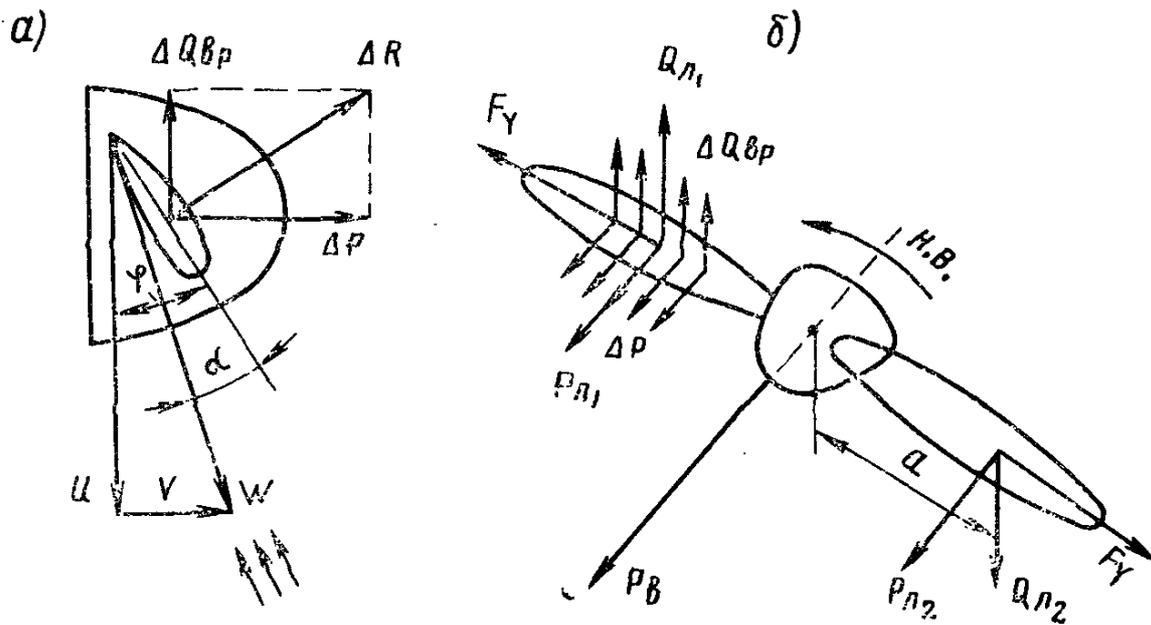


Рис. 32. Аэродинамические и инерционные силы:

а — аэродинамические силы элемента лопасти винта; **б** — аэродинамические силы ($R_{Л}$ и $Q_{Л}$) и инерционные силы ($F_{ц}$) лопастей винта

что с увеличением окружной скорости (u) и угла наклона (φ) угол атаки увеличивается; с увеличением поступательной скорости (V) угол атаки уменьшается.

При обтекании элемента лопасти винта воздушным потоком со скоростью W и с углом атаки α из-за разности давлений между ребром атаки и ребром обтекания, рабочей и лицевой стороной, а также трения воздуха в пограничном слое на элементе лопасти возникает полная аэродинамическая сила (ΔR).

На рис. 32,а показано, что если разложить полную аэродинамическую силу элемента лопасти винта на два направления, то можно получить:

а) в направлении, параллельном оси вращения винта, — элементарную силу тяги (ΔP);

б) в направлении, противоположном вращению винта, — силу сопротивления вращению элемента лопасти ($\Delta Q_{вр}$).

Сумма элементарных сил тяги, приложенная к оси вращения винта, составляет силу тяги винта (рис. 32, б) и определяется по формуле

$$P = \alpha_v \rho n^2 D^4 \text{ (кг)},$$

где α_v — коэффициент тяги, учитывающий форму лопасти в плане, форму профиля, степень обработки лопасти и угол атаки; ρ — плотность воздуха; n — обороты винта в секунду; D — диаметр винта, м.

Сумма элементарных сил сопротивления вращению составляет силу сопротивления вращению лопасти винта. Поскольку лопасти имеют геометрическую симметрию, то величина и удаление сил сопротивления вращению лопастей будут одинаковые. Величина силы сопротивления вращению лопасти винта определяется по формуле

$$Q_{вр.л} = c_{x.л} \frac{\rho W^2}{2} S \text{ (кг)},$$

где $c_{x.л}$ — коэффициент, учитывающий форму лопасти и форму профиля, степень обработки лопасти и угол атаки; W — результирующая скорость; S — площадь лопасти.

Сила сопротивления вращению всего винта определяется произведением силы сопротивления вращению лопасти на количество лопастей (i):

$$Q_{вр.в} = Q_{вр.л} \cdot i \text{ (кг)}.$$

Силы сопротивления вращению лопастей, действуя относительно оси вращения на плече (a), создают момент сопротивления вращению винта (реактивный момент), который при установившемся вращении винта ($n = \text{const}$) уравнивается крутящим моментом двигателя:

$$M_p = Q_{вр.в} \cdot a;$$

$$M_p = M_{кр};$$

$$M_{кр} = 716,2 \frac{N_e}{n},$$

где M_p — реактивный момент винта, кг·м; $M_{кр}$ — крутящий момент двигателя, кг·м; N_e — мощность двигателя, л. с.; n — число оборотов винта в минуту.

4. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ НА ВРАЩЕНИЕ ВИНТА, И ТЯГОВАЯ МОЩНОСТЬ ВИНТА

Мощность, необходимая для преодоления сил сопротивления вращению винта в единицу времени, называется мощностью, потребной на вращение винта:

$$N_{п.в} = i \frac{Q_{л.в} \cdot u}{75} \text{ (л. с.)},$$

где $Q_{л}$ — сила сопротивления вращению лопасти, $кГ$; u — окружная скорость, $м/сек$; i — количество лопастей винта.

Сила сопротивления вращению данного винта зависит от скорости полета, оборотов и высоты полета. С увеличением скорости полета и высоты силы сопротивления вращению, а следовательно, и мощность, потребная на вращение винта, уменьшаются. С увеличением числа оборотов из-за увеличения угла атаки сила сопротивления вращению винта и мощность, потребная на вращение винта, увеличиваются.

Воздушный винт, поглощая энергию, передаваемую ему двигателем, одновременно развивает тягу, которая преодолевает силу сопротивления самолета. Работа, производимая силой тяги винта в процессе поступательного движения самолета за одну секунду, называется *тяговой* или *полезной мощностью винта*.

Тяговая мощность винта определяется по формуле

$$N_{т.в} = \frac{P_{в} V}{75} \text{ (л. с.)}$$

При сохранении постоянства оборотов тяга данного винта зависит от высоты и скорости полета. С увеличением высоты полета (из-за уменьшения плотности воздуха) и с увеличением скорости полета (из-за уменьшения угла атаки) тяга винта уменьшается. При полете самолета на скорости, близкой к двойной расчетной максимальной скорости, тяга винта равна нулю. При работе на месте на взлетном режиме работы двигателя винт АВ-2 развивает максимальную тягу — $1\,500\text{ кГ}$, но поскольку скорость равна нулю, то тяговая мощность винта также равна нулю.

При полете самолета на скорости, близкой к двойной расчетной, тяга винта равна нулю и поэтому тяговая мощность винта будет также равна нулю. Таким образом, тяговая мощность винта достигает максимального значения при полете самолета на расчетной скорости, так как при этом сочетание расчетной скорости полета с номинальными оборотами создает на лопастях винта невыгоднейший угол атаки.

5. КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ ВИНТА

Коэффициентом полезного действия (к. п. д.) винта называется число, показывающее, какая часть мощности двигателя, затрачиваемая на вращение винта, превращается в тяговую мощность винта, обозначается буквой (η) и определяется по формуле

$$\eta = \frac{N_{в}}{N_{е}}$$

где η — к. п. д. винта; $N_{в}$ — тяговая мощность винта л. с.; $N_{е}$ — эффективная мощность двигателя, л. с.

Поскольку максимальное значение тяговой мощности винта дости-

гается при выполнении полета на максимальной скорости, то и к.п.д. при этом будет также максимальным.

Величина к.п.д. винта зависит от оборотов винта и скорости полета, так как изменение их влечет за собой изменение угла атаки на лопастях винта. При постоянных номинальных оборотах с увеличением скорости полета угол атаки на лопастях винта уменьшается, приближаясь к наимыгоднейшему, в результате чего к.п.д. винта увеличивается.

При выполнении полета на максимальной скорости, которая на расчетной высоте равна 256 км/ч, коэффициент полезного действия винта АВ-2 будет максимальным и составит 0,77, а винта АВ-7Н-161—0,75. Это значит, что винт превращает 77—75% мощности двигателя в тяговую мощность винта, 23—25% мощности двигателя расходуется на преодоление профильного, индуктивного и волнового сопротивлений.

Величина профильного сопротивления зависит от формы и толщины профиля, степени обработки поверхности лопасти винта. Меньшее сопротивление создают тонкие симметричные профили.

Величина индуктивного сопротивления зависит от формы лопасти в плане: меньшее индуктивное сопротивление создают лопасти саблевидной формы, наибольшее — прямоугольной (веслообразной) формы. Следовательно, сопротивление винта АВ-7Н-161 меньше, чем у винта АВ-2.

Величина волнового сопротивления зависит от скорости полета, числа оборотов и формы лопастей. С увеличением скорости полета и числа оборотов выше расчетных волновое сопротивление увеличивается.

Для уменьшения окружной скорости винта при неизменных оборотах двигателя применяются редукторы. Наличие редуктора у двигателя АШ-62ИР со степенью редукции 11/16 и сравнительно небольшой диаметр винтов обеспечивают при работе двигателя на номинальном режиме создание на концах лопастей результирующей скорости, значительно меньшей скорости звука, чем улучшаются условия работы винта.

6. РАСПОЛАГАЕМАЯ МОЩНОСТЬ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Располагаемой мощностью силовой установки называется мощность, развиваемая винтом при данном положении рычага управления двигателем (РУД), она определяется по формуле

$$N_p = \eta N_e,$$

где N_p — располагаемая мощность силовой установки, л. с.; η — коэффициент полезного действия винта; N_e — эффективная мощность двигателя, л. с.

Из анализа формулы можно сделать следующие выводы:

1) с увеличением скорости полета (из-за увеличения к.п.д.) и высоты полета до расчетной (из-за увеличения эффективной мощ-

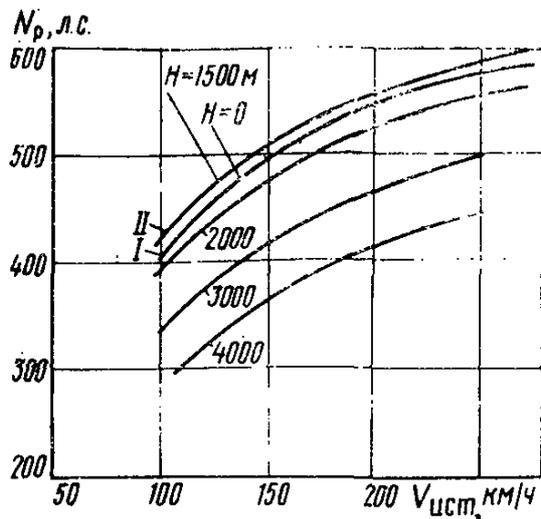


Рис. 33. Зависимость располагаемой мощности силовой установки от скорости и высоты полета самолета

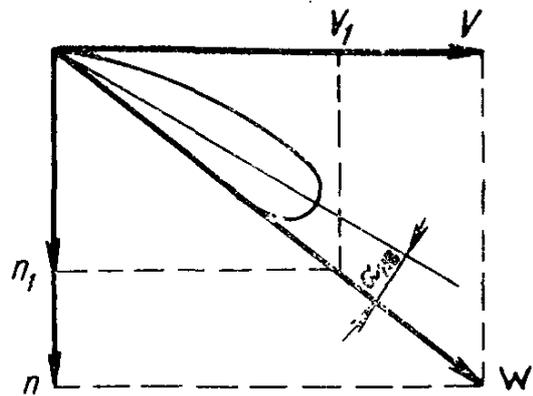


Рис. 34. Принципиальная схема подбора наиболее выгодных оборотов по скорости полета самолета

ности двигателя) располагаемая мощность силовой установки увеличивается;

2) при полете самолета на высоте выше расчетной и на скорости больше расчетной располагаемая мощность силовой установки уменьшается;

3) повышение температуры наружного воздуха и понижение давления вызывают уменьшение располагаемой мощности силовой установки посредством уменьшения эффективной мощности двигателя.

Характер изменения располагаемой мощности силовой установки в зависимости от скорости и высоты полета показан на рис. 33.

Для того чтобы винт развивал большую мощность, при определенном положении рычага управления двигателем, необходимо по скорости полета самолета (наддуву) подобрать и установить обороты, чтобы сочетание их со скоростью полета создало угол атаки на лопастях винта, близкий к наиболее выгодному, что показано на рис. 34.

На рисунке показано, что скорость полета V_1 соответствует наиболее выгодным оборотам (n_1), в результате чего сохраняется наиболее выгодный угол атаки на лопастях винта и максимальный к. п. д. винта.

При выполнении полета на скорости 210 км/ч по прибору, для создания которой используется 70% номинальной мощности двигателя (наддув — 760 мм рт. ст., обороты — 1850 в минуту) и при выполнении полета на скорости 160 км/ч по прибору, для создания которой используется 50% номинальной мощности двигателя (наддув 680 мм рт. ст., обороты — 1650 в минуту), к. п. д. винта АВ-2 будет иметь максимальное значение — 0,77.

Таким образом, подбором по скорости полета наиболее выгодных оборотов достигается сохранение максимального значения к.п.д.

винта на всем диапазоне крейсерских скоростей полета самолета, что позволяет получить необходимую величину располагаемой мощности силовой установки при меньшей затрате эффективной мощности двигателя, а следовательно, при меньшем расходе топлива.

При одинаковом режиме работы двигателя разница в величине располагаемой мощности силовой установки при использовании винтов АВ-2 и АВ-7Н-161 незначительная. Поскольку воздушный винт АВ-7Н-161 по сравнению с винтом АВ-2 создает меньшее сопротивление, то летные данные самолетов с винтами АВ-2 и АВ-7Н-161 при прочих одинаковых условиях почти не отличаются. При одинаковых условиях полета разница в летных характеристиках самолета, снабженного винтом АВ-7Н-161, по сравнению с самолетом, оборудованным винтом АВ-2, в среднем выражается следующими данными: длина разбега больше на 3—5 м, вертикальная скорость подъема меньше на 0,25 м/сек, потолок самолета меньше на 250 м и максимальная скорость меньше на 3—5 км/ч.

7. ПРИНЦИП РАБОТЫ ВИНТА ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА

Для уяснения необходимости применения винтов изменяемого шага (ВИШ) и принципа их работы целесообразно вначале рассмотреть работу винта фиксированного шага (ВФШ). *Винтом фиксированного шага* называется такой винт, лопасти которого могут изменять угол наклона только на земле.

Для характеристики работы ВФШ на рис. 35 приведены совмещенные графики потребной мощности вращения винта ($N_{п.в}$) и эффективной мощности двигателя (N_e), показывающие их зависимость от скорости и высоты полета при неизменном положении РУД.

Зависимость от скорости полета. При увеличении скорости полета N_e несколько увеличивается из-за улучшения наполнения ци-

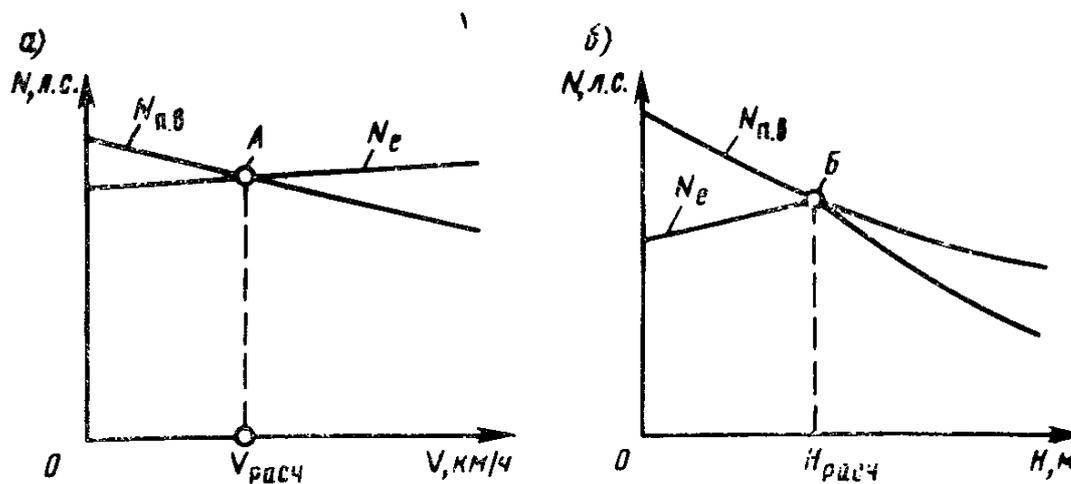


Рис. 35. Совмещенные графики работы двигателя и ВФШ при неизменном положении РУД:

а — при изменении скорости полета; б — при изменении высоты полета

линдров при увеличении скоростного надува, а $N_{п.в}$ уменьшается из-за уменьшения угла атаки лопастей винта, что показано на рис. 35, а. Линии, показывающие зависимость N_e и $N_{п.в}$, пересекаются только в одной точке А, соответствующей определенной скорости полета. Конструктор подбирает такой винт к двигателю, чтобы при полете на расчетной максимальной скорости и при максимальной подаче топлива $N_{п.в} = N_e$.

На скоростях меньше расчетной $N_{п.в} > N_e$. Это значит, что двигатель не способен развить максимальные обороты, в результате чего недоиспользуется винт. На скоростях больше расчетной $N_e > N_{п.в}$. Это значит, что двигатель может вращать винт с оборотами больше расчетных. Но так как это недопустимо, то на этих скоростях требуется уменьшать подачу топлива, чтобы обеспечить расчетные обороты, в результате чего недоиспользуется двигатель. Если пилот не уменьшит подачу топлива, то произойдет «раскрутка», т. е. обороты превысят допустимые, что может привести к аварии силовой установки.

Зависимость от высоты полета. С увеличением высоты полета $N_{п.в}$ уменьшается из-за уменьшения плотности воздуха, а N_e увеличивается до расчетной высоты из-за постоянства надува и уменьшения противодавления на выхлопе; после расчетной высоты N_e уменьшается, причем интенсивнее, чем $N_{п.в}$.

Если винт к двигателю подбирался с целью максимального использования силовой установки на расчетной высоте, то характеристики $N_{п.в}$ и N_e коснутся только в одной точке В, соответствующей расчетной высоте.

На рис. 35, б показано, что на всех высотах полета, кроме расчетной, винт недоиспользуется, так как $N_{п.в} > N_e$, в результате чего двигатель не развивает расчетных оборотов. Из анализа следует вывод, что ВФШ может обеспечить хорошее использование силовой установки только на одном каком-то расчетном режиме, т. е. на одной скорости полета, на одной высоте полета и для одного определенного положения РУД.

Недостатки винта фиксированного шага устраняются применением винта изменяемого шага (ВИШ). Принцип работы ВИШ состоит в том, что он, будучи связан с регулятором постоянства оборотов (РПО), автоматически изменяет угол наклона лопастей винта в полете, в результате изменяется угол атаки, а следовательно, и мощность, потребная для вращения винта. При этом изменение угла наклона лопастей производится на такую величину, чтобы при новом значении результирующей скорости и угла атаки мощность, потребная на вращение винта, была равна эффективной мощности двигателя при данной скорости и высоте полета.

Из формулы $H = 2\pi r t g \varphi$ видно, что с увеличением угла наклона лопастей φ шаг винта H увеличивается. Поэтому принято называть: поворот лопастей на увеличение угла наклона — установкой винта на большой шаг, а поворот лопастей на уменьшение угла наклона — установкой винта на малый шаг.

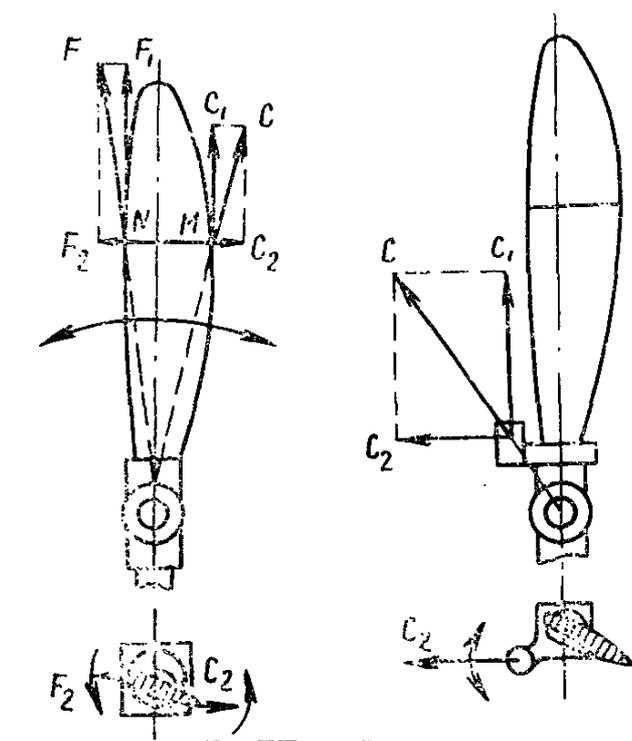


Рис. 36. Изменение угла наклона лопасти ВИШ инерционными силами:
 а — лопасти винта; б — противовеса

По принципу поворота лопастей винты изменяемого шага бывают: прямой, обратной и двойной схем действия. У винта прямой схемы действия поворот лопастей на малый шаг осуществляется под давлением масла, на большой шаг — под действием момента центробежных сил, создаваемых противовесами. У винта обратной схемы действия поворот лопастей на малый шаг производится под действием момента центробежных сил, создаваемых лопастями винта, а на большой шаг — под давлением масла. У винта двойной схемы действия перевод лопастей на большой и малый шаг производится под давлением масла и центробежных сил.

На рис. 36,а показано, что каждая точка на лопасти винта

при его вращении стремится оторваться под действием собственных инерционных сил.

Составляющие инерционных сил F_1 и C_1 стремятся вырвать лопасть из втулки винта, а составляющие F_2 и C_2 — установить лопасть в плоскости вращения винта — перевести на малый шаг.

На рис. 36,б показано, что при установке противовеса под определенным углом момент его центробежных сил преодолевает моменты центробежных сил лопасти и поворачивает лопасть на большой шаг. ВИШ, работающий по обратной схеме, в практике не применяется, так как в случае отказа маслосистемы происходит раскрутка винта. Винты изменяемого шага АВ-2 и АВ-7Н-161 работают по схеме двойного действия.

Применение ВИШ значительно повышает летные характеристики самолета по сравнению с ВФШ. Улучшение летных данных самолета в связи с применением ВИШ выражается:

- а) уменьшением длины разбега и увеличением вертикальной скорости подъема на 30—40%;
- б) увеличением потолка и коммерческой нагрузки на 15%;
- в) увеличением дальности и продолжительности полета на 20%.

8. РАБОТА ВИНТА ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА И УПРАВЛЕНИЕ ИМ В ПОЛЕТЕ

Чтобы винт не был «тяжелым» и двигатель мог развить обороты, соответствующие взлетному режиму, перед взлетом пилот

устанавливает винт на малый шаг. С увеличением скорости самолета (V_1) в процессе разбега обороты будут сохраняться, так как по мере уменьшения углов атаки на лопастях винта регулятор постоянства оборотов будет переводить лопасти на большие углы наклона (φ), увеличивая углы атаки, а следовательно, будет увеличиваться и потребная мощность для вращения винта до равенства с эффективной мощностью двигателя. При этом угол атаки (α_1) на лопастях винта за счет увеличения результирующей скорости (W_1) несколько меньше исходного $\alpha_{исх}$, что показано на рис. 37.

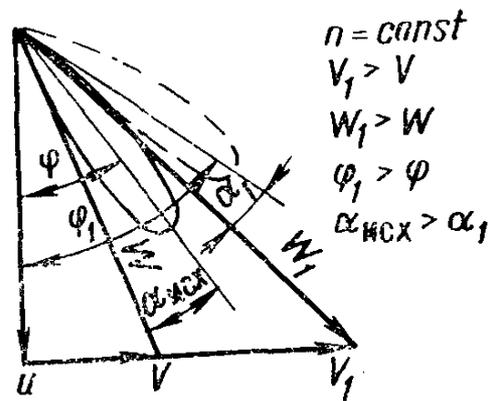


Рис. 37. Работа ВИШ при изменении скорости полета

Для обеспечения максимальной вертикальной скорости подъема при наборе высоты пилот устанавливает наимыгоднейшую скорость, а затем для получения наибольшей мощности винта на данной скорости устанавливает наимыгоднейшие обороты.

С подъемом на высоту до расчетной мощность двигателя увеличивается, а потребная мощность для вращения винта уменьшается, однако обороты сохраняются, так как регулятор постоянства оборотов переводит лопасти на большие углы наклона. После расчетной высоты, поскольку мощность двигателя уменьшается на большую величину, чем мощность, потребная для вращения винта, регулятор постоянства оборотов переводит лопасти винта с большого на малый шаг.

В горизонтальном полете, несмотря на колебания скорости, обороты сохраняются постоянными, так как регулятор постоянства оборотов непрерывно изменяет угол наклона лопастей в ту или другую сторону.

При достижении расчетной высоты и расчетной скорости полета самолета лопасти винта устанавливаются на упоры большого шага.

При увеличении скорости или высоты полета, на которые рассчитан диапазон поворота лопастей, винт изменяемого шага будет работать как винт фиксированного шага. Для того чтобы двигатель мог развить обороты, соответствующие взлетному или номинальному режиму на случай ухода на второй круг, пилот после четвертого разворота до пролета препятствий, но на высоте не менее 50 м, переводит винт на малый шаг.

Во избежание детонации двигателя¹ необходимо:

а) при увеличении мощности двигателя установить обороты, а затем наддув;

б) при уменьшении мощности двигателя уменьшить наддув, а затем установить обороты.

¹ Детонация — ненормальный процесс сгорания смеси, сопровождающийся повышением температуры, уменьшением мощности двигателя, возникновением тряски и корблением клапанов.

9. РАСКРУТКА ВИНТА И МЕРЫ БОРЬБЫ С НЕЙ

Максимально допустимое число оборотов коленчатого вала двигателя АШ-62ИР в течение не более 30 сек допускается 2 350 в минуту.

Увеличение оборотов свыше максимально допустимых называется *раскруткой*.

Кратковременное увеличение оборотов свыше взлетных на 50—100 об/мин не опасно для двигателя и может быть вызвано резкой дачей газа.

При неисправности РПО или механизма втулки винта может произойти значительное увеличение оборотов, которое может повлечь за собой поломку двигателя. В связи с этим в случае возникновения раскрутки винта необходимо:

1) на разбеге или после отрыва самолета задросселировать двигатель, прекратить взлет и произвести посадку прямо перед собой;

2) в наборе высоты до первого разворота задросселировать двигатель до взлетных оборотов, набрать высоту 100 м и перейти в режим горизонтального полета на скорости 140 км/ч, соответственно задросселировав двигатель;

3) в горизонтальном полете — задросселировать двигатель до номинальных оборотов и выполнить полет на скорости 140—145 км/ч;

4) на снижении полностью задросселировать двигатель и погасить скорость переводом самолета в набор высоты.

10. СОПРОТИВЛЕНИЕ ВИНТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ

При отказе двигателя в полете сопротивление винта увеличивается, пилот переходит на наимыгоднейшую скорость снижения, а обороты винта, если он авторотирует, резко уменьшаются, что приводит к возникновению отрицательных углов атаки на лопастях винта.

На рис. 38,б показано, что сила Q действует в противоположную сторону движения самолета, а сила A_v — это сила, под действием которой винт авторотирует.

Сопротивление винта отказавшего двигателя значительно снижает аэродинамическое качество самолета, что следует учитывать при определении дальности планирования, когда выбирается площадка для вынужденной посадки. Величина сопротивления винта отказавшего двигателя зависит от угла наклона лопастей, скорости полета и от того, авторотирует ли винт или остановлен. На рис. 38,а показано, что с увеличением скорости сила сопротивления винта увеличивается.

При снижении самолета на средних скоростях сопротивление авторотирующего винта меньше, чем остановленного, на малых скоростях (при посадке) — больше.

Сопротивление винта, остановленного на малом шаге больше, чем у винта, остановленного на большом шаге. Испытания показали, что сопротивление винта, остановленного на большом шаге, составляет 40—50% от сопротивления винта, остановленного на малом шаге.

Таким образом, для достижения большей дальности планирования в случае отказа двигателя в полете необходимо, чтобы лопасти были установлены на большой шаг, что достигается у винтов, применяемых на самолете Ан-2 инерционными силами.

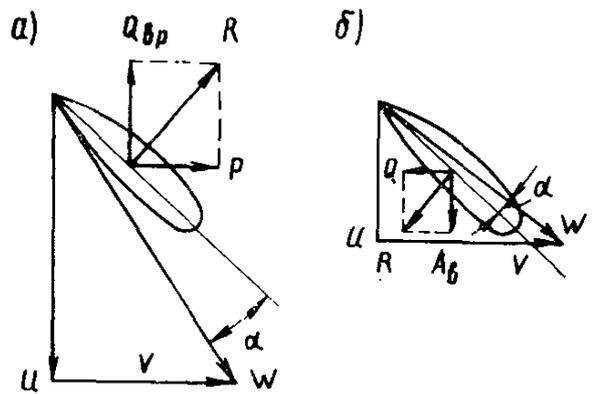


Рис. 38. Действие аэродинамических сил винта:

а — в нормальном полете; б — при снижении на самолете с отказавшим двигателем

11. СПЕЦИАЛЬНЫЕ ВИНТЫ ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА

К специальным винтам, применяемым на самолете Ан-2, относятся: флюгерный винт АВ-7Н-161, реверсивный винт АВ-2Р.

Флюгерный винт — это винт изменяемого шага, лопасти которого могут устанавливаться по потоку, чем уменьшается сопротивление его в случае отказа двигателя. Сопротивление зафлюгерированного винта составляет 5—10% от сопротивления винта, остановленного на малом шаге. Флюгерное положение винта АВ-7Н-161 составляет $90^{\circ}30'$ (на самолете Ан-2 не задействовано).

Реверсивный винт — это усовершенствованный винт изменяемого шага, способный создавать отрицательную тягу ($-P$), так как лопасти его могут переводиться на отрицательные углы наклона (рис. 39). Реверсивный винт АВ-2Р применяется на самолетах Ан-2В для уменьшения длины пробега самолета при посадке на акваторию и улучшения маневренности при движении на воде. При переводе винта в положение «Реверс» и кратковременной даче газа до полного длина пробега самолета сокращается на 35—40%.

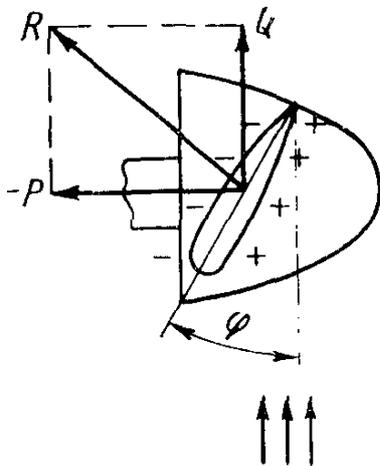


Рис. 39. Принцип работы реверсивного винта

12. ВЛИЯНИЕ РАБОТЫ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Работа воздушного винта оказывает существенное влияние на полет самолета. При полете на малых углах атаки (до $\alpha = 2^{\circ}$) ось вращения винта почти совпадает с направлением вектора скорости

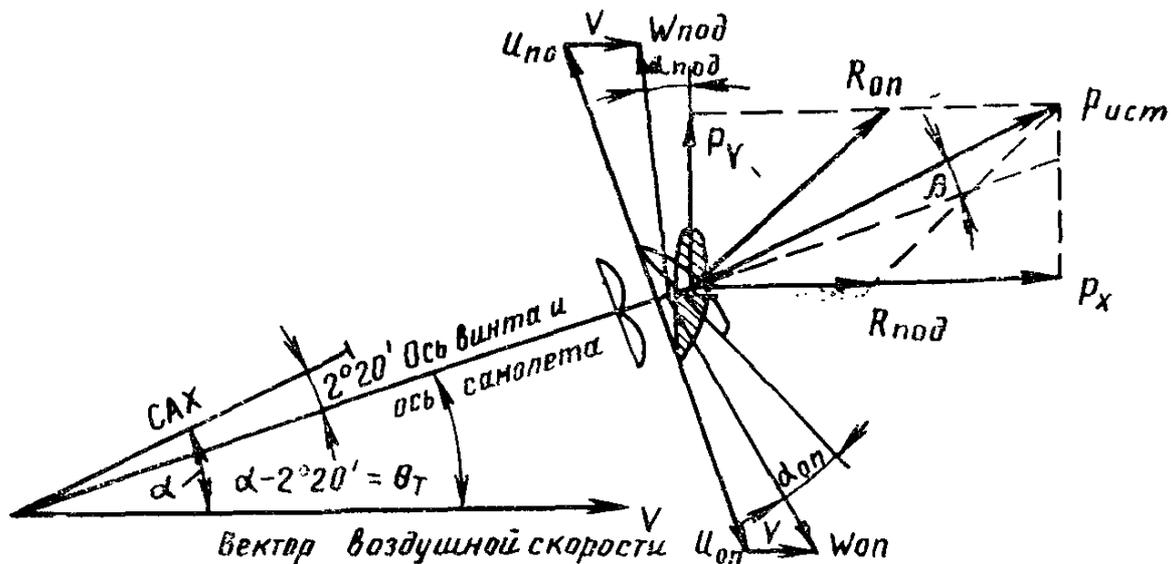


Рис. 40. Влияние косо́й обдувки винта на аэродинамические характеристики самолета

полета самолета и направлением тяги винта — обдувка симметричная. В этом случае результирующая скорость (W) и углы атаки на поднимающихся и опускающихся лопастях винта одинаковые. За счет увеличения местной скорости обтекания частей самолета на величину скорости струи, отбрасываемой винтом назад, пропорционально увеличивается подъемная сила и сила лобового сопротивления, в результате чего качество самолета не изменяется.

На рис. 40 показано, что при полете на положительных углах атаки больше 2° ось винта с направлением вектора воздушной скорости составляет угол $\alpha - 2^\circ$. Это значит, что вектор воздушной скорости не будет перпендикулярен плоскости вращения винта — косо́я обдувка.

При косо́й обдувке у опускающихся лопастей результирующая скорость и угол атаки больше, чем у поднимающихся лопастей ($W_{оп} > W_{под}$, $\alpha_{оп} > \alpha_{под}$), в результате чего полная аэродинамическая сила ($R_{оп}$) у опускающейся лопасти больше, чем полная аэродинамическая сила ($R_{под}$) у поднимающихся лопастей. Результирующая сила $R_{оп}$ и $R_{под}$ — сила тяги винта ($P_{ист}$). Отклоняясь в сторону большей составляющей $R_{оп}$, образует угол β с осью вращения винта, и угол δ с вектором воздушной скорости V . Разложив вектор $P_{ист}$ на два взаимно перпендикулярных вектора, можно получить:

горизонтальную составляющую силы тяги (P_x), обеспечивающую движение самолета;

вертикальную составляющую силы тяги (P_y), действующую в направлении подъемной силы крыла и увеличивающую ее.

Таким образом, в полете на скоростях меньше 200 км/ч аэроди-

динамические характеристики самолета Ан-2 улучшаются за счет увеличения подъемной силы крыла на величину вертикальной составляющей тяги (P_y). Влияние вертикальной составляющей тяги на увеличение аэродинамического качества самолета тем больше, чем больше угол атаки (меньше скорость полета) и выше режим работы двигателя.

Влияние работы винта на изменение аэродинамических характеристик самолета показано на рис. 41. В наборе высоты на наиболее выгодном угле атаки и работе двигателя на номинальном режиме коэффициент подъемной силы по сравнению с планированием увеличивается на 22%, а качество самолета — на 14% и составит 11,4.

Увеличение подъемной силы крыла за счет обдувки и вертикальной составляющей тяги (P_y) следует учитывать при уменьшении режима работы силовой установки после пролета препятствий на взлете и при уходе на второй круг, не допуская резкой уборки газа, так как это может привести «к просадке» самолета и столкновению с препятствиями.

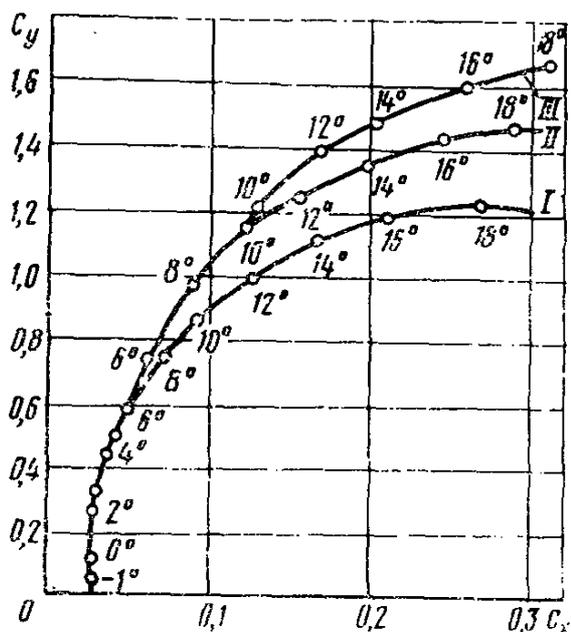


Рис. 41. Поляры самолета Ан-2:
I — при планировании самолета на режиме малого веса; II — при работе винта на номинальном режиме работы двигателя; III — при работе винта на высоком режиме работы двигателя

Вопросы для самоконтроля

1. Назначение и схема силовой установки самолета.
2. Высотная характеристика и основные режимы работы двигателя.
3. Геометрические характеристики применяемых воздушных винтов.
4. Кинематические характеристики винта.
5. Угол атаки элемента лопасти винта и зависимость его от скорости полета, оборотов и угла наклона лопасти винта.
6. Тяга воздушного винта: причины образования, факторы, влияющие на ее величину, характер изменения по высоте и скорости полета.
7. Сила сопротивления вращению винта: причины образования, факторы, влияющие на ее величину, характер изменения по высоте и скорости полета.
8. Инерционные силы воздушного винта.
9. Момент сопротивления вращению винта (реактивный момент) и крутящий момент двигателя. Условия сохранения постоянства оборотов винта.
10. Мощность, необходимая для вращения винта, ее зависимость от высоты и скорости полета.
11. Полезная (тяговая) мощность винта, при каком условии она достигает максимального значения.
12. Коэффициент полезного действия винта, зависимость к. п. д. от скорости полета и оборотов; максимальное значение к. п. д. применяемых винтов.
13. Располагаемая мощность силовой установки, ее зависимость от скорости и высоты полета.
14. Принципы работы ВИЩ.

15. Работа ВИШ при изменении скорости и высоты полета.
16. Правила пользования ВИШ с момента взлета до посадки.
17. Принцип работы реверсивного винта и его применение.
18. Раскрутка винта, возможность ее возникновения на самолете Ан-2, меры борьбы с ней.
19. Несимметричная обдувка винта, влияние ее на аэродинамические характеристики самолета.
20. Учет обдувки винта в летной практике.

ГЛАВА V

РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

1. ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Точка приложения равнодействующей силы веса всех частей самолета называется *центром тяжести* (ц. т.), положение центра тяжести на самолете обычно определяется методом взвешивания. Самолет последовательно устанавливают на весы в двух положениях, как показано на рис. 42; при каждом взвешивании замеряют показания передних и задних весов (G_1 и G_2). Зная расстояния между весами (L) и силы, действующие на передние и задние весы, в обоих случаях по правилам механики определяют для каждого из этих положений самолета величину равнодействующей силы G и линию ее действия. Точка пересечения линии действия равнодействующих A и A_1 является центром тяжести самолета.

Положение центра тяжести на самолете ориентируется относительно средней аэродинамической хорды крыла. Средней *аэродинамической хордой* крыла (САХ) называется хорда такого прямоугольного крыла, которое имеет одинаковые с данным крылом площадь, величину полной аэродинамической силы и положение ц. д. при равных углах атаки. САХ биплана определяется как отрезок, заключенный между прямыми, соединяющими передние (h_1)

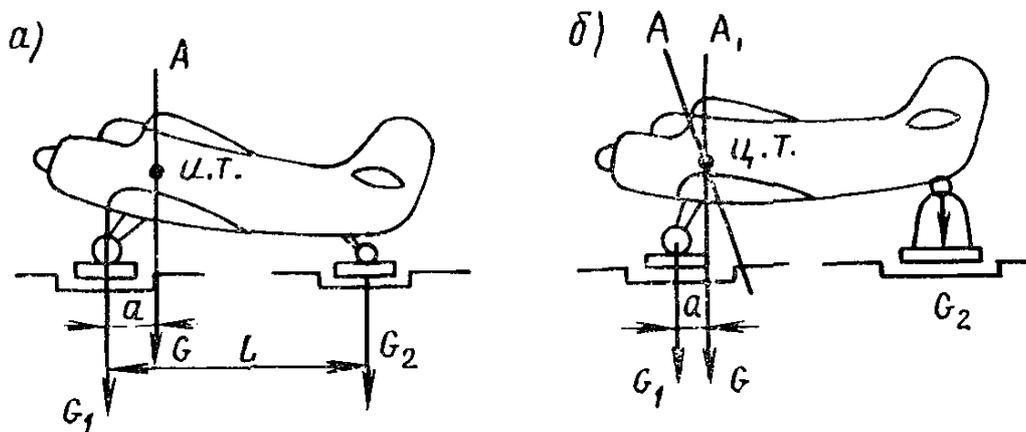


Рис. 42. Определение центра тяжести самолета методом взвешивания:
а — стояночное положение; б — продольная ось самолета параллельна плоскости земли

и задние (h_2) кромки крыльев и лежащей на расстоянии от верхнего крыла: у передней кромки d_1 , у задней кромки d_2 (рис. 43).

Зная площадь верхнего (S_B) и нижнего (S_H) крыла и расстояние между ними у передней и задней кромки, можно определить удаление САХ от верхнего крыла:

у передней кромки

$$\frac{d_1}{h_1 - d_1} = \frac{S_H}{S_B};$$

у задней кромки

$$\frac{d_2}{h_2 - d_2} = \frac{S_H}{S_B}.$$

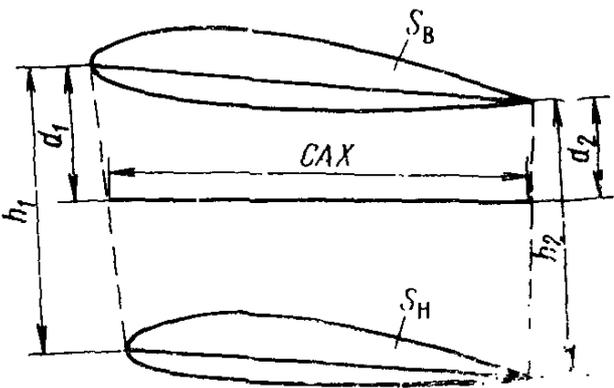


Рис. 43. Определение средней аэродинамической хорды (САХ) биплана

Рассчитав, на каком удалении находится САХ от верхнего крыла у передней и задней кромки, определяют положение ее относительно строительной горизонтали самолета.

На рис. 44 показаны координаты САХ самолета Ан-2: передняя кромка расположена выше строительной горизонтали самолета на 660 мм и сзади пятого шпангоута фюзеляжа в 50 мм, задняя кромка — выше строительной горизонтали на 586 мм. Длина САХ составляет 2,27 м.

Положение центра тяжести относительно передней кромки САХ, выраженное в процентах ее длины (b), называется *центровкой самолета*:

$$X_{ТН} = \frac{l}{b} 100,$$

где $X_{ТН}$ — центровка самолета; l — расстояние от передней кромки САХ до центра тяжести, м; b — длина САХ, м.

За исключением самолетов, оборудованных 12 пассажирскими креслами, установленными по полету (в зависимости от серии), центровка пустого самолета Ан-2 с полным оборудованием составляет 20,4—22,4% САХ. При внесении изменений в комплект оборудования самолета перерасчет центровки производится по формулам:

$$X_{Тн} = X_T \pm \Delta X_T;$$

$$\Delta X_{Тн} = \frac{\Delta G l}{(G + \Delta G) b \text{ САХ}} 100,$$

где $X_{Тн}$ — новая центровка; ΔX_T — изменения в центровке; ΔG — изме-

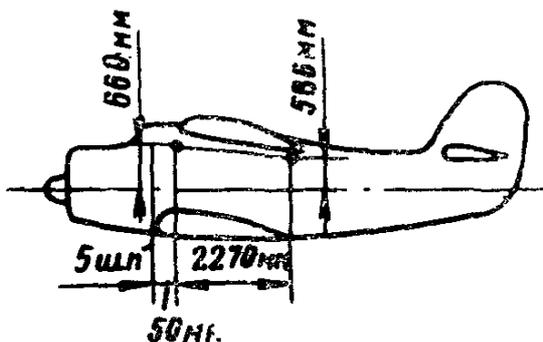


Рис. 44. Координаты САХ коробки крыльев самолета

нение в весе самолета; l — плечо действия дополнительного веса от центра тяжести.

При заправке самолета топливом и маслом, размещении в самолете экипажа, пассажиров и груза центровка самолета изменяется. Так как вращение самолета происходит относительно центра тяжести, то положение его на самолете будет оказывать существенное влияние на поведение самолета в воздухе и управление им.

Для обеспечения безопасности полета на самолетах сухопутного варианта Ан-2 установлены следующие пределы центровок:

а) на самолетах до 60-й серии:

предельно передняя — 19,2% САХ;

предельно задняя — 32,2% САХ;

б) на самолетах свыше 60-й серии:

предельно передняя — 17,2% САХ;

предельно задняя — 33% САХ.

Диапазон эксплуатационных центровок на самолетах Ан-2 свыше 60-й серии расширен за счет увеличения площади горизонтального оперения и увеличения угла отклонения руля высоты вверх.

В производственных подразделениях гражданской авиации эксплуатируются самолеты Ан-2 до 60-й серии, на которых в авиационно-ремонтных базах установлены стабилизаторы увеличенной площади и увеличен угол отклонения руля высоты вверх. Предельные центровки таких самолетов соответствуют центровкам самолетов свыше 60-й серии, о чем указывается в формулярах.

Рекомендуемый диапазон центровок, при котором самолет обладает наилучшими пилотажными свойствами, составляет 23—28% САХ.

2. РАЗМЕЩЕНИЕ ГРУЗОВ В САМОЛЕТЕ И РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ

Неправильное размещение грузов в самолете приводит к ухудшению устойчивости и управляемости самолета, снижает безопасность при выполнении взлета, посадки и уходе на второй круг, а незакрепленный груз при взлете или в полете может сместиться назад к шпангоуту № 15 и привести к резкому нарушению центровки самолета, потере продольной управляемости и сваливанию самолета. Поэтому перед полетом очень важно правильно разместить нагрузку, закрепить ее и определить центровку загруженного самолета.

При загрузке самолета необходимо руководствоваться требованиями Руководства по летной эксплуатации и пилотированию самолета Ан-2—1965 г. и приказа министра Гражданской авиации СССР № 525 от 4 августа 1965 г., согласно которым устанавливается следующий вес и размещение грузов для всех вариантов самолета:

1. Полетный вес не должен превышать 5 250 кг, коммерческая нагрузка — 1500 кг в грузовом варианте или 12 пассажиров в пассажирском варианте (на Ан-2В — 9 пассажиров).

2. Размещение грузов в грузовом варианте самолета производить по отметкам, нанесенным на правом борту грузового отсека фюзеляжа зеленым и красным цветом (рис. 45): против зеленой стрелки с надписью «До 1500 кг»

располагать любой груз весом до 1500 кг, при этом центровка самолета (при совмещении центра тяжести груза со стрелкой) будет равна 24—25% САХ.

3. Грузы с большими габаритами размещать в любом месте между зеленой стрелкой с отметкой «До 1500 кг» и красными стрелками с отметками: 1 500, 1 200, 1 000, 800, 600, 400 и 300 кг, при этом центр тяжести груза должен быть впереди стрелки, а вес груза не должен превышать обозначенного под данной стрелкой. Если груз весом в 400, 600, 800 кг и т. д. разместить в грузовой кабине против соответствующих цифр с красной стрелкой так, чтобы центр тяжести груза был против стрелки, то такое размещение создаст предельно допустимую заднюю центровку самолета. Размещение груза, большего веса, чем указано под стрелкой, создаст заднюю центровку, выходящую за установленные пределы.

4. Запрещается размещать грузы в хвостовом отсеке фюзеляжа, так как размещение груза весом 80 кг или нахождение одного человека у 15 шпангоута при перемещении их из места расположения между 5 и 7 шпангоутами увеличивает центровку на 2,5% САХ.

5. При неполном количестве пассажиров задние сиденья оставлять свободными (пассажиров с детьми во всех случаях сажать на передние сиденья), а груз и багаж размещать между шпангоутами № 6 и 8.

На самолетах, оборудованных 12 пассажирскими креслами, расположенными по полету, груз размещать ближе к шпангоуту № 5.

6. После размещения грузов обеспечить надежное крепление их тросами к кольцам в полу и скобам в бортах грузового отсека. Предупредить пассажиров, чтобы они при выполнении взлета и посадки использовали привязные ремни сидений и не передвигались по грузовой кабине во время полета.

7. При выполнении тренировочного полета или полета с целью перегонки самолета, когда по условиям полета на борту нет груза и предполагается посадка при запасе топлива в пределах

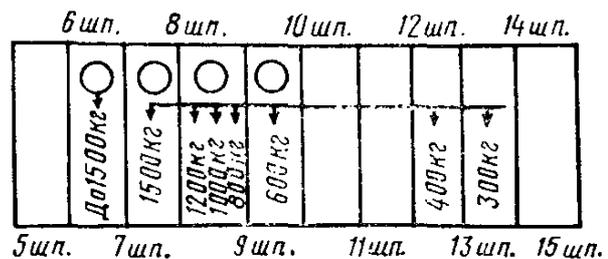


Рис. 45. Метки, нанесенные на правом борту внутри грузовой кабины самолета с 60 серии, указывающие допустимое предельно заднее размещение грузов

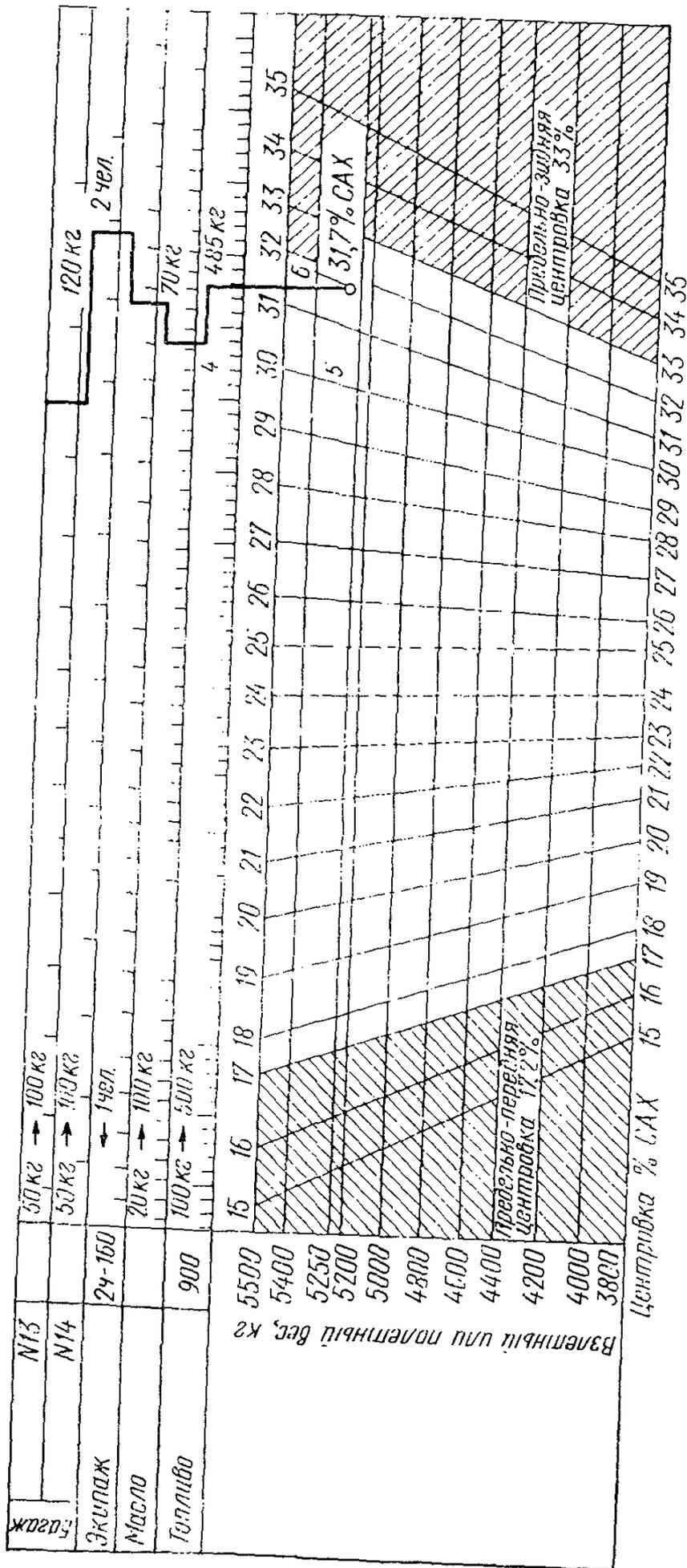


Рис. 46. Центровочный график самолета Ан-2 с 12 пассажирскими креслами, расположенными по полету

150—300 кг, для обеспечения достаточной управляемости самолета при посадке следует соответствующим расположением наземного и другого оборудования, имеющегося на самолете, создать рекомендуемую переднюю центровку — 23% САХ. При этом необходимо учитывать, что в весовых и центровочных данных пустого самолета, указанных в формуляре, учтен бортовой инструмент весом 42 кг, расположенный между 21 и 22 шпангоутами. На самолетах производства ПНР ящик с бортиинструментом расположен между 14 и 15 шпангоутами в Ан-2Т с № 114 801, а в Ан-2ТП бортиинструмента вообще нет.

Перед вылетом центровка загруженного самолета проверяется по центровочному графику. Расчет центровки по центровочному графику производится методом графического сложения статических моментов, создаваемых видами нагрузки самолета.

На рис. 46 в верхней части графика нанесена шкала центровок и веса пустого самолета; справа от нее — схема размещения сидений в пассажирской кабине; в правом верхнем углу помещена таблица — вес и центровка пустого самолета. В этой таблице пилот обязан проставить вес и центровку пустого самолета, на котором он летает, уточнив их по формуляру. В средней части графика помещены шкалы по видам загрузки, указанным по вертикали; каждая шкала имеет определенную цену деления, указанную у стрелки, показывающей направление, в котором следует вести отсчет. Для более точного отсчета цена деления шкал разделена на промежуточные деления: слева показана цена малого деления, справа — большого.

При полном количестве пассажиров предусмотрена суммарная шкала — «Сиденья 1-12». Если центр тяжести груза располагается между двумя шпангоутами, то при отсчете необходимо цену деления брать среднюю между этими шпангоутами.

Нижняя часть графика показывает конечный результат — центровку в процентах САХ в зависимости от полетного веса самолета. Заштрихованная часть графика указывает на центровки, выходящие за пределы допустимых.

Расчет центровки производится следующим образом. Из точки 1, находящейся на пересечении линии центра тяжести пустого самолета с линией веса пустого самолета (верхняя шкала), опускается вертикаль на соответствующую горизонтальную загрузочную шкалу 2, а затем производится перемещение по горизонтальной шкале в направлении, указанном стрелкой на деление, соответствующее загрузке. От данного деления опускается вертикаль на следующую горизонтальную загрузочную шкалу 3 и так повторяется до самой нижней шкалы 4.

После учета влияния топлива на центровку самолета опускается вертикаль на нижний график до пересечения с горизонтальной линией отсчета полетного веса самолета 5. Из точки пересечения параллельно наклонным вертикальным линиям сетки нижнего гра-

фика проводится линия *b* до обреза горизонтальной шкалы, на которой отсчитывается центровка загруженного самолета.

На графике показан пример расчета центровки по нижеуказанным данным, которые изложены в порядке их использования при расчете:

- 1) центровка пустого самолета — 18, 0,5% САХ;
- 2) вес пустого самолета — 3515 кг;
- 3) вес пассажиров (по 75 кг) без учета 10 кг багажа, размещенного к перевозке бесплатно, — 900 кг;
- 4) багаж (с центром приложения на шпангоуте № 14) — 120 кг;
- 5) экипаж 2 чел (по 80 кг) — 160 кг;
- 6) масло — 70 кг;
- 7) топливо — 485 кг;
- 8) полетный вес самолета — 5250 кг;
- 9) центровка на самолете — 31,7% САХ.

Расчет центровки самолетов до 121-й серии и выше этой серии производится таким же порядком, но по другим графикам, имеющим отличающиеся между собой величины делений на горизонтальных загрузочных шкалах.

При определении полетного веса самолета в зимних условиях вес одного пассажира считать 80 кг, вес пустого самолета при наличии лыжного шасси — на 70 кг больше.

При определении центровки самолета учитывать, что за счет зимней одежды при полном количестве пассажиров центровка увеличивается на 0,6% САХ, а за счет лыжного шасси центровка уменьшается на 0,8% САХ.

Расчет фактической центровки самолета в полете в случае посадки на аэродром с вязким грунтом производится исходя из того, что выработка каждых 100 кг топлива уменьшает центровку на 0,3% САХ, а перемещение груза в 80 кг с места расположения у шпангоута № 6 к шпангоуту № 15 увеличивает центровку на 2,5% САХ.

3. МОМЕНТЫ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

Положение самолета в пространстве ориентируется относительно трех воображаемых осей самолета (рис. 47); продольной — *X*; поперечной — *Z*; вертикальной — *Y*.

Принято считать, что все три оси взаимно перпендикулярно пересекаются в центре тяжести самолета.

Силы, действующие на самолет относительно ц. т., создают моменты, которые изменяют положение самолета относительно его осей вращения.

Моменты, стремящиеся повернуть самолет вокруг его поперечной оси, называются продольными или моментами тангажа (M_z), так как они изменяют угол тангажа.

Углом тангажа называется угол, заключенный между продольной осью самолета и линией горизонта. Моменты тангажа подраз-

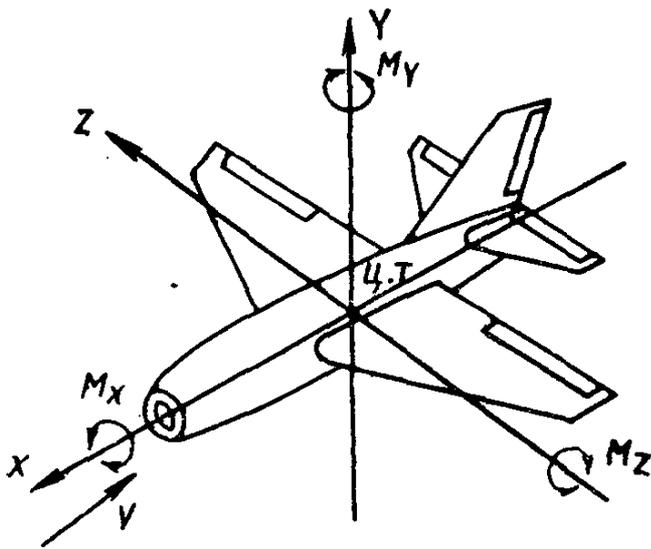


Рис. 47. Оси самолета и моменты, действующие на самолет относительно его осей

В зависимости от соотношения моментов, действующих на самолет, рассматривают три вида равновесия, устойчивости и управляемости самолета.

4. ПОНЯТИЕ О РАВНОВЕСИИ САМОЛЕТА

Равновесием самолета называется такое его состояние в полете, при котором центр тяжести движется прямолинейно и равномерно, а самолет не вращается вокруг своих осей.

Для того чтобы центр тяжести самолета перемещался прямолинейно и равномерно, необходимо условие, чтобы сумма всех сил, действующих на самолет, была равна нулю ($\Sigma F = 0$).

Для того чтобы самолет не вращался относительно центра тяжести, необходимо условие, чтобы сумма всех моментов, действующих на самолет, была равна нулю ($\Sigma M_{ц.т.} = 0$).

В дальнейшем, считая, что равновесие сил достигнуто, будет рассматриваться только соотношение моментов.

5. ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ

Состояние самолета в полете, при котором он не изменяет своего положения относительно поперечной оси, называется *продольным равновесием*.

Для продольного равновесия самолета необходимо условие, чтобы моменты тангажа были взаимно уравновешены ($\Sigma M_z = 0$).

На рис. 48 показано соотношение моментов тангажа при продольном равновесии самолета Ан-2 и нейтральном положении руля высоты, где

$$M_{z_{кр}} = M_{z_p} + M_{z_{г.о}}$$

деляются на пикирующие (уменьшающие угол тангажа) и кабрирующие (увеличивающие угол тангажа).

Моменты, стремящиеся повернуть самолет вокруг его продольной оси, называются кренящими (M_x), так как они изменяют величину угла крена.

Углом крена называется угол, заключенный между поперечной осью самолета и линией горизонта.

Моменты, стремящиеся повернуть самолет вокруг вертикальной оси (M_y), называются *моментами рыскания*.

Продольное равновесие самолета может быть нарушено изменением режима работы двигателя, воздействием на самолет порывов неспокойного воздуха, отклонением руля высоты, изменением центровки самолета, отклонением закрылков.

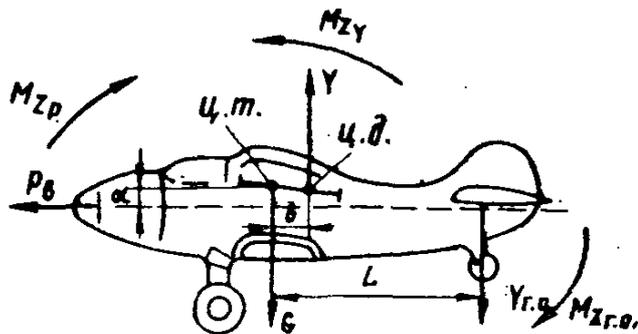


Рис. 48. Схема сил и моментов, действующих на самолет в состоянии продольного равновесия

На рис. 48 показано, что сила тяги винта (P_B) создает кабрирующий момент ($M_{зр}$).

С увеличением режима работы двигателя сила тяги (P_B) и ее момент ($M_{зр}$) увеличиваются.

На рис. 49 показано, что одновременно с увеличением режима работы двигателя за счет увеличения скорости струи, отбрасываемой винтом назад ($V_{обд}$), увеличивается кабрирующий момент горизонтального оперения $M_{зг.о}$, так как увеличивается отрицательное значение угла атаки горизонтального оперения на величину $\Delta\alpha$. Таким образом, при увеличении режима работы двигателя за счет увеличения момента тяги и увеличения скоса потока на горизонтальном оперении на самолете преобладает кабрирующий момент:

$$M_{зр} + M_{зг.о} > M_{зкр}$$

При воздействии на самолет порывов ветра величина подъемной силы изменяется, прежнее равенство моментов тангажа нарушится и самолет выходит из равновесия.

При изменении центровки в полете за счет изменения величины плеч равенство моментов тангажа нарушается: при уменьшении центровки преобладает пикирующий момент, при увеличении центровки — кабрирующий.

На рис. 50, а показано соотношение моментов тангажа, при котором самолет в полете с неотклоненными закрылками находится

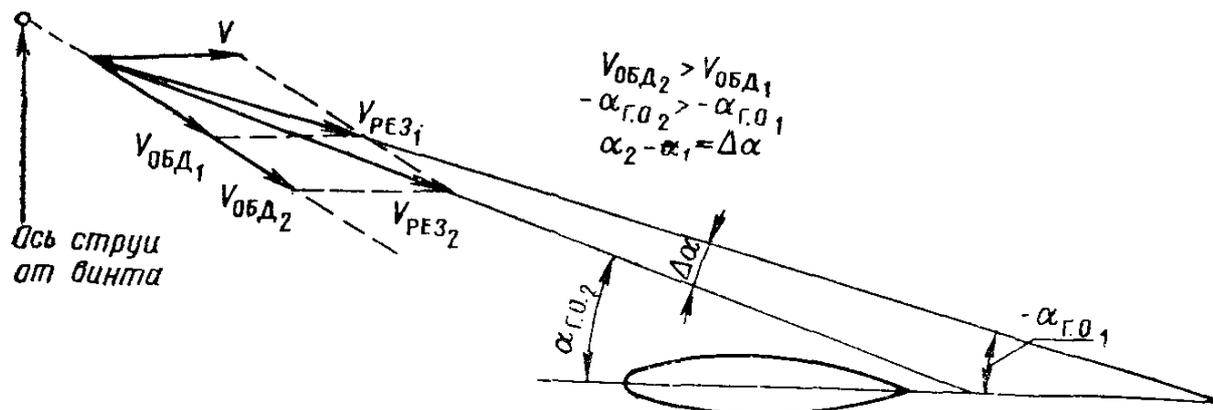


Рис. 49. Влияние режима работы двигателя на продольное равновесие самолета (индексы 1 — при работе двигателя на исходном режиме; индексы 2 — при увеличении режима работы двигателя)

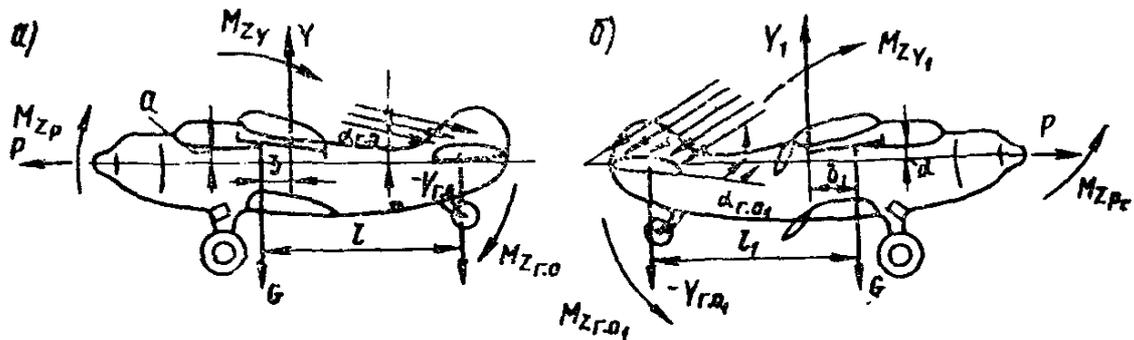


Рис. 50. Влияние отклонения закрылков на продольное равновесие самолета: а — соотношение моментов тангажа до отклонения закрылков; б — соотношение моментов тангажа после отклонения закрылков

в продольном равновесии. При отклонении закрылков (рис. 50, б) за счет увеличения подъемной силы крыла ($Y_1 > Y$) и смещения ц. д. к ребру обтекания крыла ($b_1 > b$) пикирующий момент крыла ($M_{z_{y_1}} > M_{z_y}$) увеличивается. Одновременно при отклонении закрылков за счет увеличения скоса потока увеличивается $-\alpha_{г.о}$ ($-\alpha_{г.о_1} > -\alpha_{г.о}$), что сопровождается увеличением подъемной силы, имеющей отрицательное значение ($-Y_{г.о_1} > Y_{г.о}$).

Поскольку плечо действия $Y_{г.о}$ больше, чем плечо действия $Y_{кр}$ ($l > b$), то кабрирующий момент горизонтального оперения ($M_{z_{г.о_1}}$) преобладает над увеличившимся пикирующим моментом крыла ($M_{z_{кр_1}}$) и самолет при отклонении закрылков кабрирует. Продольное равновесие самолета в полете обеспечивается отклонением руля высоты.

6. ПОПЕРЕЧНОЕ РАВНОВЕСИЕ

Состояние самолета, при котором он не изменяет своего положения относительно продольной оси, называется *поперечным равновесием*. Условием поперечного равновесия является равенство кренящих моментов $M_{x_{п.кр}} = M_{x_{л.кр}}$ (рис. 51).

Поперечное равновесие обеспечивается весовой, геометрической и аэродинамической симметрией самолета и может быть нарушено:

а) изменением режима работы двигателя посредством изменения величины момента реакции винта;

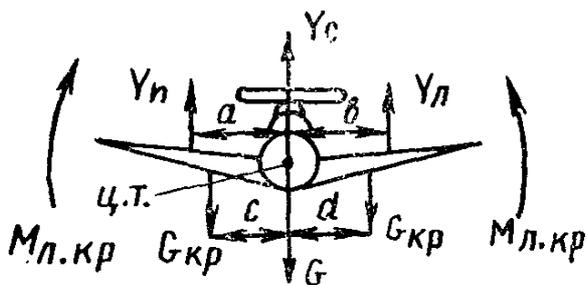


Рис. 51. Схема сил и моментов, действующих на самолет при поперечном равновесии

б) неравномерным распределением нагрузки по поперечной оси, что характерно для самолета Ан-2, так как при положении четырехходового топливного крана «Баки открыты» происходит неравномерная выработка топлива (из левой группы баков быстрее, чем из правой);

в) изменением углов атаки на

полукоробках крыльев под влиянием вертикальных потоков воздуха или отклонением элеронов;

г) вводом самолета в скольжение под воздействием бокового порыва ветра или отклонения руля направления.

Нарушенное равновесие поперечных моментов восстанавливается отклонением элеронов.

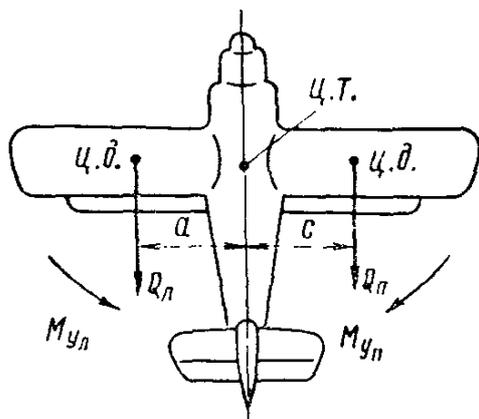


Рис. 52. Схема сил и моментов, действующих на самолет при путевом равновесии

7. ПУТЕВОЕ РАВНОВЕСИЕ

Состояние самолета, при котором он не изменяет своего положения относительно вертикальной оси, называется *путевым равновесием*. Условие путевого равновесия является равенство моментов рыскания $M_{y_n} = M_{y_d}$ (рис. 52).

Путевое равновесие может быть нарушено:

а) накрением самолета, при котором возникает скольжение на опущенное крыло, в результате чего возникают боковые аэродинамические силы фюзеляжа и вертикального оперения, создающие разворачивающий момент относительно вертикальной оси;

б) изменением режима работы силовой установки посредством изменения величины момента боковых аэродинамических сил фюзеляжа и вертикального оперения относительно вертикальной оси. Эти силы создаются несимметричным обтеканием, вызываемым закруткой струи верхними лопастями воздушного винта, отбрасывающими массы воздуха назад слева направо;

в) боковым порывом ветра или отклонением руля направления.

8. БОКОВОЕ РАВНОВЕСИЕ

При анализе причин нарушения поперечного и путевого равновесия было установлено, что при нарушении поперечного равновесия за счет создания центробежной силы происходит нарушение путевого равновесия, а при нарушении путевого равновесия за счет несимметричного обтекания полукоробок крыльев происходит нарушение поперечного равновесия. Такое взаимное влияние поперечного и путевого равновесия на состояние самолета называется *боковым равновесием*.

9. ПОНЯТИЕ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА

Способность самолета без вмешательства пилота восстанавливать в полете первоначальное состояние равновесия называется *устойчивостью*. По этой способности самолеты подразделяются на

устойчивые, неустойчивые и нейтральные (находящиеся в состоянии безразличного равновесия).

Устойчивый самолет после прекращения действия внешних сил, вызвавших нарушение равновесия, стремится возвратиться к исходному состоянию равновесия. Неустойчивый самолет стремится еще дальше отойти от прежнего состояния равновесия.

Нейтральный самолет после прекращения действия внешних сил остается на том угле атаки, на который он был выведен внешними силами, не стремясь возвратиться к исходному состоянию равновесия или уйти от него дальше. Полет на неустойчивом самолете возможен, но сопряжен с большой затратой физических сил пилота, так как требует повышенного внимания и непрерывного вмешательства для восстановления нарушенного равновесия. Полет на нейтральном самолете требует также постоянного внимания пилота для поддержания заданного режима полета, но в меньшей степени, чем на неустойчивом.

Моменты сил, стремящиеся вернуть самолет к исходному состоянию равновесия, называются *стабилизирующими*. Моменты сил, благоприятствующие дальнейшему удалению самолета от состояния равновесия, называются *дестабилизирующими*.

Для облегчения анализа устойчивости самолета ее искусственно разделяют на статическую и динамическую.

Статическая устойчивость характеризует способность самолета создавать стабилизирующие моменты сразу же после прекращения действия на самолет возмущения.

Динамическая устойчивость — это способность самолета без вмешательства пилота восстанавливать через некоторое время после прекращения действия возмущения первоначальный режим полета. Динамическая устойчивость характеризует весь процесс движения самолета к первоначальному состоянию равновесия с учетом сил инерции самолета.

Статическая устойчивость является необходимым условием динамической устойчивости. В большинстве случаев самолет, обладающий статической устойчивостью, является и динамически устойчивым. Поэтому в дальнейшем будет рассматриваться только статическая устойчивость самолета.

10. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Способность самолета без вмешательства пилота восстанавливать в полете нарушенное продольное равновесие называется *продольной устойчивостью*. Ввиду того что угол атаки и скорость при нарушении продольного равновесия имеют различный характер изменения, в аэродинамике рассматривают продольную устойчивость по углу атаки (перегрузке) и по скорости.

Продольная устойчивость самолета по перегрузке. Число, показывающее, во сколько раз подъемная сила больше веса самолета,

называется *нормальной перегрузкой* (n_y). Вследствие увеличения угла атаки при нарушении продольного равновесия подъемная сила получит приращение (ΔY), благодаря чему перегрузка изменится по сравнению с исходным режимом полета.

Самолет называется устойчивым по перегрузке, если он самостоятельно (без вмешательства пилота) стремится сохранить перегрузку исходного режима (сохранить исходный угол атаки при постоянной скорости). Иначе говоря, самолет устойчив по перегрузке в том случае, когда изменение угла атаки при постоянной скорости полета вызывает появление стабилизирующего момента, стремящегося устранить изменение угла атаки. Устойчивость по перегрузке показывает, как ведет себя самолет в начальный момент после нарушения равновесия, когда пилот еще не успел вмешаться в управление самолетом для восстановления нарушенного продольного равновесия. Для уяснения физической сущности статической продольной устойчивости самолета по перегрузке используются понятия о фокусах крыла и самолета.

Фокус крыла и самолета. Продольные статические моменты в основном создаются приростами подъемных сил крыла и горизонтального оперения, возникающими при изменении углов атаки.

На рис. 53, а показано, что при выполнении полета на угле атаки α_1 крыло создает подъемную силу Y_1 , момент которой относительно центра тяжести составляет

$$M_{z_1} = Y_1 a,$$

где a — расстояние между центром тяжести самолета и центром давления при угле атаки α_1 , м.

С увеличением угла атаки до α_2 одновременно с увеличением подъемной силы до значения Y_2 центр давления смещается вперед, расстояние между центром давления (ц. д.₂) и центром тяжести самолета уменьшается до значения b , в результате чего продольный момент составит

$$M_{z_2} = Y_2 b.$$

Таким образом изменение угла атаки привело к одновременному изменению величины подъемной силы крыла и положения центра давления.

На рис. 53, б показано, что относительно точки Φ , лежащей в 25% от носка хорды крыла, мо-

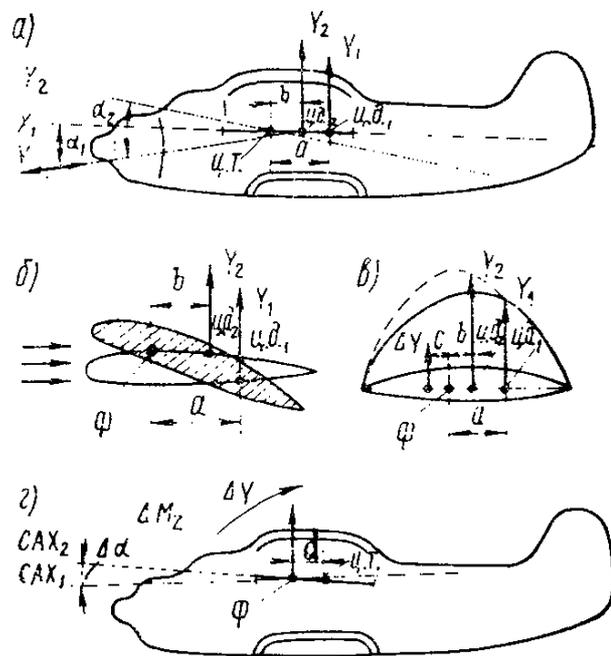


Рис. 53. Фокус крыла и продольный статический момент крыла:

a — изменение продольного момента крыла при изменении угла атаки; b — фокус крыла; Φ — свойство фокуса крыла; ΔY — продольный статический момент крыла

мент M_{z_1} на угле атаки α_1 и момент M_{z_2} на угле атаки α_2 между собой равны:

$$Y_1 a = Y_2 b = M_\Phi = \text{const.}$$

Точка Φ на хорде крыла называется *фокусом крыла*. Рассматривая продольные моменты крыла при различных центровках, С. А. Чаплыгин обнаружил замечательное свойство фокуса, состоящее в том, что относительно его темп перемещения центра давления и темп роста подъемной силы при увеличении угла атаки одинаковы.

На рис. 53, в сплошной линией показан характер распределения избыточного давления по верхнему очертанию профиля крыла и величина подъемной силы Y_1 на угле атаки α_1 . При увеличении угла атаки до значения α_2 область максимального разрежения переместится к носку профиля, что показано пунктирной линией.

Увеличение разрежения будет сопровождаться приростом подъемной силы (ΔY), приложенной в передней части профиля на каком-то расстоянии c от фокуса. Подъемную силу Y_2 на угле атаки α_2 можно выразить как равнодействующую двух сил Y_1 и ΔY с точкой приложения ц.д., расположенной между ними на расстоянии b от фокуса крыла.

Продольный момент подъемной силы на угле атаки α_1 можно определить через разницу моментов подъемной силы на угле атаки α_2 и приращения подъемной силы на угле атаки α_2 , т. е.

$$Y_1 a = Y_2 b - \Delta Y c.$$

Поскольку моменты подъемных сил относительно фокуса при изменении угла атаки между собой равны ($Y_2 b = Y_1 a$), то момент $\Delta Y c = 0$.

Так как прирост подъемной силы (ΔY) при увеличении угла атаки не может быть равен нулю, то, очевидно, нулю равняется плечо c , т. е. приращение подъемной силы приложено в фокусе.

Таким образом, фокус крыла — точка приложения прироста подъемной силы, относительно которой момент крыла при изменении угла атаки не изменяется.

На рис. 53, г показан продольный статический момент крыла:

$$\Delta M_{z_{кр}} = \Delta Y_{кр} d,$$

где d — расстояние между фокусом крыла и центром тяжести самолета.

Поскольку $\Delta Y_{кр} = \Delta c_y \frac{\rho V^2}{2} S$, то продольный статический момент прямоугольного крыла при выполнении полета на скоростях, при которых не проявляется сжимаемость воздуха, зависит от скоростного напора, площади крыла в плане, величины изменения угла атаки и центровки самолета. Продольный статический момент крыла в зависимости от центровки самолета может быть:

стабилизирующим — при положении фокуса позади центра тяжести;

дестабилизирующим — при положении фокуса впереди центра тяжести.

Горизонтальное оперение так же, как и крыло, имеет свой фокус.

При изменении угла атаки возникает приращение подъемной силы, которое прикладывается в фокусе горизонтального оперения и относительно центра тяжести создает продольный статический момент.

Если продольный статический момент крыла может быть и дестабилизирующим, то момент горизонтального оперения во всех случаях является только стабилизирующим. Для удобства оценки условий продольной устойчивости самолета по перегрузке используют особенности перемещения равнодействующей прироста подъемных сил крыла и горизонтального оперения при изменении угла атаки самолета ($\Delta Y_c = \Delta Y + \Delta Y_{г.о}$), которая имеет определенную точку приложения, зависящую главным образом от площади горизонтального оперения и длины хвостовой части фюзеляжа.

Точка приложения приращения подъемной силы всего самолета, которое возникает в результате изменения угла атаки, называется *фокусом самолета* (рис. 54).

По правилам механики фокус самолета (Φ_c) находится на расстоянии, обратно пропорциональном величинам приращения подъемных сил крыла ($\Delta Y_{кр}$) и горизонтального оперения ($\Delta Y_{г.о}$). Так как приращение подъемной силы на крыле всегда больше, чем на горизонтальном оперении (из-за большей площади), то фокус самолета всегда находится на хорде крыла.

Условие продольной устойчивости самолета по перегрузке. На рис. 55, а показано, что при расположении центра тяжести сзади фокуса самолет является неустойчивым, так как при увеличении угла атаки (рис. 55, б) сила ΔY_c относительно центра тяжести создает кабрирующий дестабилизирующий момент, а при уменьшении угла атаки (рис. 55, в) — пикирующий дестабилизирующий момент.

При расположении фокуса самолета позади центра тяжести, как показано на рис. 56, а, самолет устойчив. При увеличении угла атаки (рис. 56, б) сила ΔY_c создает пикирующий стабилизирующий момент (рис. 56, в). В том случае, когда центр тяжести совмещен с фокусом, самолет находится в состоянии безразличного равновесия.

Центровка самолета, соответствующая совмещению центра тяжести с фокусом самолета, называется *нейтральной* или *критической*.

Разность между критической и фактической центровками, выраженная в процентах средней аэродинамической хорды крыла, называется *запасом центровки* или *запасом продольной устойчивости самолета по перегрузке*. Для обеспечения достаточной продольной

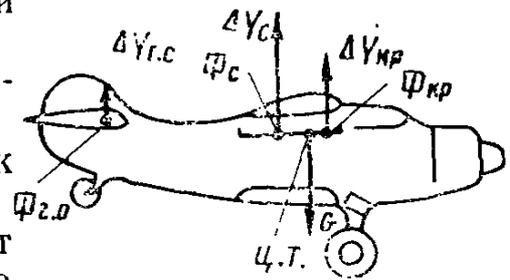


Рис. 54. Фокус самолета

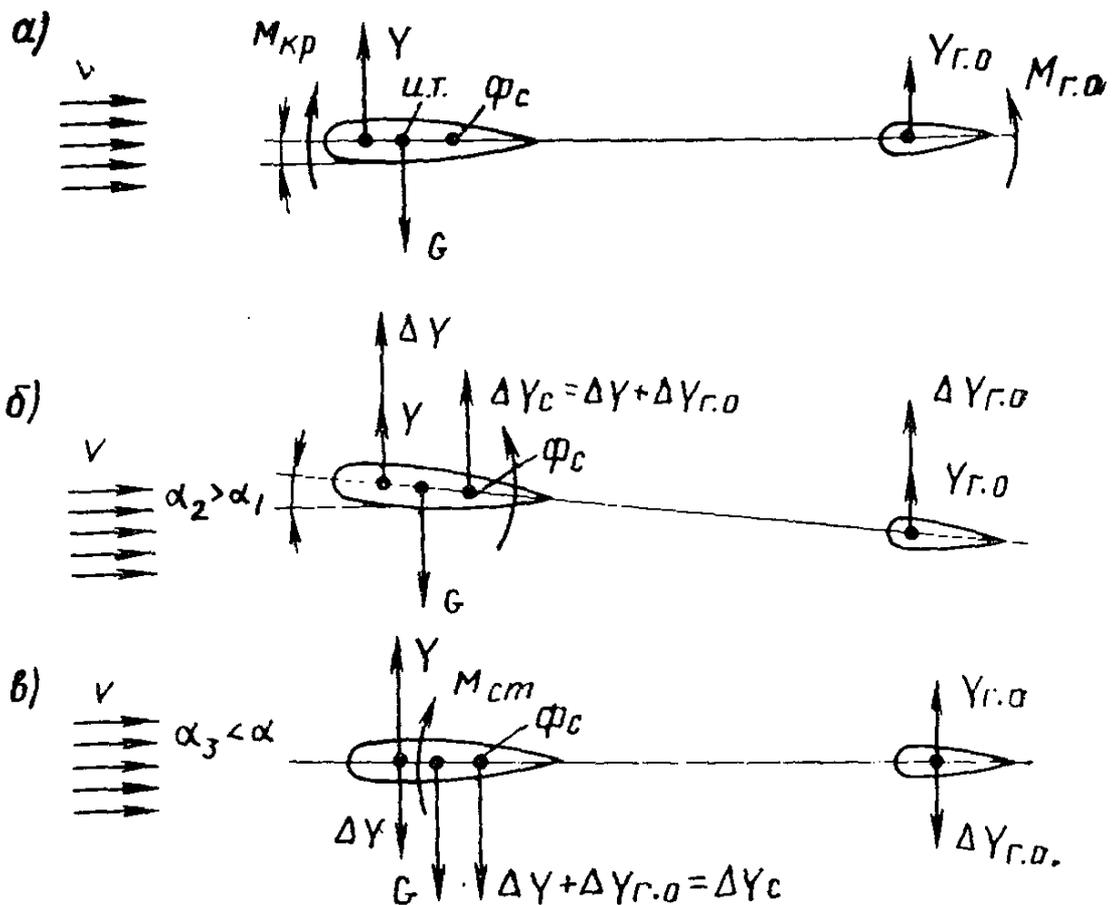


Рис. 55. Действие продольного момента самолета, когда фокус расположен перед центром тяжести:

a — исходное положение; *б* — действие продольного момента при увеличении угла атаки; *в* — действие продольного момента при уменьшении угла атаки

устойчивости по перегрузке пассажирского самолета Нормами летной годности самолетов 1967 г. установлен минимальный запас центровки — 10% САХ.

Самолет Ан-2 на основных крейсерских режимах полета в диапазоне установленных центровок (17,2 — 33% САХ) имеет большой запас продольной устойчивости по перегрузке.

Качественная оценка продольной устойчивости самолета по перегрузке с зажатым управлением производится по отклонению руля на единицу перегрузки — величину приращения отклонения руля высоты, потребную для балансировки самолета при приращении перегрузки на каждую единицу.

Количественная оценка продольной устойчивости самолета по перегрузке с незажатым (освобожденным) управлением производится по расходу усилий на штурвале на единицу перегрузки. Чем больше отклонение руля и расход усилий на штурвале, тем больше запас устойчивости самолета по перегрузке.

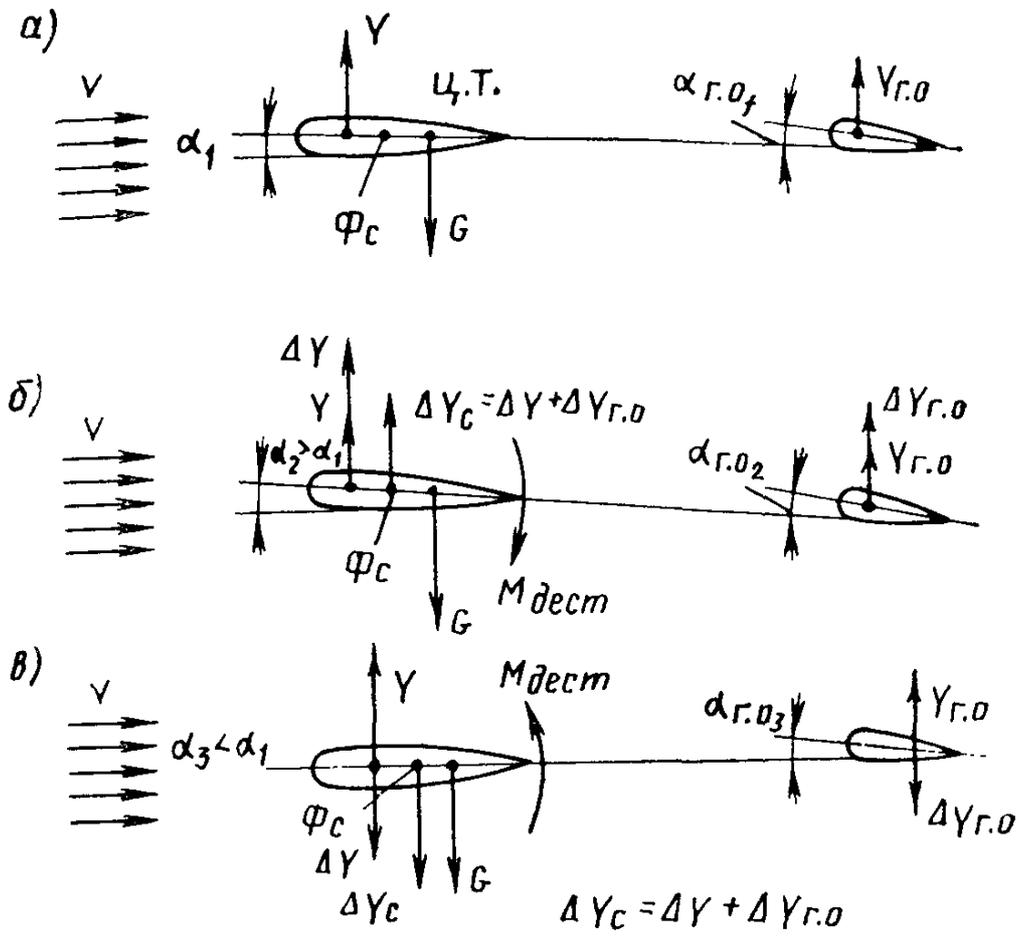


Рис. 56. Действие продольного момента самолета, когда фокус расположен позади центра тяжести:

a — исходное положение; *б* — действие продольного момента при увеличении угла атаки; *в* — действие продольного момента при уменьшении угла атаки

Графики, показывающие потребное отклонение руля и усилий на штурвале для изменения перегрузки на единицу, называются *балансировочными кривыми*.

Оценка продольной устойчивости по перегрузке самолета Ан-2 по балансировочным кривым изложена в гл. XVI.

Факторы, влияющие на продольную устойчивость самолета. На продольную устойчивость самолета оказывают влияние те факторы, которые могут привести к изменению расстояния между фокусом самолета и центром тяжести, а именно: центровка самолета, режим работы силовой установки, скорость и высота полета, отклонение закрылков, зажатое или незажатое управление рулем высоты, а также некоторые конструктивные факторы.

Влияние центровки. При уменьшении центровки увеличивается плечо от фокуса до центра тяжести, а следовательно, и стабилизирующий момент. Поэтому продольная устойчивость самолета улучшается.

Влияние силовой установки. При нарушении равновесия приращение подъемной силы у горизонтального оперения будет незначительным, так как при повороте самолета вокруг поперечной оси угол атаки горизонтального оперения при работающей силовой установке почти не изменится (насколько он увеличивается за счет поворота самолета, настолько он и уменьшается за счет увеличения скоса потока).

Кроме того, при повороте самолета относительно поперечной оси в сторону увеличения угла тангажа увеличивается вертикальная составляющая тяги (P_y), что приведет к увеличению приращения подъемной силы крыла (ΔY) и вызовет смещение фокуса самолета вперед. Поэтому продольная устойчивость самолета ухудшится.

При одном и том же угле атаки устойчивость самолета в наборе высоты, особенно на номинальном режиме работы двигателя, будет значительно хуже, чем на планировании.

Влияние скорости полета. Увеличение скорости полета до такого значения, при котором сжимаемость воздуха существенно не проявляется, скорость полета на продольную устойчивость самолета не влияет. При выполнении полета на скоростях, меньших критической, положение фокуса остается неизменным. *Критической скоростью* называется скорость полета самолета, при которой местная скорость обтекания где-либо на крыле становится равной скорости звука. Однако при использовании одинакового режима работы двигателя в полете на большой и малой скоростях продольная устойчивость самолета из-за большего значения вертикальной составляющей тяги в полете на малой скорости будет хуже.

Влияние высоты полета. С увеличением высоты полета уменьшается плотность воздуха, в результате чего при изменении угла атаки под действием возмущения на одинаковую величину приращение подъемной силы на высоте будет меньше чем у земли. Поскольку плотность воздуха окажет одинаковое влияние на приращение подъемной силы крыла и оперения, то положение фокуса останется неизменным, однако стабилизирующий момент из-за уменьшения ΔY_c уменьшится, продольная устойчивость самолета ухудшится.

Влияние высоты полета. Чем больше высота полета, тем меньше плотность воздуха, следовательно, тем меньше приращение подъемной силы. Поэтому с подъемом на высоту продольная устойчивость самолета ухудшается.

Влияние отклонения закрылков. При отклонении закрылков величина приращения подъемной силы крыла увеличивается. При этом одновременно увеличивается снос потока в области горизонтального оперения, фокус самолета смещается вперед, продольная устойчивость самолета ухудшается.

Ухудшение продольной устойчивости самолета при отклонении закрылков объясняется также тем, что уменьшается приращение подъемной силы на горизонтальном оперении из-за торможения скорости потока закрылками.

Влияние отклонения руля высоты. При полете с незажатым штурвалом свободный руль, стремясь занять положение по направлению потока, уменьшает кривизну профиля горизонтального оперения, в результате чего угол атаки его, а также приращение подъемной силы горизонтального оперения уменьшаются, фокус самолета смещается вперед, продольная устойчивость самолета ухудшается. При полете с незажатым штурвалом нейтральность самолета наступает при меньшей центровке, чем при полете с зажатым (зафиксированным) штурвалом, в результате чего запас продольной устойчивости самолета по перегрузке уменьшается на 3—5% СЛХ.

Влияние конструктивных факторов. На продольную устойчивость самолета оказывают влияние площадь горизонтального оперения, длина хвостовой части фюзеляжа, расположение горизонтального оперения относительно крыла.

Сравнительно хорошая продольная устойчивость самолета Ан-2 транспортного варианта на основных крейсерских режимах полета в диапазоне эксплуатационных центровок обеспечивается большой площадью горизонтального оперения, удлинением хвостовой части фюзеляжа и высоким расположением горизонтального оперения.

С увеличением площади горизонтального оперения приращение подъемной силы при прочих одинаковых условиях увеличивается, фокус самолета смещается ближе к горизонтальному оперению, продольная устойчивость улучшается.

При увеличении длины хвостовой части фюзеляжа увеличивается плечо приращения подъемной силы горизонтального оперения, поэтому стабилизирующий момент его увеличивается.

При высоком расположении горизонтального оперения возмущенный поток, сбегаящий с крыла, проходит ниже горизонтального оперения, в связи с этим приращение подъемной силы на горизонтальном оперении увеличивается, фокус самолета смещается назад, продольная устойчивость самолета улучшается.

Продольная устойчивость самолета по скорости. Самолет называется устойчивым по скорости, если он самостоятельно, без вмешательства пилота, стремится сохранить скорость исходного режима полета.

Допустим, что истинная скорость горизонтального полета самолета по какой-то причине увеличилась. Такими причинами могут быть кратковременное увеличение мощности двигателя, внезапный порыв встречного ветра, случайное искривление траектории вниз.

Увеличение истинной скорости приведет к положительным приростам подъемной силы и силы лобового сопротивления самолета. Возросшая подъемная сила вызовет искривление траектории вверх и появление составляющей веса, действующей в сторону, противоположную движению (см. схему сил при подъеме), в результате скорость самолета начнет уменьшаться. Снижение скорости в свою очередь вызовет уменьшение приростов подъемной силы и лобово-

го сопротивления, в результате чего траектория движения центра тяжести самолета начнет постепенно выравниваться, приближаясь к траектории горизонтального полета. Скорость будет уменьшаться до тех пор, пока не исчезнут составляющая веса G_2 и приросты подъемной силы и лобового сопротивления самолета. Это осуществится тогда, когда траектория самолета снова станет горизонтальной, а скорость — исходной.

Следовательно, самолет будет обладать устойчивостью по скорости, если ее увеличение сопровождается ростом подъемной силы, а уменьшение — падением. Это условие справедливо только при полете самолета на скоростях, при которых не проявляется сжимаемость воздуха.

Из рассмотренного выше физического явления продольной устойчивости самолета по скорости можно сделать важные практические выводы.

1. Если самолет устойчив по скорости, то преднамеренное увеличение скорости полета увеличением мощности двигателя должно сопровождаться постепенным уменьшением угла атаки с помощью руля высоты (дачей штурвала от себя). Иначе самолет начнет искривлять траекторию вверх. Избыток мощности будет затрачиваться не на разгон самолета, а на набор высоты.

2. Если самолет неустойчив по скорости, то преднамеренное увеличение ее должно сопровождаться отклонением руля высоты вверх (взятием штурвала на себя). Иначе самолет, самопроизвольно разгоняясь, войдет в пикирование.

Поскольку устойчивость самолета по скорости тесно связана с особенностями управления им, то на различных режимах полета самолета Ан-2 скорость целесообразно рассматривать совместно с продольной управляемостью самолета.

11. ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Способность самолета без вмешательства пилота восстанавливать в полете первоначальное состояние поперечного равновесия называется *поперечной устойчивостью*.

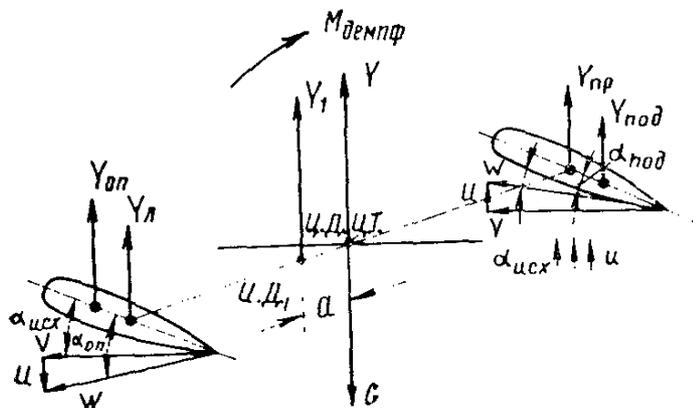


Рис. 57. Демпфирующий момент при нарушении поперечного равновесия самолета

На рис. 57 показано, что при нарушении поперечного равновесия под воздействием вертикального потока (u) угол атаки опускающейся полукоробки крыльев ($\alpha_{оп}$) увеличивается, а поднимающейся полукоробки ($\alpha_{под}$) уменьшается, что создает разность в величине подъемных сил на полукоробках крыльев ($Y_{оп} > Y_{под}$). Результирующая подъемная

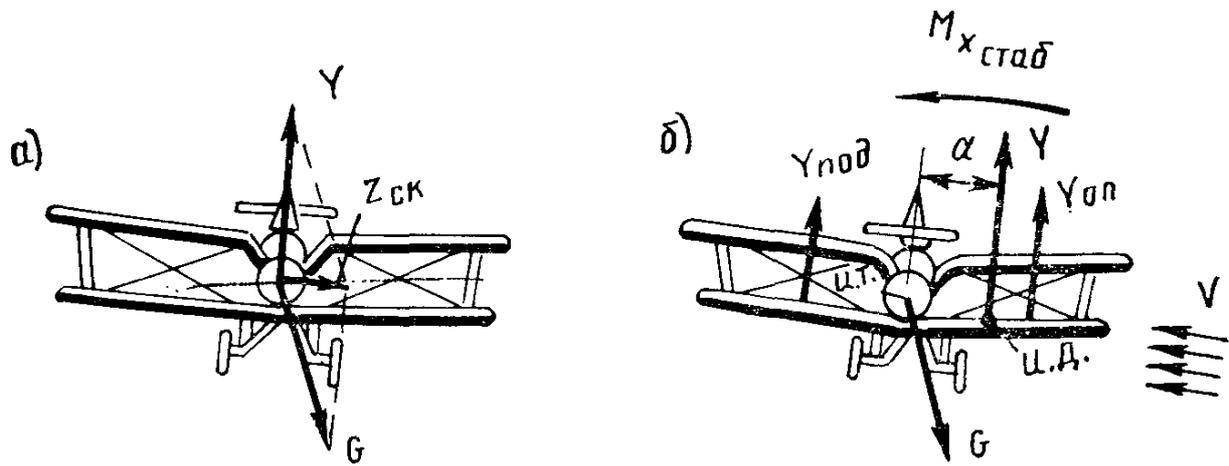


Рис. 58. Образование поперечного стабилизирующего момента при скольжении самолета:

а — образование боковой аэродинамической силы, вызывающей скольжение самолета на опущенное крыло; *б* — образование поперечного стабилизирующего момента

сила (Y) смещается в сторону опущенной полукоробки крыльев и, действуя на плечо a до ц. т., создает демпфирующий (тормозящий) момент $M_{\text{демф}}$, препятствующий дальнейшему увеличению угла крена. Однако демпфирующий момент не может восстановить поперечное равновесие самолета, так как он возникает только при вращении самолета и зависит от угловой скорости вращения: чем больше скорость, тем больше демпфирующий момент.

Поперечное равновесие самолета восстанавливается стабилизирующим моментом, возникающим при скольжении самолета на опущенное крыло под действием силы $Z_{\text{ск}}$ — равнодействующей силы G и подъемной силы Y , как показано на рис. 58, *а*.

При скольжении на опущенную полукоробку крыльев из-за аэродинамического затенения фюзеляжем поднятой полукоробки на первой создается большая подъемная сила $Y_{\text{оп}}$, чем на второй — $Y_{\text{под}}$. Результирующая подъемная сила Y (рис. 58, *б*) смещается в сторону опущенной полукоробки крыльев и, действуя на плечо a относительно центра тяжести, создает стабилизирующий момент $M_{\text{хстаб}}$, который после прекращения действия внешних сил и (см. рис. 57) восстановит исходное состояние равновесия.

Величина демпфирующего момента зависит от площади крыла, с увеличением которой он увеличивается, так как при постоянных $\frac{\rho V^2}{2}$ и $\Delta\alpha$ на участке пропорционального изменения коэффициента подъемной силы c_y по углу атаки α величина прироста подъемной силы ΔY зависит только от площади опущенного крыла.

$$\Delta Y = \Delta c_y \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Величина стабилизирующего момента зависит от поперечного угла и удлинения крыла. На рис. 59 показано, что при наличии поперечного угла крыла поперечная устойчивость самолета

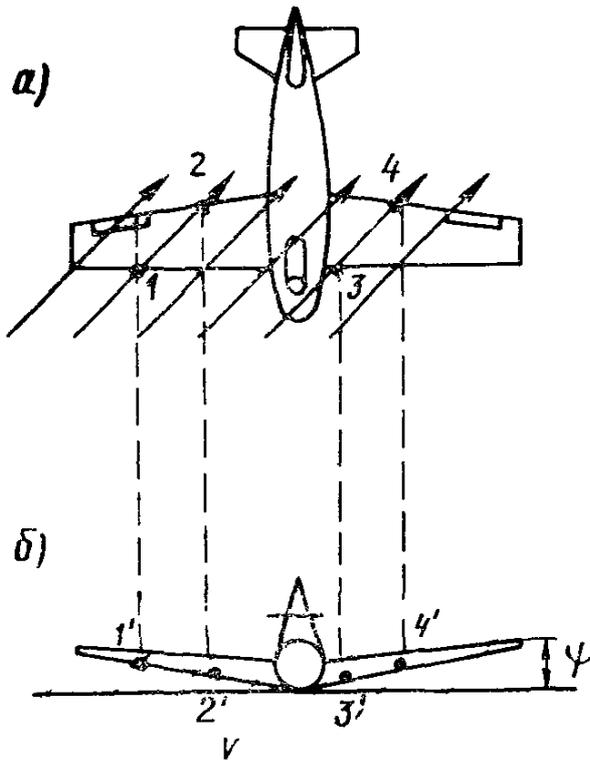


Рис. 59. Влияние величины поперечного угла крыла на поперечную устойчивость самолета:

а — вид самолета в плане при движении со скольжением; *б* — вид самолета спереди при движении со скольжением (цифрами обозначены точки встречи воздушного потока: 1—1' и 3—3' — с передней кромкой крыла; 2—2' и 4—4' — с задней кромкой крыла)

скому, самолет теряет способность самостоятельно восстанавливать исходное положение поперечного равновесия, что видно на рис. 60. Поперечная устойчивость самолета Ан-2 на больших углах атаки обеспечивается наличием автоматических предкрылков, прямоугольной формой и толстым профилем крыла.

Отжатие предкрылка по достижении опущенной полукоробкой крыльев угла атаки, равного 16° , резко увеличивает стабилизирующий момент.

Увеличение вертикальной скорости от корневой к консольной части прямоугольного крыла увеличивает скос потока под крылом у консольной части его, чем уменьшается угол атаки, а следовательно, задерживается срыв потока на консолях, в результате чего улучшается поперечная устойчивость самолета. При переходе самолета на закритические углы атаки за

улучшается, так как при этом угол атаки опущенной полукоробки крыльев больше, чем у поднятой, а следовательно, подъемная сила $Y_{оп}$ значительно больше, чем $Y_{под}$.

Разность углов атаки на полукоробках крыльев вызвана тем, что носок хорды опущенного крыла поднят, а у поднятого — опущен.

С увеличением удлинения крыла посредством уменьшения скоса потока под крылом и увеличения действительного угла атаки стабилизирующий момент увеличивается, в результате чего поперечная устойчивость самолета улучшается.

С увеличением углов атаки обеих полукоробок крыльев по причине уменьшения прироста коэффициента c_y прирост подъемной силы уменьшается, в результате чего поперечная устойчивость самолета ухудшается. Это происходит потому, что на углах атаки, близких к критиче-

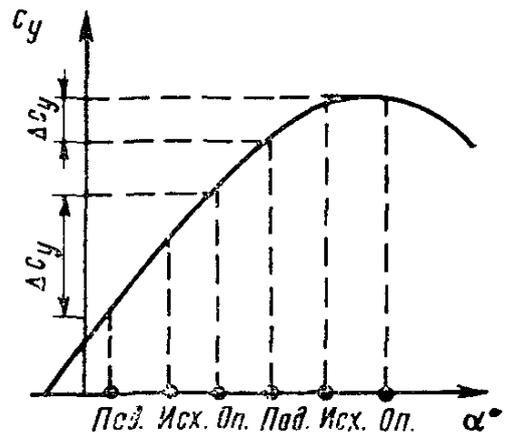


Рис. 60. Разность коэффициентов подъемной силы на полукрыльях при накренивании самолета на малых и больших углах атаки

счет толстого профиля крыла уменьшение прироста подъемной силы происходит медленнее, чем у крыльев с тонким профилем, а это способствует улучшению поперечной устойчивости самолета.

12. ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Способность самолета без вмешательства пилота восстанавливать первоначальное состояние путевого равновесия называется *путевой устойчивостью*. При нарушении путевого равновесия вследствие поворота самолета вокруг его вертикальной оси ($M_{разв}$) на вертикальном оперении и фюзеляже возникают боковые аэродинамические силы. Разность сил лобовых сопротивлений на полукоробках крыльев ($Q_p > Q_l$) и боковые аэродинамические силы ($Z_{торм}$), направленные в противоположную сторону разворота самолета (рис. 61, а) относительно центра тяжести, создают демпфирующий момент ($M_{демф}$), препятствующий беспредельному вращению самолета вокруг его вертикальной оси. Несмотря на прекращение вращения самолета под действием демпфирующего момента, он по инерции продолжает движение в прежнем направлении.

Во время движения самолета со скольжением, как показано на рис. 61, б, вертикальное оперение и боковая поверхность фюзеляжа относительно центра тяжести создают стабилизирующий момент, под действием которого самолет стремится стать по направлению потока, а носовая часть фюзеляжа — дестабилизирующий момент

$$M_{ст} = M_{z_{в.о}} + M_{z_{х.ф}} - M_{z_{н.ф}}$$

Таким образом, величина стабилизирующего момента зависит от площади вертикального оперения, длины хвостовой и носовой части фюзеляжа и центровки самолета. Хорошая путевая устойчи-

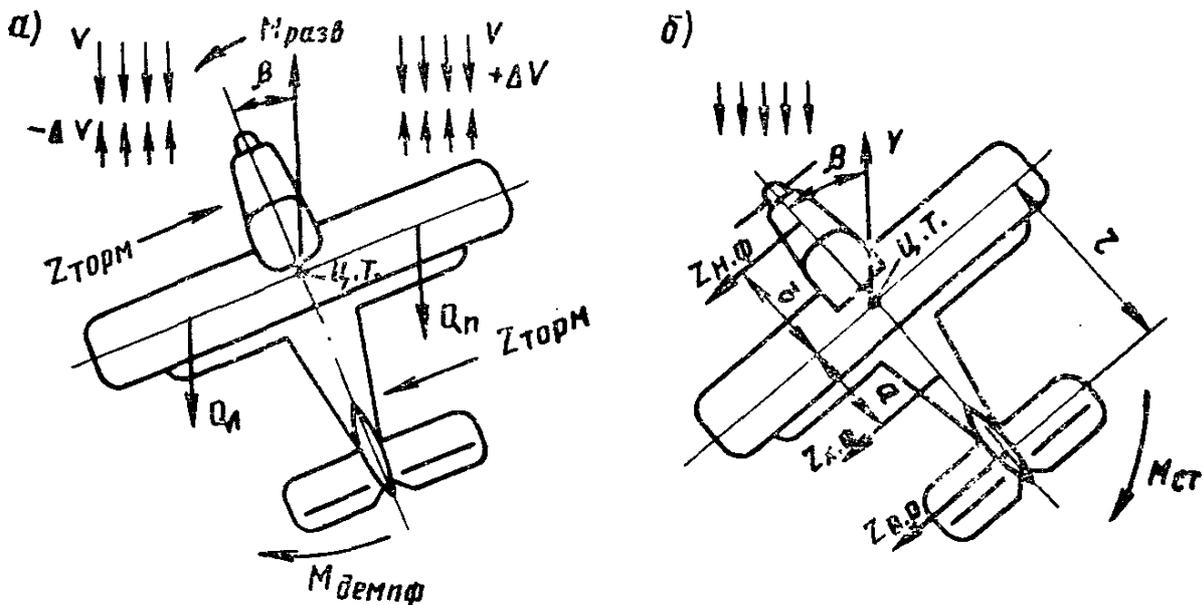


Рис. 61. Путевые демпфирующий и стабилизирующий моменты:

а — образование демпфирующего момента при нарушении путевого равновесия; б — образование стабилизирующего путевого момента при движении самолета со скольжением

вость самолета Ан-2 обеспечивается за счет большой площади вертикального оперения, удлинения хвостовой части фюзеляжа и незначительной длины носовой части фюзеляжа, а также установления предела задней центровки.

13. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Поперечная и путевая устойчивость так же, как и поперечное и путевое равновесие, изолированно существовать не могут, совокупность их называется *боковой устойчивостью*.

Для боковой устойчивости самолета необходимо условие, чтобы у самолета одновременно устранялся угол крена и угол скольжения. При преобладании на самолете поперечной устойчивости он приобретает колебательную боковую неустойчивость, при преобладании путевой устойчивости — спиральную боковую неустойчивость.

Самолет Ан-2 имеет хорошую боковую устойчивость. Это достигнуто правильным подбором площади вертикального оперения и длины хвостовой части фюзеляжа, обеспечивающих путевую устойчивость, а также величиной поперечного угла крыльев, площадью коробки и удлинением крыльев, обеспечивающих поперечную устойчивость.

14. ПОНЯТИЕ ОБ УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Способность самолета изменить режим полета при соответствующем изменении пилотом положения рулей управления самолетом называется *управляемостью*.

Хорошо управляемый самолет должен отвечать следующим требованиям:

1. Иметь ощутимую величину нагрузки на рулевом управлении самолета.

2. Иметь среднее отклонение рулей при переходе с одного режима полета на другой. Так, например, для изменения скорости планирования самолета Ан-2 с 120 до 150 км/ч требуется отклонить руль высоты вниз: при центровке 35,6% САХ — на 1°, при центровке 24,1% САХ — на 4°, а при центровке 31,3% САХ — на 2°.

Из этого видно, что самолет будет иметь лучшую управляемость по отклонению рулей при центровке 31,3% САХ, так как отклонение рулей при этом составляет 2°. Слишком большое и слишком малое отклонение рулей одинаково неприемлемы, так как утомляют пилота.

3. Иметь неиспользуемый в нормальном полете запас отклонения рулей на случай аварийной обстановки: самопроизвольное смещение грузов во время полета, резкая потеря скорости, неисправность в конструкции. В наборе высоты на номинальной мощности двигателя с отклоненными закрылками при центровке 31,3% САХ для продольной балансировки самолета Ан-2 на скорости

120 км/ч требуется отклонение руля высоты вниз на 13° .

Поскольку предельный угол отклонения руля высоты вниз самолета Ан-2 равен 22° , то запас отклонения руля высоты в данном случае составит 9° , или 40%.

4. Обладать хорошей восприимчивостью отклонения рулей управления: чем сильнее и резче действие пилота, тем энергичнее должен реагировать самолет, не допуская запаздывания в изменении своего положения.

5. Иметь естественность хода рулей: отклонение штурвала от себя должно сопровождаться увеличением скорости полета, на себя — уменьшением скорости полета.

Принцип действия рулей и элеронов аналогичен и основан на изменении кривизны профиля крыла или оперения самолета. На рис. 62, а показано, что когда руль не отклонен, а профиль симметричный, аэродинамическая сила горизонтального оперения равна нулю. При отклонении руля высоты (рис. 62, б) изменяется кривизна профиля и характер обтекания горизонтального оперения; изменение характера обтекания вызывает изменение распределения давления по профилю оперения, а следовательно, величины и направления аэродинамической силы горизонтального оперения.

Из рисунка видно, что в создании подъемной силы горизонтального оперения $Y_{г.о}$ участвуют подъемные силы стабилизатора $Y_{ст}$ и руля высоты ($Y_{р.в}$), но изменение подъемной силы горизонтального оперения происходит в основном за счет стабилизатора, так как площадь его и толщина профиля значительно больше, чем у руля. Аэродинамическая сила горизонтального оперения, созданная при отклонении руля высоты, направлена в сторону, противоположную отклонению руля.

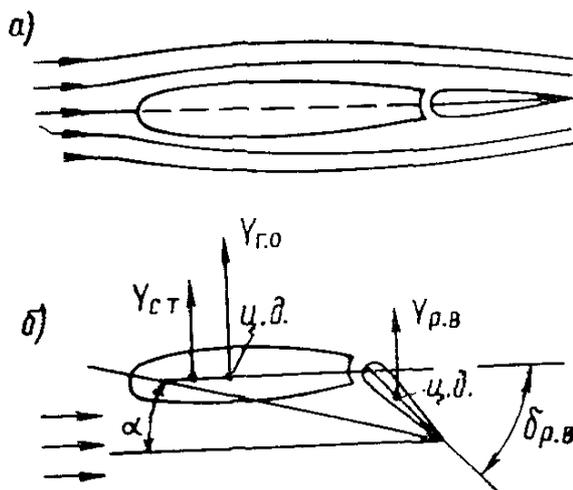


Рис. 62. Принцип действия рулей

15. СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ УСИЛИЙ

Управляя самолетом, пилот отклоняет рули и элероны, прикладывая для этого некоторые усилия (P). Величина этих усилий определяется произведением аэродинамической силы руля высоты ($Y_{р.в}$) на плечо a от центра давления до оси вращения руля, что называется шарнирным моментом руля: $M_{ш} = Y_{р.в} a$ (рис. 63).

Величина шарнирного момента руля будет тем больше, чем больше будут площадь, угол отклонения руля и скорость полета, так как от этих факторов зависит величина аэродинамической силы руля.

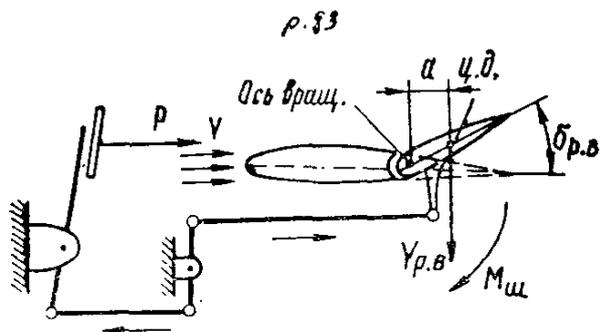


Рис. 63. Определение усилий на рулевом управлении самолета

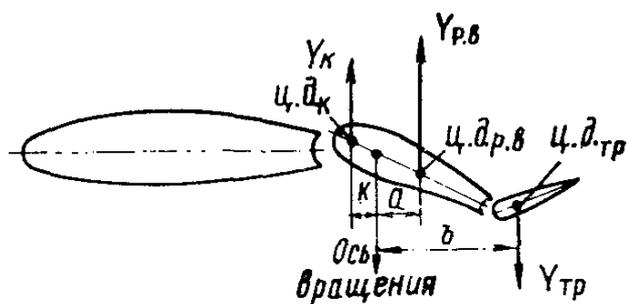


Рис. 64. Принцип действия осевой аэродинамической компенсации и триммера

Для уменьшения шарнирного момента рулей и элеронов на самолете применена осевая аэродинамическая компенсация и триммеры (рис. 64).

Осевой аэродинамической компенсацией руля называется часть площади руля, расположенная впереди его оси вращения. Осевая компенсация составляет: элеронов — 21,7%, руля высоты — 24%, руля направления — 19%.

Триммер — небольшая несущая поверхность, шарнирно укрепленная вблизи ребра обтекания руля и управляемая в полете по воле пилота.

При отклонении руля на компенсаторе возникает аэродинамическая сила $Y_{к}$, которая относительно оси вращения руля (плечо k) создает момент $M_{к} = Y_{к}k$ направленный в противоположную сторону шарнирного момента руля и таким образом уменьшает усилия на рычагах управления.

Изменяя угол отклонения триммера, пилот изменяет величину момента $M_{тр} = Y_{тр}b$, а следовательно, величину усилия на рычагах управления. При помощи триммера можно уменьшить усилие на рычаге на любую величину вплоть до полного снятия усилий ($M_{ш} = M_{к} + M_{тр}$).

16. ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Способность самолета изменять свое положение относительно поперечной оси при отклонении пилотом руля высоты называется *продольной управляемостью*.

Продольная управляемость характеризуется степенью управляемости, т. е. величиной изменения угла атаки при отклонении руля высоты на 1° . По степени управляемости (ϵ) самолеты подразделяются на три группы:

- недостаточно управляемые, ϵ до 1;
- хорошо управляемые, $\epsilon = 1,5-2$;
- излишне управляемые, ϵ свыше 3.

Степень управляемости самолета зависит от режима работы двигателя, скорости полета и центровки самолета, с увеличением которых она увеличивается.

17. БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ САМОЛЕТА

Графики, показывающие на какую величину необходимо отклонить руль высоты для продольной балансировки самолета в зависимости от скорости полета, режима работы двигателя, центровки самолета и положения закрылков, называются *балансировочными кривыми*. Балансировочные кривые самолета Ан-2 составлены ГосНИИ ГА по данным летных испытаний самолета: на планировании с неотклоненными закрылками, в полете на номинальной мощности двигателя с неотклоненными закрылками и на номинальной мощности двигателя с отклоненными закрылками на 30° .

Балансировочные кривые приведены для центровок 24,1; 31,3 и 35,6% САХ. Каждый график представляет собой систему координат, по вертикальной оси которой откладываются углы отклонения руля высоты: вниз со знаком плюс (+), вверх со знаком (-); по горизонтальной оси откладывается скорость полета по прибору. Каждая кривая соответствует определенной центровке самолета и показывает потребную величину отклонения руля высоты в зависимости от указанных факторов.

На планировании с неотклоненными закрылками (рис. 65) самолет с центровкой 24,1% САХ на скорости 118 км/ч находится в продольном равновесии при нейтральном положении руля высоты. *Скорость полета*, при которой для продольной балансировки самолета не требуется отклонять руль высоты, называется *балансировочной*.

Представленные на рис. 65—67 балансировочные кривые позволяют произвести анализ продольных устойчивости и управляемости, о степени которых судят по углу наклона балансировочных кривых к оси скоростей.

На балансировочной кривой самолета с центровкой 31,3% САХ при планировании с неотклоненными закрылками (см. рис. 65), видно:

- 1) скорость полета самолета 98 км/ч является балансировочной;
- 2) на скорости полета 138 км/ч балансировочное отклонение руля высоты вниз составляет 6° , а на скорости полета 178 км/ч — 9° ; при изменении скорости полета на одинаковую величину (40 км/ч) во втором случае потребовалось отклонение руля высоты всего на 3° , что свидетельствует о том, что продольная управляемость самолета в диапазоне скоростей 138—178 км/ч значительно лучше, чем в диапазоне скоростей 98—138 км/ч;

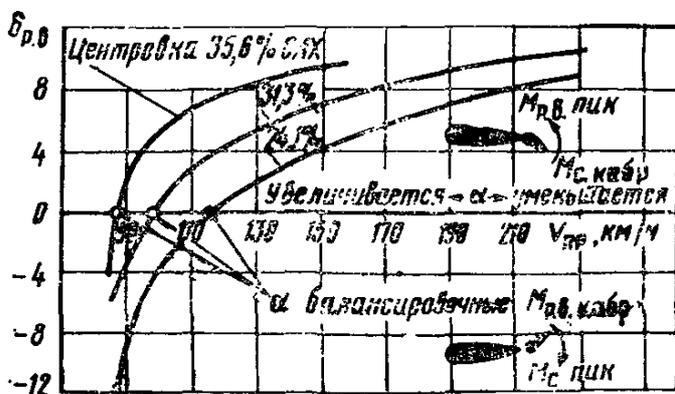


Рис. 65. Балансировочные кривые при планировании самолета с неотклоненными закрылками

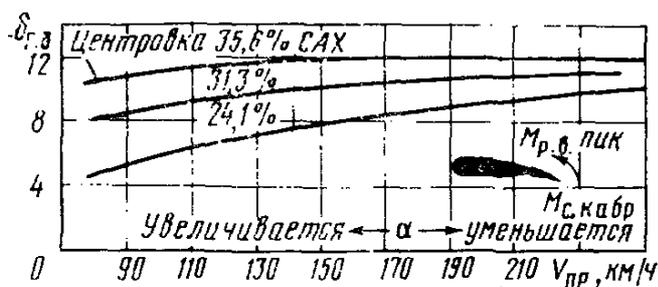


Рис. 66. Балансировочные кривые самолета в полете на номинальной мощности двигателя с неотклоненными закрылками

3) в диапазоне скоростей 98—138 км/ч, где управляемость хуже, угол наклона балансировочной кривой к оси скоростей значительно больше, чем в диапазоне скоростей 138—178 км/ч, где управляемость лучше.

Поскольку между продольной управляемостью и продольной устойчивостью самолета существует обратная зависимость, то можно сказать:

а) чем больше угол наклона балансировочной кривой к оси скоростей в направлении слева вверх направо, тем устойчивость самолета лучше, а управляемость хуже;

б) при наличии параллельности между балансировочной кривой и осью скоростей самолет находится в состоянии безразличного равновесия (устойчивость—нейтральная, а управляемость—излишняя);

в) при наклоне балансировочной кривой справа вверх налево самолет неустойчив, а управляемость самолета приобретает особенность, которая состоит в том, что для сохранения заданного режима полета требуются двойные движения штурвалом. Например, для увеличения скорости полета штурвал отклоняется от себя, а затем для того, чтобы самолет сохранял установленную скорость, требуется отклонить штурвал на себя, причем на большую величину, чем это требовалось в первом случае для установления заданной скорости.

Анализируя балансировочные кривые самолета по вышесказанному признаку, можно сделать следующие выводы.

1. В режиме планирования с неотклоненными закрылками (см. рис. 65) при всех центровках самолет имеет наибольшую степень продольной устойчивости и наименьшую степень продольной управляемости. При этом по мере уменьшения центровки и скорости полета самолета степень продольной управляемости из-за снижения эффективности действия руля высоты уменьшается. Для продольной балансировки самолета на скорости 88 км/ч при центровке 31,3% САХ требуется отклонить руль высоты вверх на 6° , а при центровке 24,1% САХ — на 12° , т. е. в 2 раза больше. Следовательно, при значительном уменьшении центровки даже при полном отклонении штурвала на себя момент горизонтального оперения может оказаться недостаточным для создания самолету посадочного угла атаки.

Исходя из условий продольной управляемости самолета на планировании и запаса отклонения руля высоты вверх, необходимо для создания посадочного угла атаки, на самолете установлена предельно передняя центровка (17,2% САХ).

2. При полете на номинальной мощности двигателя с неотклоненными закрылками (рис. 66) по сравнению с режимом планиро-

вания степень продольной устойчивости самолета уменьшается, а управляемости увеличивается. Это происходит тем значительнее, чем больше центровка и скорость полета самолета. На всем диапазоне скоростей полета при центровке до 31,3% САХ самолет устойчив и нормально управляем.

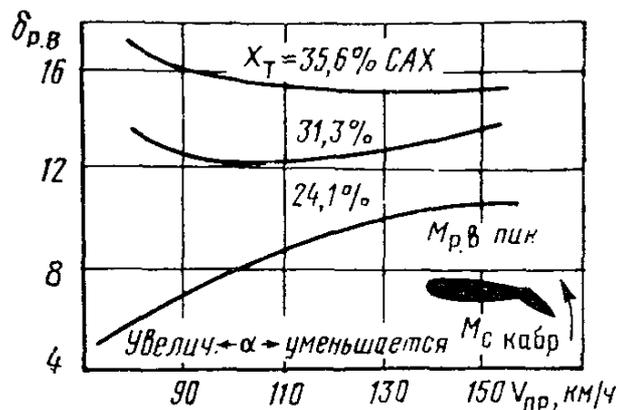


Рис. 67. Балансировочные кривые самолета в полете на номинальной мощности двигателя с отклоненными закрылками на 30°

На скоростях полета больше 120 км/ч при центровке 35,6% САХ самолет имеет излишнюю управляемость и находится в безразличном равновесии (нейтрален). Следовательно, центровка 35,6% САХ на данном режиме полета (набор высоты) является критической.

Для того чтобы самолет был устойчив и нормально управляем в наборе высоты на номинальной мощности двигателя с неотклоненными закрылками, установлена предельно задняя центровка 33% САХ.

Поскольку при выполнении полета на самолете с предельно задней центровкой запас по центровке составляет всего только 2,6% САХ, то **превышение установленной предельно задней центровки (33% САХ) ни в коем случае недопустимо.**

Так как более 80% полетного времени самолет эксплуатируется на крейсерских режимах, на которых нейтральность его наступает при центровке 42% САХ, то при наличии предельно задней центровки (33% САХ) он будет иметь достаточный запас продольной устойчивости и хорошую продольную управляемость.

3. При выполнении полета на номинальной мощности двигателя с отклоненными закрылками на 30° (рис. 67) самолет с центровкой (X_T) 24,1% САХ на всем диапазоне скоростей полета, а с центровкой 31,3% САХ на скоростях полета больше 100 км/ч — устойчив и нормально управляем. Управляемость самолета по сравнению с полетом на номинальной мощности двигателя с неотклоненными закрылками несколько ухудшается, так как потребное отклонение руля высоты для балансировки самолета увеличивается в среднем на 2° .

В полете на скоростях меньше 95 км/ч (после отрыва при взлете) самолет с центровкой 31,3% САХ неустойчив. На самолете преобладает избыточный кабрирующий момент, который по мере увеличения центровки и уменьшения скорости полета увеличивается.

Продольная управляемость самолета из-за особенностей управления неустойчивым самолетом и уменьшения запаса отклонения руля высоты вниз ухудшается, что снижает безопасность полета и

в случае нарушения установленных требований по загрузке самолета приводит к потере управляемости.

В целях предотвращения потери управляемости самолета необходимо:

1) правильно загружать самолет и надежно крепить грузы в самолете; после размещения грузов тщательно проверять центровку самолета по центровочному графику и не допускать полета при центровке, превышающей предельно заднюю (33% САХ);

2) перед взлетом устанавливать триммер руля высоты в положение, соответствующее двум-трем нажатиям нажимного переключателя от себя;

3) при выполнении посадки, как правило, закрылки отклонять на угол 30° и только в исключительных случаях (при посадке на ограниченную площадку) использовать закрылки с отклонением на угол 40° ;

4) заблаговременно принимать решение об уходе на второй круг; не допускать резкого увеличения мощности двигателя, а нарастающий кабрирующий момент при увеличении мощности парировать плавным отклонением штурвала от себя;

5) так как в течение длительного времени скорость самолета по прибору не меняется, в то время как угол тангажа увеличивается, то при уходе на второй круг и при переводе самолета в набор высоты (при взлете) режим полета контролировать по положению самолета относительно горизонта;

6) в случае потери управляемости при взлете и уходе на второй круг, что может иметь место только при чрезмерно задней центровке, отдавая штурвал от себя, плавно уменьшить мощность двигателя до прекращения кабрирования самолета и при наличии вертикальной скорости набрать высоту 50 м, в 3—4 приема убрать закрылки, а затем установить крейсерский режим подъема. При резком уменьшении мощности двигателя самолет сваливается на нос.

18. ПОПЕРЕЧНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Способность самолета изменять свое положение в полете относительно продольной оси при отклонении пилотом элеронов называется *поперечной управляемостью*. Принцип действия элеронов аналогичен принципу действия рулей. Особенностью работы элеронов является то, что при отклонении штурвала самолет непрерывно может вращаться вокруг продольной оси, так как создаваемый при этом демпфирующий момент не в состоянии уравновесить самолет на определенном угле крена.

Отклонение элеронов на малых углах атаки вызывает незначительное увеличение коэффициента c_x на крыле с опущенным вниз элероном и не вызывает разворота самолета в сторону, противоположную его накрению.

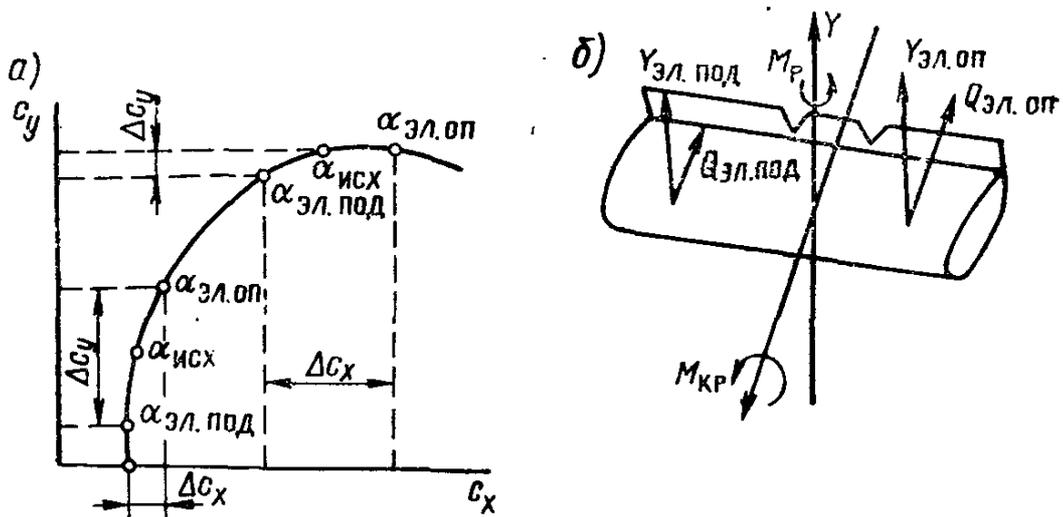


Рис. 68. Особенность поперечной управляемости самолета на больших углах атаки

По мере увеличения угла атаки поперечная управляемость самолета ухудшается, и при определенных условиях может наступить ее полная потеря. Ухудшение управляемости на больших углах атаки объясняется медленным приростом коэффициента подъемной силы, вследствие чего кренящий момент ($M_{кр}$) незначителен. Кроме этого, на больших углах атаки коэффициент сопротивления у крыла с опущенным элероном ($c_{x_{эл.оп}}$) за счет индуктивного сопротивления значительно больше, чем коэффициент сопротивления у крыла с поднятым элероном ($c_{x_{эл.под}}$), что создает разворачивающий момент (M_p) в сторону крыла с опущенным элероном (рис. 68, а).

Таким образом, самолет при отклонении штурвала медленно накрывается в сторону поворота штурвала (поднятого элерона) и скользит в противоположную сторону (на крыло с опущенным элероном), что ухудшает поперечную управляемость (рис. 68, б). В случае равенства моментов, созданных отклонением элеронов и возникших из-за скольжения самолета, наступает потеря управляемости. Преобладание момента, вызванного скольжением самолета, над основным кренящим моментом приведет к обратной управляемости: при отклонении штурвала влево самолет будет накрываться и разворачиваться вправо.

Хорошая поперечная управляемость самолета Ан-2 на больших углах атаки обеспечивается применением щелевых элеронов с дифференциальным отклонением. Принцип работы щелевых элеронов аналогичен принципу работы щелевых закрылков: они увеличивают кренящий момент в сторону поднятого элерона и уменьшают индуктивное сопротивление крыла с опущенным элероном, а следовательно, и разворачивающий момент. На рис. 69, а показано соотношение аэродинамических сил при отклонении простых элеронов.

Сущность дифференциального отклонения элеронов (рис. 69, б) состоит в том, что при отклонении штурвала элерон отклоняется

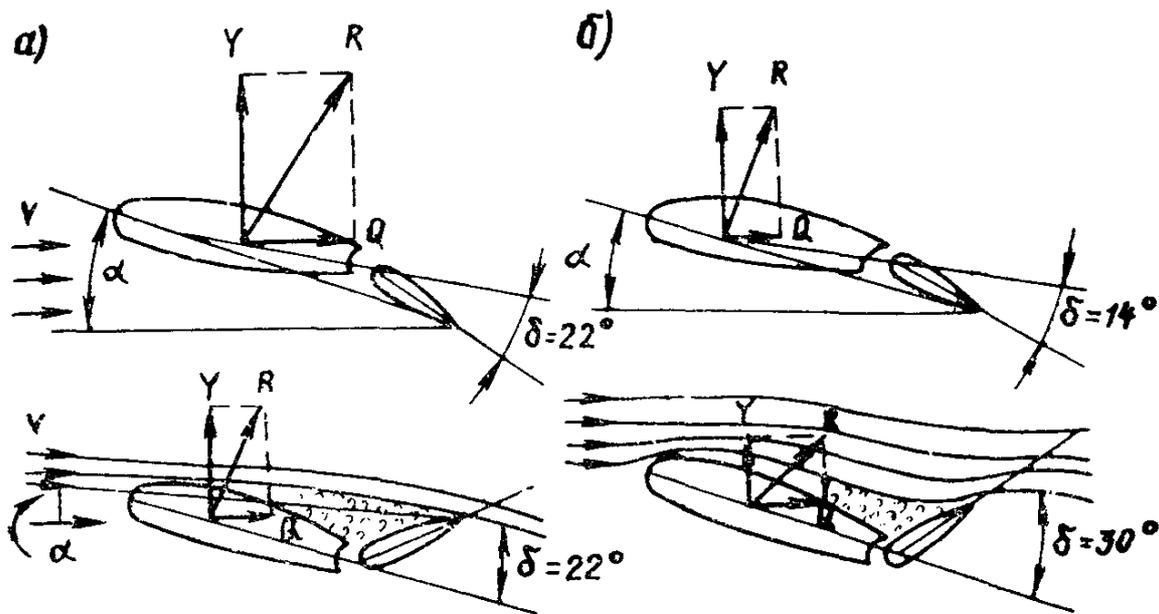


Рис. 69. Дифференциальное отклонение элеронов

вверх на больший угол (30°), чем вниз (14°), в результате чего происходит следующее:

а) на крыле с опущенным элероном несколько уменьшается подъемная сила ($Y_{эл.оп}$) и значительно уменьшается лобовое сопротивление ($Q_{эл.оп}$);

б) на крыле с поднятым элероном значительно уменьшается подъемная сила ($Y_{эл.под}$).

Таким образом, элероны с дифференциальным отклонением увеличивают кренящий момент в сторону крыла с поднятым элероном и уменьшают разворачивающий момент в сторону крыла с опущенным элероном.

Поперечная управляемость самолета Ан-2 на больших углах атаки улучшается также и при отжатии предкрылков. В режиме парашютирования с отжатыми предкрылками на скорости 90—95 км/ч самолет хорошо реагирует на отклонение элеронов.

19. ПУТЕВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Способность самолета изменять свое положение в полете относительно вертикальной оси при отклонении пилотом руля направления называется *путевой управляемостью*.

При отклонении пилотом руля направления самолета в первый период под действием силы инерции будет продолжать движение в прежнем направлении и одновременно под действием разворачивающего момента M_y (рис. 70, а) поворачивается вокруг вертикальной оси, в результате чего создается угол скольжения β (рис. 70, б).

Разница между боковой аэродинамической силой фюзеляжа (Z_ϕ), образовавшейся при скольжении, и боковой аэродинамической

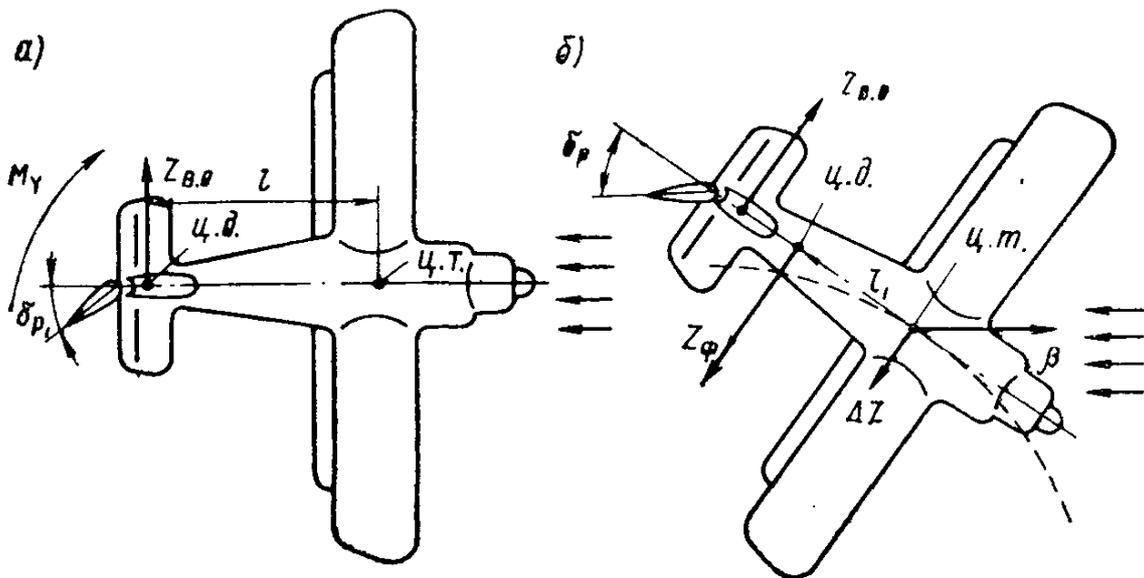


Рис. 70. Принцип путевой управляемости самолета:

а — нарушение путевого равновесия отклонением руля направления; б — возникновение ΔZ при движении со скольжением

силой вертикального оперения ($Z_{в.в.}$), образовавшейся при отклонении руля направления, создает неуравновешенную центростремительную силу ΔZ . Под действием центростремительной силы самолет будет разворачиваться, двигаясь по искривленной траектории в сторону отклонения руля направления.

Самолет Ан-2 имеет хорошую путевую управляемость. Она обеспечивается большой площадью руля направления, удлинением хвостовой части фюзеляжа, большим углом отклонения руля направления (по 28° в каждую сторону).

20. СВЯЗЬ МЕЖДУ ПОПЕРЕЧНОЙ И ПУТЕВОЙ УПРАВЛЯЕМОСТЬЮ

Между поперечной и путевой управляемостью существует такая же связь, как и между поперечным и путевым равновесием: крен вызывает разворот самолета, а разворот — крен.

Однако разворот самолета отклонением только руля направления или только элеронов происходит со скольжением. Скольжение ускоряет срыв потока с крыла, чем снижает безопасность полета и создает дополнительное сопротивление, которое требует увеличения потребной тяги. Для устранения скольжения в нормальном полете развороты выполняются координированным отклонением руля направления и элеронов.

При частичном отказе управления в полете можно выполнить разворот отклонением только одних элеронов или руля направления. При этом для безопасности полета не следует допускать крена или угла скольжения более 10° , а скорость необходимо держать на 5—10 км/ч больше установленной.

При построении маршрута учитывать, что радиус разворота значительно увеличится.

Вопросы для самоконтроля

1. Требования к размещению коммерческой нагрузки на самолете.
2. Центровочные и весовые характеристики самолета, порядок предварительного размещения грузов по центровочным меткам.
3. Методика определения центровки по центровочному графику.
4. Средняя аэродинамическая хорда, ее назначение и методика определения на самолете.
5. Продольное равновесие, условия его обеспечения, причины нарушения в полете и характер поведения самолета.
6. Поперечное равновесие и его обеспечение, причины нарушения в полете.
7. Путевое равновесие и его обеспечение, причины нарушения в полете.
8. Продольная устойчивость самолета и на какие виды она подразделяется.
9. Условия обеспечения продольной устойчивости самолета по перегрузке.
10. Фокус крыла и фокус самолета, свойство фокуса.
11. Факторы, влияющие на степень продольной устойчивости по перегрузке.
12. Поперечная устойчивость самолета, от каких факторов зависит величина демпфирующего и стабилизирующего поперечных моментов.
13. Особенности поперечной устойчивости на больших углах атаки и обеспечение ее на самолете.
14. Путевая устойчивость и факторы, влияющие на величину демпфирующего и стабилизирующего путевых моментов.
15. Боковая устойчивость самолета, условия обеспечения ее и виды боковой неустойчивости.
16. Требования, предъявляемые к управляемости самолета.
17. Принцип работы рулей и элеронов.
18. Способы уменьшения усилий на рычагах управления самолетом.
19. Продольная управляемость самолета, чем она характеризуется.
20. Факторы, влияющие на степень продольной управляемости самолета.
21. Балансировочные кривые, анализ по ним продольной управляемости и устойчивости самолета.
22. Из каких соображений устанавливается предельно передняя и предельно задняя центровки.
23. Критическая центровка и запас центровки, их значение в обеспечении достаточной степени продольной устойчивости и управляемости самолета.
24. Особенности продольной управляемости на неустойчивом самолете.
25. Меры по предотвращению потери продольной управляемости самолета.
26. Поперечная управляемость самолета и особенность ее на больших углах атаки.
27. Назначение шлевых элеронов с дифференциальным отклонением.
28. Путевая управляемость самолета и как она осуществляется.
29. Связь между поперечной и путевой управляемостью. Действие пилота при частичном отказе органов управления самолетом.

ГЛАВА VI

ШТОПОР САМОЛЕТА

Штопором называется снижение самолета по траектории крутой спирали с одновременным самопроизвольным вращением вокруг продольной и вертикальной осей.

До 1916 г. считали, что штопор — случайное явление, вызываемое порывами ветра, воздушными «ямами» и т. п. Наблюдая характер движения самолета при попадании его в штопор, рус-

ский летчик К. К. Арцеулов пришел к выводу, что штопор — вполне закономерное явление. В 1916 г. К. К. Арцеулов экспериментальным способом открыл секрет вывода самолета из штопора. Однако физическая сущность штопора тогда еще не была полностью ясна, не была разработана методика расчета самолета на штопор, в силу чего многие самолеты при правильных действиях пилота из штопора не выходили. Теоретически обосновал штопор и разработал методику расчета самолета на штопор советский ученый В. С. Пышнов.

1. ПРИЧИНЫ ШТОПОРА И ЕГО ВИДЫ

Для того чтобы предупредить вход самолета в штопор, а в случае срыва обеспечить безопасность полета, каждый пилот обязан четко знать причины срыва самолета в штопор и уметь выводить самолет из штопора.

Причиной входа самолета в штопор является потеря управляемости из-за выхода самолета на закритические углы атаки, на которых происходит срыв возмущенного потока с крыла.

Опыты показали, что срыв потока с крыла самолета развивается очень быстро. Если срыв потока происходит симметрично, то его развитие отражается в первую очередь на падении подъемной силы крыла и, следовательно, на изменении траектории полета. Если оперение расположено так, что сбегаящий с крыла возмущенный поток не попадает на него, то срыв потока на крыле не окажет влияние на уменьшение скорости обтекания оперения, но вызовет уменьшение скоса потока. Уменьшение скоса потока приведет к образованию пикирующего момента, уменьшающего угол атаки самолета, в связи с чем самолет опустит нос, но тенденции к сваливанию на крыло иметь не будет.

Однако в большинстве случаев развитие срыва потока происходит несимметрично; поток срывается неравномерно, охватывая на одном крыле большую, на другом меньшую часть площади. Имеют место также случаи одностороннего срыва потока только с одной половины крыла.

Несимметричность развития зоны срыва потока с крыла вызывается двумя причинами:

несимметричностью геометрических очертаний крыла;

несимметричностью обтекания самолета, вызванного наличием скольжения.

Если срыв потока распространяется по крылу медленно, то более позднее возникновение зоны начала срыва на одной половине крыла может и не вызвать резкой несимметрии развития срыва, так как на той половине крыла, на которой срыв начался раньше, он не успеет захватить большой площади, прежде чем образуется очаг срыва и на другой половине крыла.

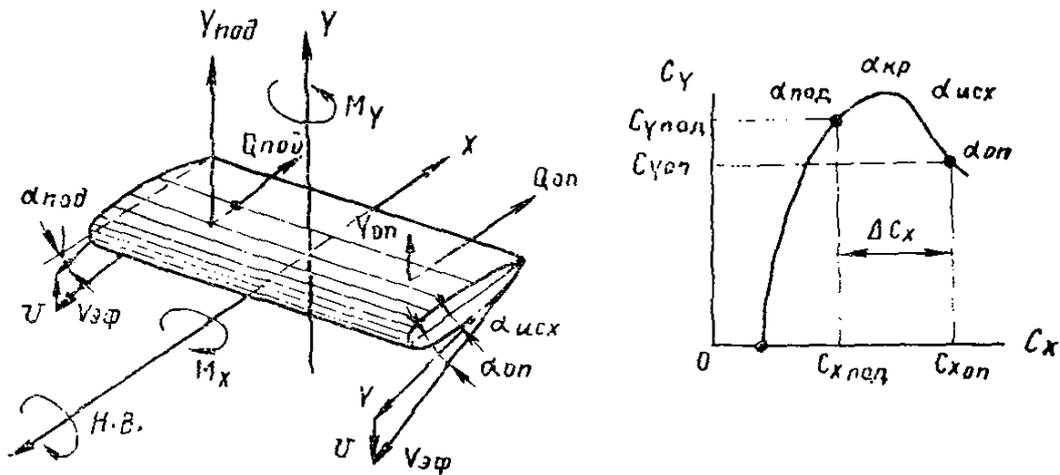


Рис. 71. Схема аэродинамических сил, действующих на крыло самолета при штопоре

Если срыв развивается очень быстро, то, прежде чем образуется зона срыва на другой половине крыла, подъемная сила крыла с сорванным наполовину обтеканием упадет и возникнет момент M_x , вращающий самолет вокруг продольной оси в сторону крыла, у которого понизился коэффициент c_y . Момент M_x настолько велик, что отклонение элеронов не в состоянии приостановить накрепление самолета.

На рис. 71 показано, что во время нарушения поперечного равновесия угол атаки опускающегося крыла увеличивается и становится больше критического, в результате чего аэродинамический коэффициент подъемной силы уменьшается, а аэродинамический коэффициент сопротивления увеличивается.

На поднимающемся крыле уменьшаются коэффициенты c_y и c_x . Однако уменьшение c_y происходит в меньшей степени, чем на опущенном крыле, что обуславливается более благоприятным обтеканием его на угле атаки меньше критического. Образовавшаяся разность подъемных сил создает момент M_x , вращающий самолет относительно продольной оси в сторону крена, а момент разности лобовых сопротивлений M_y вращает самолет вокруг вертикальной оси в сторону опущенного крыла.

Самовращение (авторотация) крыла усугубляется из-за концевое срыва потока у опускающегося крыла и наличия скольжения, вызывающего более ранний срыв потока на отстающем крыле.

Штопор подразделяется:

- а) по виду — на нормальный и перевернутый;
- б) по углу наклона продольной оси к горизонту — на крутой и плоский;
- в) по характеру вращения — на устойчивый и неустойчивый.

Перевернутый штопор отличается от нормального тем, что крыло

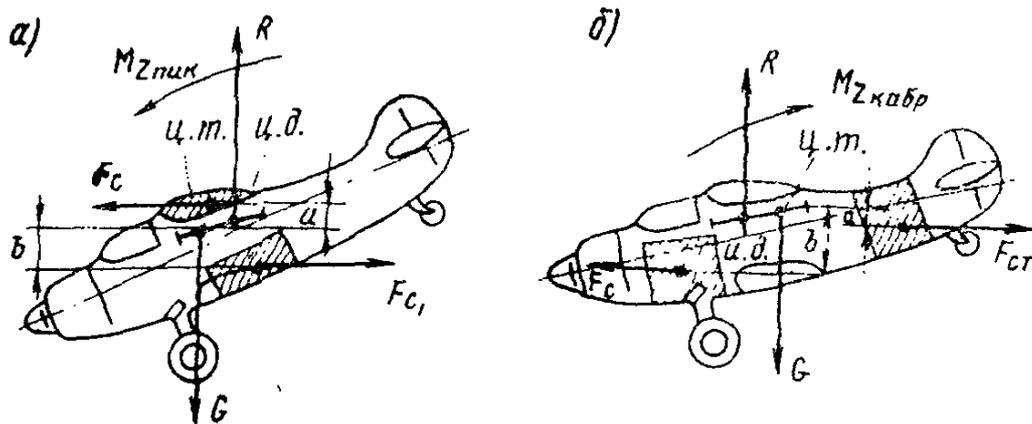


Рис. 72. Влияние центровки и разнеса грузов на характер штопора:
 а — влияние передней центровки и разнеса грузов по вертикальной оси;
 б — влияние задней центровки и разнеса грузов по продольной оси

самолета находится в области отрицательных закритических углов атаки, что может быть в том случае, если при полете на спине отклонить колонку штурвала от себя и отклонить руль направления. Так как фигурный пилотаж на транспортных самолетах не выполняется, то перевернутый штопор для них не является характерным.

При крутом штопоре угол наклона продольной оси к горизонту $50-60^\circ$, при плоском — до 40° . Однако принципиальное отличие между крутым и плоским штопором состоит не в величине угла наклона продольной оси к горизонту, а в характере вращения самолета: при крутом штопоре внутреннее крыло находится на закритическом угле атаки, внешнее крыло — на угле атаки меньше критического; при плоском штопоре все крыло находится в области закритических углов атаки.

Угловая скорость вращения при плоском штопоре значительно больше, чем при крутом, а вертикальная скорость снижения при крутом штопоре больше, чем при плоском.

Скорость движения на траектории при крутом штопоре больше, чем при плоском. При плоском штопоре скорость близка к минимальной теоретической, при крутом штопоре — экономическая или даже наивыгоднейшая.

Устойчивый штопор характеризуется отсутствием тенденции у самолета к изменению направления вращения. Неустойчивый штопор характерен для самолетов со стреловидным крылом, у которых изменение стороны вращения происходит из-за различного эффективного удлинения полукрыльев при вращении самолета.

На характер штопора оказывают влияние:

1. Разнос грузов по осям (рис. 72), которые при вращении самолета создают моменты центробежных сил F_c и F_{c1} :

а) разнесенные по продольной оси (рис. 72, б), благоприятствующие переходу самолета в плоский штопор и затрудняющие вывод самолета из штопора;

б) разнесенные на вертикальной оси (рис. 72, а), способствующие

щие увеличению крутизны штопора и облегчающие вывод самолета из штопора;

в) разнесенные по поперечной оси, затрудняющие как ввод самолета в штопор, так и вывод из него.

2. Центровка самолета:

а) передняя задерживает ввод самолета в штопор, а в процессе штопора способствует увеличению крутизны его;

б) задняя способствует входу самолета в штопор и благоприятствует переходу его из крутого в плоский штопор.

3. Работа силовой установки и положение закрылков:

а) работающая силовая установка с нижней децентрацией винта, создавая кабрирующий момент, облегчает ввод самолета в штопор, способствует переходу его в плоский штопор и затрудняет вывод самолета из штопора;

б) отклоненные закрылки, увеличивая скос потока на горизонтальном оперении, способствуют более раннему срыву самолета в штопор и переходу его в плоский штопор.

2. ВЫВОД САМОЛЕТА ИЗ ШТОПОРА

Для того чтобы вывести самолет из штопора, необходимо прекратить его вращение вокруг продольной и вертикальной осей. При использовании элеронов штурвал следует отклонять по направлению вращения самолета.

Для прекращения вращения самолета вокруг продольной оси необходимо прекратить вращение его вокруг вертикальной оси отклонением руля направления в сторону, противоположную штопору, причем отклонение должно быть полным и энергичным.

Однако если оставить колонку штурвала отклоненной на себя, то углы атаки останутся больше критического и самолет перейдет в штопор обратного направления. Поэтому вслед за отклонением руля направления необходимо отклонить штурвал от себя. Степень ее отклонения зависит от типа самолета; у большинства самолетов она отклоняется за нейтральное положение.

По прекращении вращения самолета необходимо поставить педали нейтрально и при достижении минимально допустимой скорости для вывода самолета из крутого планирования вывести самолет в горизонтальный полет.

При выводе самолета из штопора следует строго соблюдать последовательность действия:

а) если срыв самолета в штопор произошел при работающем двигателе и отклоненных закрылках, убрать наддув и закрылки;

б) энергично и полностью отклонить руль направления против штопора и вслед за рулем направления отклонить штурвал от себя за нейтральное положение; при обратной последовательности отклонения рулей руль направления затеняется рулем высоты, эффективность его снижается и самолет выходит из штопора с запаздыванием.

3. СРЫВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Летные испытания, проведенные в ГосНИИ ГА на определение срывных характеристик и штопорных свойств самолета Ли-2 показали:

1. При снижении самолета на режиме малого газа с неотклоненными закрылками и отжатыми предкрылками, при плавном отклонении штурвала на себя возможность вывода самолета на критический угол атаки исключается из-за ограничения отклонения руля высоты вверх. При достижении самолетом угла атаки $15-16^\circ$, что соответствует скорости $100-105$ км/ч, автоматически открываются предкрылки.

Дальнейшее полное отклонение штурвала на себя приводит к устойчивому парашютированию самолета с горизонтальной скоростью $85-90$ км/ч, вертикальной — $4,5-5$ м/сек при достаточной эффективности руля направления и элеронов. Отклонение руля направления для создания скольжения и крена $15-20^\circ$ не вызывает срыва самолета в штопор. Такое поведение самолета объясняется тем, что на данном режиме полета угол атаки крыла составляет $19-20^\circ$, что меньше критического благодаря открытию предкрылков на $4-5^\circ$.

2. В полете на режиме малого газа с отклоненными закрылками до 40° вследствие перераспределения разрежения на верхней поверхности крыла на скорости полета $90-95$ км/ч открываются предкрылки.

При полностью отклоненной на себя штурвальной колонке самолет, сохраняя достаточную эффективность рулей и элеронов, устойчиво парашютирует с более крутой траекторией, имея горизонтальную скорость $80-85$ км/ч, вертикальную — $5-5,5$ м/сек.

С увеличением режима работы двигателя при снижении самолета как без закрылков, так и с отклоненными закрылками уменьшаются крутизна траектории, вертикальная скорость и скорость открытия предкрылков, повышается эффективность рулей и элеронов.

3. В полете на номинальной мощности двигателя с неотклоненными закрылками и отжатыми предкрылками, которые открываются на скорости $65-70$ км/ч, при плавном отклонении колонки штурвала на себя в крайнее положение, самолет выполняет полет без снижения на скорости $50-55$ км/ч. Дальнейшее уменьшение скорости исключается из-за полного использования запаса отклонения руля высоты вверх.

Под влиянием реакции винта самолет кренится влево, для сохранения поперечного равновесия требуется энергичное и полное отклонение руля направления и элеронов.

При резком отклонении штурвала на себя после открытия предкрылков самолет имеет тенденцию к срыву в штопор. При немедленном отклонении руля направления в сторону, противоположную стремлению самолета к сваливанию, он опускает нос, увеличивает скорость и скользит в сторону, противоположную отклонению руля.

4. На номинальной мощности двигателя с отклоненными закрылками на $30\text{--}40^\circ$ и отжатыми предкрылками самолет выполняет горизонтальный полет на скорости до 50 км/ч , что соответствует положению штурвальной колонки между нейтрально и полностью отклоненной на себя. Однако несмотря на меньшую скорость, чем при выполнении полета с неотклоненными закрылками, эффективность рулей и элеронов в этом случае будет лучше. Это объясняется большим запасом углов атаки по сравнению с критическим (при неотклоненных закрылках диапазон летных углов атаки составляет 25° , при отклоненных закрылках — 31°).

При уменьшении скорости полета до $45\text{--}40\text{ км/ч}$ независимо от того, плавно или энергично отклонен штурвал на себя, самолет резко срывается, как правило, в левый крутой штопор. Самолет может свалиться в штопор также и при выполнении полета на номинальной мощности двигателя со скоростью $50\text{--}55\text{ км/ч}$ и полностью отклоненным штурвалом на себя, если отклонить закрылки даже на небольшой угол. Интенсивность срыва самолета в штопор зависит в этом случае от угла отклонения закрылков. Эта интенсивность объясняется резким уменьшением значения критического угла атаки, увеличением скоса потока на горизонтальном оперении и вместе с силой тяги винта, работающего на номинальной мощности двигателя, способствует переходу самолета на закритические углы атаки, на которых самолет теряет поперечные устойчивость и управляемость.

Для того чтобы не допустить большой потери высоты, деформации закрылков и повторного сваливания самолета при выводе из штопора, необходимо:

- а) поставить рули в нейтральное положение;
- б) после перехода самолета в режим планирования убрать наддув и закрылки;
- в) по достижении самолетом в режиме крутого планирования скорости 100 км/ч , отклоняя колонку штурвала на себя таким темпом, как при выравнивании самолета на посадке, вывести самолет в горизонтальный полет;
- г) по мере вывода самолета из планирования увеличивать мощность двигателя с таким расчетом, чтобы при подходе самолета к горизонту был установлен режим, обеспечивающий горизонтальный полет на скорости $180\text{--}190\text{ км/ч}$ (наддув — $650\text{--}700\text{ мм рт. ст.}$, обороты — $1\ 600$ в минуту).

С момента продольного срыва до перехода в режим крутого планирования самолет теряет 180 м высоты.

Примечание. Во всех случаях, упомянутых выше, скорость самолета указана приборная. На самолете Ан-2 между приборной и индикаторной скоростью (скорость по прибору с учетом инструментальной и аэродинамической поправок) имеется существенная разница.

С целью предупреждения срыва самолета в штопор следует:

- а) выполнять рекомендации, изложенные в гл. V раздела 2;
- б) строго выдерживать режим полета по скорости и высоте, не

допуская нарушения координации в отклонении рулей; следует помнить, что скольжение, особенно глубокое, может при уменьшении скорости (увеличении угла атаки) привести к сваливанию самолета;

в) не допускать резкого уменьшения скорости; отклонение руля высоты для изменения режима полета необходимо производить двойными движениями с таким расчетом, чтобы уменьшение скорости было не больше половины желаемой величины, так как вторая половина величины уменьшения скорости произойдет после отклонения штурвала на себя.

г) в случае резкого уменьшения скорости восстановление заданного режима полета надо производить одновременным увеличением мощности двигателя и уменьшением угла атаки.

Вопросы для самоконтроля

1. Причина срыва самолета в штопор.
2. Виды штопора и их характеристика.
3. Факторы, влияющие на штопорные характеристики самолета.
4. Стандартный метод вывода самолета из штопора и обоснование действия пилота.
5. Срывные характеристики самолета Ан-2.
6. Характер штопора и порядок вывода самолета Ан-2 из штопора.
7. Меры предотвращения срыва самолета в штопор.

ГЛАВА VII

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ САМОЛЕТА

1. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛете

Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейное движение самолета в горизонтальной плоскости с постоянной скоростью.

Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете, показаны на рис. 73. Для выполнения горизонтального полета необходимы условия:

- а) $Y=G$, что обеспечивает полет самолета в горизонтальной плоскости;
- б) $Q=P$, что обеспечивает полет самолета с постоянной скоростью.

2. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Скорость, необходимая для создания подъемной силы, равной весу самолета при полете самолета на данном

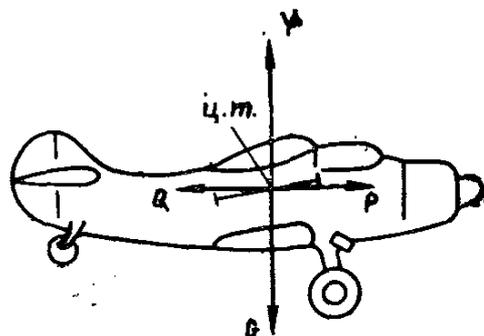


Рис. 73. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

угле атаки и данной высоте полета, называется *потребной скоростью горизонтального полета*:

$$V_{г.п} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \text{ (м/сек).}$$

Потребная скорость для горизонтального полета данного самолета зависит от полетного веса, высоты полета и угла атаки, а при постоянных полетном весе и высоте полета — только от угла атаки.

С увеличением полетного веса и высоты полета потребная скорость увеличивается:

$$V_{г.п_1} = V_{г.п} \sqrt{\frac{G_1}{G}};$$

$$V_{г.п_H} = V_{г.п} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Величина $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ называется *высотным коэффициентом*. С увеличением угла атаки скорость, потребная для горизонтального полета, уменьшается, так как при этом увеличивается коэффициент подъемной силы. Каждому углу атаки соответствует определенная скорость горизонтального полета, что имеет очень важное практическое значение, так как, зная приборную скорость, пилот может судить о величине угла атаки самолета.

3. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Тяга, необходимая для того, чтобы уравновесить силу лобового сопротивления при полете самолета на данном угле атаки, называется *потребной тягой* горизонтального полета:

$$P_{г.п} = \frac{G}{K} \text{ (кГ).}$$

С увеличением полетного веса самолета увеличивается потребная скорость, что вызывает увеличение лобового сопротивления, для преодоления которого требуется увеличение тяги. С увеличением аэродинамического качества самолета потребная тяга уменьшается. Поскольку качество самолета с увеличением угла атаки до наивыгоднейшего увеличивается, а затем при дальнейшем увеличении угла атаки уменьшается, то и потребная тяга с увеличением угла атаки до наивыгоднейшего будет уменьшаться, после наивыгоднейшего угла атаки — увеличиваться.

Так как каждому углу атаки соответствует определенная скорость полета, то можно установить зависимость между потребной тягой и скоростью полета; с увеличением скорости полета до наивыгоднейшей потребная тяга уменьшается, при дальнейшем увеличении скорости полета — увеличивается.

Потребная тяга от высоты полета не зависит, так как с изме-

Сила выт
 нением высоты скоростной напор остается постоянным и при одном и том же угле атаки значения подъемной силы и лобового сопротивления останутся неизменными.

4. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Мощность, необходимая для обеспечения горизонтального полета самолета на данном угле атаки и данной высоте полета, называется *потребной мощностью горизонтального полета*:

$$N_{г.п} = \frac{P_{г.п} V_{г.п}}{75} \text{ (л. с.)}$$

Подставив в данную формулу значение потребной тяги и потребной скорости для горизонтального полета, можно получить развернутую формулу мощности, потребной для горизонтального полета:

$$N_{г.п} = \frac{\sqrt{2G^3}}{75K \sqrt{c_y} \sqrt{\rho S}} \text{ (л. с.)}$$

Из формулы видно:

1) при постоянном угле атаки с увеличением полетного веса самолета и высоты полета мощность, необходимая для горизонтального полета, увеличивается. Поскольку потребная тяга от высоты не зависит, а необходимая скорость с увеличением высоты полета увеличивается на величину высотного коэффициента, то и потребная мощность с увеличением высоты полета увеличится на величину высотного коэффициента. Мощность на высоте определяется по формуле

$$N_{г.пII} = N_{г.п} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{II}}} \text{ (л. с.)}$$

2) при постоянном полетном весе и неизменной высоте полета мощность, потребная для горизонтального полета, зависит только от качества и коэффициента c_y , и будет иметь минимальное значение тогда, когда $K\sqrt{c_y}$ будет максимальным.

Поскольку коэффициент c_y достигает максимального значения на критическом угле атаки, а качество — на наивыгоднейшем, то максимальное значение $K\sqrt{c_y}$ будет достигнуто на угле атаки, находящемся между наивыгоднейшим и критическим. Этот угол атаки называется экономическим и на самолете Ан-2 равен 9° .

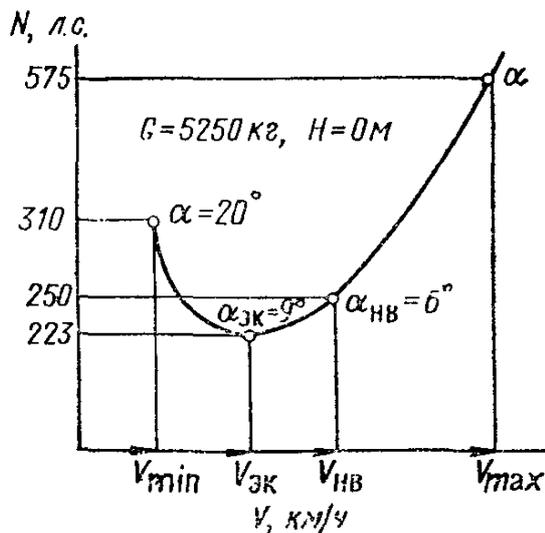


Рис. 74. Кривая Жуковского для мощности

Но так как каждому углу атаки соответствует определенная скорость полета, то с увеличением скорости до экономической мощности, потребная для горизонтального полета, будет уменьшаться, а при дальнейшем увеличении скорости — увеличиваться. График, устанавливающий зависимость потребной мощности горизонтального полета от скорости, называется кривой Жуковского для мощности (рис. 74).

5. КРИВЫЕ РАСПОЛАГАЕМОЙ И ПОТРЕБНОЙ МОЩНОСТЕЙ

Графики, устанавливающие зависимость располагаемой и потребной мощностей от скорости полета, представленные в одной системе координат, называются кривыми располагаемой и потребной мощностей (рис. 75). Сопоставляя кривые располагаемой и потребной мощностей, Н. Е. Жуковский определил характерные скорости горизонтального полета, ввиду чего данный метод получил название метода Жуковского.

Методом Жуковского можно определить:

1. Критический угол атаки ($\alpha_{кр}$) и соответствующую ему минимальную теоретическую скорость горизонтального полета (V_{min}) — восстановлением перпендикуляра к оси скоростей по касательной к кривой Жуковского. Минимальной теоретической скоростью горизонтального полета называется наименьшая скорость, при которой создается подъемная сила, равная весу самолета. Теоретической она называется потому, что не обеспечивает безопасности полета. Для обеспечения безопасности полета нужна скорость на 20—25% больше минимальной теоретической.

2. Экономический угол атаки — проведением касательной к кривой Жуковского параллельно оси скоростей. Опустив из точки касания перпендикуляр на ось скоростей, можно получить экономическую скорость. Экономической она называется потому, что при выполнении полета на скорости, близкой к данной, часовой расход топлива — минимальный, ввиду чего достигается

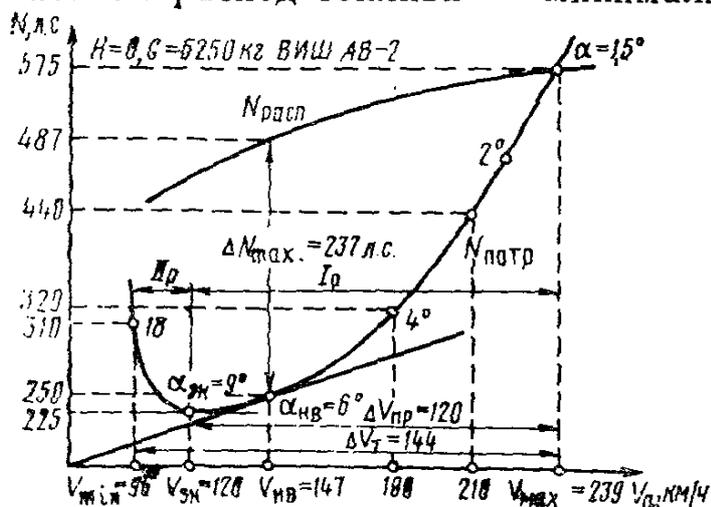


Рис. 75. Кривые располагаемых и потребных мощностей, характерные для скорости горизонтального полета самолета

максимальная продолжительность полета. Экономическая скорость является минимальной практической скоростью горизонтального полета самолетов с поршневыми двигателями.

3. Наивыгоднейший угол атаки ($\alpha_{нв}$) — проведением касательной к кривой Жуковского из начала координат. Опустив перпендикуляр на ось скоростей из точки касания, можно найти

наивыгоднейшую скорость горизонтального полета ($V_{нв}$). Наивыгоднейшей она называется потому, что при полете на скорости, близкой к данной скорости, обеспечивается минимальный километровой расход топлива, чем достигается максимальная дальность полета.

4. Угол атаки, соответствующий полету самолета на максимальной скорости, — пересечением кривых располагаемой к потребной мощностей; перпендикуляр, проведенный от нее, — *максимальная скорость горизонтального полета* (V_{max}).

5. Диапазон скоростей ΔV — разность между максимальной и минимальной скоростями; диапазон скоростей характеризует степень маневренности самолета в горизонтальном полете.

6. Избыток мощности ΔN — разность между располагаемой и потребной мощностями на данной скорости полета. Максимальный избыток мощности ΔN_{max} соответствует полету самолета на скорости, близкой к наивыгоднейшей. *148 км/ч*,

6. ДВА РЕЖИМА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Проведением секущей через кривую Жуковского параллельно оси скоростей можно определить два угла атаки α_1 и α_2 (рис. 76), на которых потребная мощность силовой установки для выполнения горизонтального полета имеет одинаковое значение. Горизонтальный полет возможен при условии равенства между располагаемой и потребной мощностью. При наличии избытка мощности и сохранении пилотом постоянной скорости самолет будет набирать высоту, при сохранении высоты полета — увеличивать скорость.

На рис. 76 показано, что для обеспечения горизонтального полета на угле атаки $\alpha_2 = 14^\circ$, которому соответствует скорость 100 км/ч, пилот дросселирует двигатель до положения «РУД-1»; располагаемая мощность силовой установки в этом случае составляет 270 л. с. При этом же положении РУД за счет большего значения к. п. д. винта располагаемая мощность составит 350 л. с., что соответствует полету самолета на угле атаки $\alpha_3 = 4,5^\circ$ (скорость полета 180 км/ч).

Для того чтобы выполнить полет на угле атаки $\alpha_1 = 6^\circ$ со скоростью 150 км/ч, пилот должен задресселировать двигатель на величину имеющегося на данном угле атаки избытка мощности (ΔN); в данном случае уменьшится эффективная мощность двигателя и расход топлива. Когда же самолет выполняет полет на угле атаки α_2 , для умень-

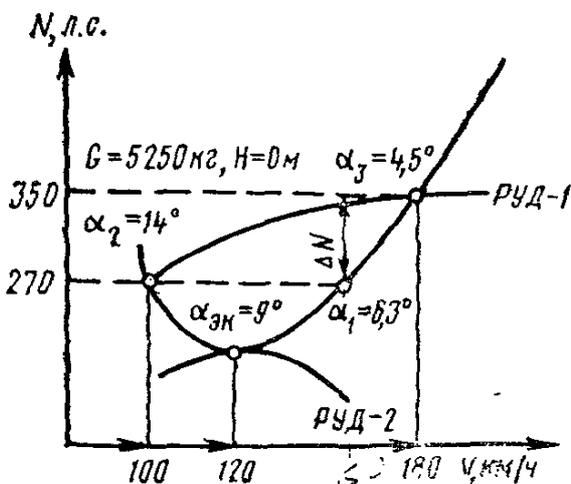


Рис. 76. Особенности выполнения горизонтального полета на углах атаки первого и второго режимов

шения скорости требуется. наоборот, увеличить мощность двигателя, а следовательно, и расход топлива.

При дросселировании двигателя до положения «РУД-2» кривая располагаемой мощности касается кривой потребной мощности на экономическом угле атаки — 9° . В этом случае горизонтальный полет возможен только на одной экономической скорости, которая для самолета Ан-2 с полетным весом 5 250 кг при выполнении полета у земли составляет 120 км/ч.

Из сказанного следует:

а) углы атаки меньше экономического (скорости полета больше экономической), полет на которых характеризуется большей степенью устойчивости и управляемости, а также рациональным использованием мощности двигателя и экономией топлива, составляют *первый режим горизонтального полета*;

б) углы атаки больше экономического (скорости полета меньше экономической) составляют *второй режим горизонтального полета*.

Следовательно, границей между первым и вторым режимом горизонтального полета является экономический угол атаки и соответствующая ему экономическая скорость полета, равная 120 км/ч при полетном весе самолета 5 250 кг.

Скорости полета, соответствующие углам атаки второго режима, в летной практике не используются, так как не обеспечивают безопасности и экономичности полета. Для того чтобы при ошибке пилота в технике пилотирования или под воздействием восходящих потоков воздуха самолет не вышел на углы атаки второго режима, практическая минимальная скорость горизонтального полета должна быть на 20—25% больше экономической. *Практическая минимальная скорость* горизонтального полета, обеспечивающая безопасность при выполнении самолетом простейших эволюций в горизонтальной плоскости, называется *эволютивной*. Для самолета Ан-2 с полетным весом 5 250 кг при выполнении полета у земли установлена эволютивная скорость 140 км/ч. Разница между фактической скоростью полета и эволютивной скоростью называется *запасом скорости*. Чем ниже высота полета, тем больше должен быть запас скорости полета.

Самолет Ан-2 транспортного варианта с полетным весом 5 250 кг при выполнении полета у земли по условиям МСА имеет следующие летные данные:

Минимальную теоретическую скорость на $\alpha = 18^\circ$. . .	96 км/ч
Экономическую скорость	120 »
Наивыгоднейшую »	147 »
Максимальную »	239—9 »
Максимальный избыток мощности двигателя	237 л. с.
Диапазон скоростей	143 км/ч

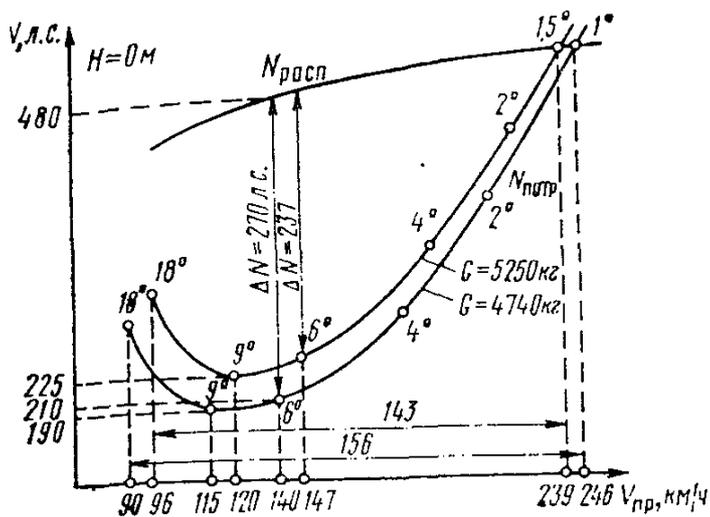


Рис. 77. Влияние полетного веса на летные данные самолета

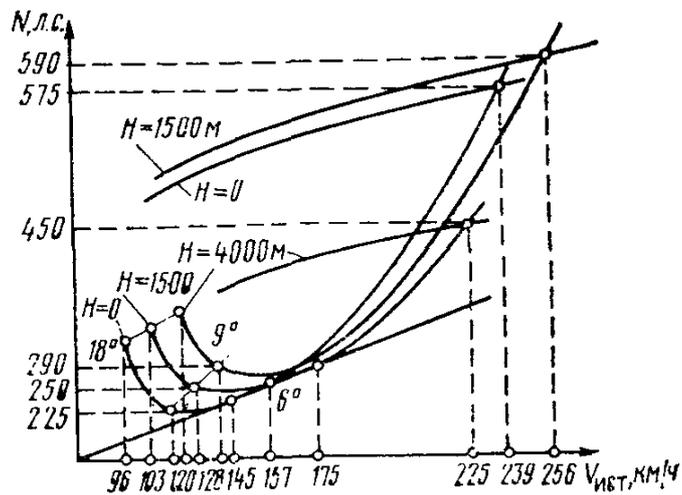


Рис. 78. Влияние высоты полета на летные данные самолета

7. ВЛИЯНИЕ ВЕСА И ВЫСОТЫ НА ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Влияние полетного веса. При уменьшении полетного веса за счет уменьшения потребляемой мощности двигателя летные данные самолета улучшаются.

На рис. 77 представлены кривые располагаемой и потребляемой мощностей самолета транспортного варианта с полетным весом 4740 и 5250 кг, на которых показано, что у самолета с меньшим полетным весом уменьшились потребные скорости на всех характерных углах атаки в среднем на 5 км/ч, а максимальная скорость полета увеличилась на 6 км/ч. Таким образом, уменьшение полетного веса на каждые 500 кг дает увеличение диапазона скоростей в среднем на 10 км/ч. У самолета с полетным весом 5500 кг максимальная скорость полета составляет 227 км/ч.

Влияние высоты полета. С увеличением высоты полета потребляемая мощность за счет увеличения потребной скорости (на величину высотного коэффициента) увеличивается. Кривая Жуковского при полете самолета на высоте сместится относительно кривой Жуковского при полете самолета у земли вверх и вправо. Одновременно с увеличением высоты полета до расчетной увеличивается и располагаемая мощность, причем на большую величину, чем потребляемая мощность, в результате чего летные данные самолета при полете на расчетной высоте улучшаются — диапазон скоростей увеличивается на 9 км/ч.

При полете самолета на высотах выше расчетной за счет уменьшения эффективной мощности двигателя располагаемая мощность уменьшается, а потребляемая — увеличивается, поэтому летные данные самолета ухудшаются.

На рис. 78 показаны кривые располагаемых и потребных мощностей при полете самолета у земли на расчетной высоте и на высоте 4000 м.

В полете на расчетной высоте самолет с полетным весом 5 250 кг в транспортном варианте имеет:

Минимальную скорость ($\alpha = 18^\circ$)	103 км/ч
Экономическую »	128 »
Наивыгоднейшую »	157 »
Максимальную »	256–5 »
Максимальный избыток мощности	243 л. с.
Диапазон скоростей	153 км/ч

При тех же условиях полета, но на высоте 4000 м самолет имеет следующие летные данные:

Минимальную скорость ($\alpha = 18^\circ$)	125 км/ч
Экономическую »	145 »
Наивыгоднейшую »	175 »
Максимальную »	225 »
Максимальный избыток мощности	90 л. с.
Диапазон скоростей	100 км/ч

8. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Дальностью полета самолета называется расстояние, которое может пролететь самолет по горизонтали в заданном направлении до полного израсходования запаса топлива. Различают техническую и практическую дальность. *Техническая дальность полета* — это горизонтальный путь, проходимый самолетом при наборе высоты, горизонтальном полете и планировании до полного израсходования запаса топлива при безветрии. Разница между технической и практической дальностью состоит в том, что *практическая дальность* меньше технической, так как при ее определении предусматривается гарантийный запас топлива, составляющий 10% от полного запаса.

Дальность полета определяется по формуле $D = \frac{G_T}{q}$, где G_T — запас топлива, кг; q — километровый расход топлива, л/км или кг/км.

При данном запасе топлива дальность полета зависит только от километрового расхода, который определяется по формуле

$$q = \frac{1}{270} P_{г.л} \frac{C_e}{\eta},$$

где $\frac{1}{270}$ — коэффициент, полученный при сокращении величин во время вывода формулы; $P_{г.л}$ — потребная тяга, кг; C_e — удельный расход топлива на л. с.-ч, зависит от оборотов, полетного веса и высоты полета; η — коэффициент полезного действия винта.

Из формулы видно, что для получения наименьшего километрового расхода топлива необходимо:

а) выполнять полет на скорости, близкой к наивыгоднейшей, так как при этом потребная тяга будет иметь минимальное значение;

б) по скорости полета (наддуву) подобрать такие обороты, чтобы они в сочетании со скоростью полета создали на лопастях винта угол атаки наимыгоднейший, при котором к. п. д. на данном режиме будет иметь максимальное значение.

Примерные наимыгоднейшие обороты ($n_{нв}$) определяются по формуле

$$n_{нв} = \frac{n_{ном} V_{нв}}{V_{max}} \text{ (об./мин.)}$$

Наимыгоднейшие обороты уточняются в процессе летных испытаний, по результатам которых составляется крейсерский график или таблица крейсерских режимов.

Время, которое самолет может находиться в воздухе с момента взлета до полного израсходования запаса топлива, называется *продолжительностью полета*:

$$T = \frac{G_T}{C_h},$$

где C_h — часовой расход топлива, л/ч или кг/ч.

При данном запасе топлива продолжительность полета зависит только от часового расхода топлива, который определяется по формуле

$$C_h = \frac{1}{270} \underline{N_{г.п}} \frac{C_e}{\eta},$$

где $N_{г.п}$ — мощность, потребная для горизонтального полета. Из формулы видно, что для получения наимыгоднейшего часового расхода топлива полет следует выполнять на минимальной практической скорости горизонтального полета, так как при этом потребная мощность и часовой расход топлива будут уменьшаться.

Скорость полета, предусмотренная графиком для того или другого режима крейсерского полета самолета Ан-2, установлена с таким расчетом, чтобы при экономии топлива и увеличении срока службы двигателя выполнить главную задачу авиации — обеспечить быстроту перевозок. Исходя из этого скорость полета самолета незначительно отличается от наимыгоднейшей скорости, при которой обеспечивается минимальный расход топлива в зависимости от выполняемой задачи. При выполнении полета с целью обеспечения максимальной дальности она незначительно отличается от скорости, соответствующей наимыгоднейшему углу атаки, а при выполнении полета с целью обеспечения наибольшей продолжительности — незначительно больше минимально допустимой практической скорости горизонтального полета.

Одним из важных факторов, обеспечивающих выполнение полета на заданной скорости при меньшем режиме работы двигателя, является правильный выбор высоты полета.

Режим наибольшей дальности полета применяется в тех случаях, когда в неограниченное время при данном запасе топлива необходимо пролететь наибольшее расстояние. Крейсерский режим наибольшей дальности полета самолета Ан-2 транспортного варианта характеризуется параметрами:

а) скорость по прибору — 145—170 км/ч (в зависимости от полетного веса самолета);

б) давление наддува — 530—650 мм. рт. ст. (в зависимости от скорости полета);

в) обороты коленчатого вала — 1 500 в минуту;

г) километровый расход топлива — 0,83 кг/км.

При запасе топлива 500 кг и полной коммерческой нагрузке дальность полета самолета Ан-2 транспортного варианта на данном режиме составит 870 км.

Крейсерский режим на большей продолжительности полета применяется в тех случаях, когда при данном запасе топлива необходимо продержаться наибольшее время в воздухе, и характеризуется для самолета Ан-2 транспортного варианта параметрами:

а) скорость по прибору — 145 км/ч;

б) давление наддува — 500—600 мм рт. ст. (в зависимости от полетного веса и высоты полета);

в) обороты коленчатого вала — 1 500 в минуту;

г) часовой расход топлива — 110—150 кг/ч.

В тех случаях, когда в ограниченное время необходимо пролететь наибольшее расстояние, применяется режим наибольшей крейсерской скорости, который для самолета Ан-2 транспортного варианта характеризуется параметрами:

а) скорость по прибору — 210 км/ч;

б) давление наддува — 760 мм рт. ст.;

в) обороты коленчатого вала — 1 850 в минуту;

г) расход топлива: часовой — 220 кг/ч; километровый — 1 кг/км.

В зависимости от времени, заданного на выполнение полета расписанием, полетного веса самолета и высоты полета определение параметров наиболее выгодного режима работы двигателя производится по крейсерскому графику или таблице крейсерских режимов.

В учебных полетах по кругу горизонтальный полет выполняется на высоте 300 м, скорости — 160 км/ч по прибору, что обеспечивается работой двигателя при давлении наддува 550—600 мм. рт. ст. и оборотах коленчатого вала — 1 600 в минуту.

Вопросы для самоконтроля

1. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете.
2. Скорость, необходимая для горизонтального полета, и факторы, влияющие на ее величину.

3. Тяга, необходимая для горизонтального полета, и от каких факторов она зависит.

4. Мощность, необходимая для горизонтального полета, зависимость ее от скорости, высоты полета и полетного веса самолета.

5. Кривые располагаемой и необходимой мощностей, их значение.

6. Характерные скорости горизонтального полета.

7. Летные данные самолета с полетным весом 5 250 кг при выполнении полета у земли.

8. Два режима горизонтального полета, особенности выполнения полета на углах атаки первого и второго режимов.

9. Влияние полетного веса и высоты полета на летные данные самолета.

10. Характерные крейсерские режимы полета, их параметры и применение.

ГЛАВА VIII

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

1. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ПОДЪЕМЕ

Установившимся подъемом называется прямолинейное движение самолета по наклонной вверх траектории с постоянной скоростью.

Силы, действующие на самолет при подъеме, показаны на рис. 79:

а) сила тяги P , сила лобового сопротивления Q и составляющая веса G_2 , действующая по направлению силы лобового сопротивления;

б) составляющая веса G_1 , действующая в направлении, перпендикулярном к траектории полета, и подъемная сила Y .

Для установившегося подъема необходимы условия:

$$1) Y = G_1 = G \cos \Theta_{\text{под}},$$

что обеспечивает прямолинейность траектории движения самолета ($\Theta_{\text{под}}$ — угол подъема);

$$2) P = Q + G_2 = Q + G \sin \Theta_{\text{под}},$$

что обеспечивает постоянство скорости движения.

Таким образом, при подъеме противоположно направленные силы взаимно уравновешены, самолет движется по инерции. Подъемная сила при подъеме меньше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, так как она уравновешивает только часть веса

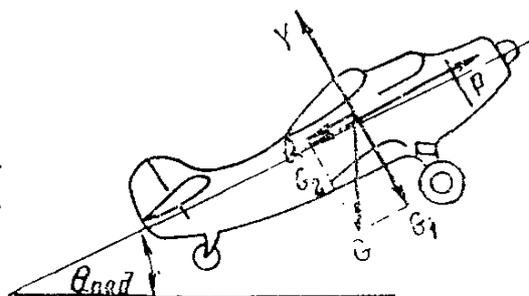


Рис. 79. Схема сил, действующих на самолет при подъеме

самолета. Потребная тяга при подъеме больше, чем в горизонтальном полете на таком же угле атаки, так как, кроме лобового сопротивления, она уравнивает составляющую веса самолета G_2 .

2. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

Потребной скоростью подъема самолета ($V_{\text{под}}$) называется скорость, необходимая для создания подъемной силы, уравнивающей составляющую веса G_1 при подъеме самолета на данном угле атаки:

$$V_{\text{под}} = V_{\text{г.п}} \sqrt{\cos \Theta_{\text{под}}}.$$

Так как подъем на транспортных самолетах производится с небольшими углами, косинус которых примерно равен единице, то скорость подъема примерно будет равна скорости горизонтального полета при подъеме на таком же угле атаки. Скорость подъема зависит от тех же факторов, что и скорость горизонтального полета.

3. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

Тяга, необходимая для того, чтобы уравновесить силу лобового сопротивления и составляющую веса G_2 при подъеме самолета на данном угле атаки, называется *потребной тягой подъема самолета*:

$$P_{\text{под}} = P_{\text{г.п}} + \Delta P \text{ (кГ)}.$$

Из формулы видно, что подъем самолета возможен только на тех углах атаки, при которых в горизонтальном полете имеется избыток тяги (ΔP). Поскольку при выполнении горизонтального полета на максимальной скорости избыток тяги равен нулю, то подъем на максимальной скорости горизонтального полета невозможен.

Тяга, потребная для подъема, зависит от тех же факторов, что и потребная тяга для горизонтального полета, а также от угла подъема, с увеличением которого она увеличивается.

4. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

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

$$N_{\text{под}} = N_{\text{г.п}} + \Delta N \text{ (л. с)}.$$

Так как скорость подъема самолета равна скорости горизон-

тального полета при подъеме самолета на таком же угле атаки, то для создания этой скорости требуется такая же мощность, как и в горизонтальном полете. Для того чтобы поднять полетный вес самолета с определенной вертикальной скоростью, при подъеме используется имеющийся в горизонтальном полете на данном угле атаки избыток мощности. Мощность, потребная для подъема, зависит от тех же факторов, что и потребная мощность горизонтального полета.

5. УГОЛ ПОДЪЕМА

Угол, заключенный между траекторией подъема и горизонтом, называется *углом подъема* ($\Theta_{\text{под}}$) и определяется по формуле

$$\sin \Theta_{\text{под}} = \frac{\Delta P}{G}.$$

Из формулы видно, что максимальный угол подъема при данном полетном весе самолета можно создать при подъеме на экономическом угле атаки ($\alpha_{\text{ЭК}}$), так как у самолета с винтовой силовой установкой на экономическом угле атаки избыток тяги (ΔP) максимальный.

Экономической скоростью подъема самолета называется скорость наиболее крутого подъема.

6. ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОДЪЕМА

Высота, которую самолет набирает при подъеме за единицу времени, называется *вертикальной скоростью подъема*:

$$V_{y_{\text{под}}} = \frac{75\Delta N}{G} \text{ (м/сек)}.$$

Вертикальная скорость подъема при данном полетном весе самолета и без учета влияния вертикальных потоков воздуха зависит только от величины избытка мощности. Для того чтобы обеспечить подъем с наибольшей вертикальной скоростью, его следует производить на наивыгоднейшей скорости, так как при этом избыток мощности максимальный.

Наивыгоднейшей скоростью подъема называется скорость наиболее быстрого подъема, которая используется при наборе заданной высоты полета.

7. ПОЛЯРА СКОРОСТЕЙ ПОДЪЕМА

График, показывающий зависимость между скоростью подъема, углом подъема и вертикальной скоростью подъема на различных углах атаки, называется *полярной скоростью подъема* (рис. 80).

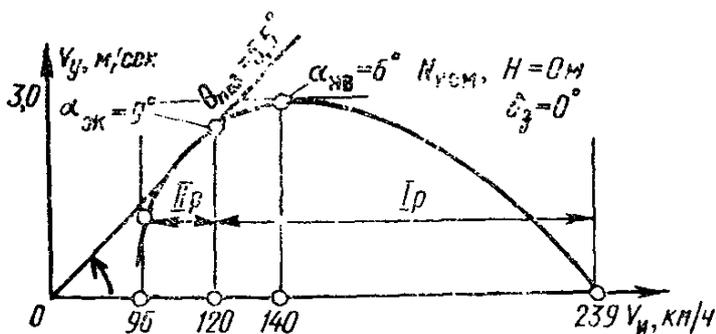


Рис. 80. Поляры скоростей подъема самолета Ан-2 транспортного варианта с полетным весом 5 250 кг

По поляре скоростей подъема можно определить:

а) угол атаки максимальной скорости горизонтального полета, при котором подъем невозможен, — пересечением поляры с осью скоростей;

б) угол атаки наиболее выгодный (α_{nv}), при котором вертикальная скорость подъема ($V_{y \text{ под}}$) достигает максимального значения, — проведением касательной к поляре параллельно оси скоростей;

в) угол атаки экономический ($\alpha_{\text{эж}}$), при котором угол подъема ($\theta_{\text{под}}$) максимальный, — проведением касательной к поляре из начала координат;

г) два угла атаки α_1 и α_2 при одинаковом угле подъема — проведением секущей из начала координат.

Угол атаки экономический, не имеющий парного угла, является границей раздела между парными углами. Углы атаки меньше экономического, полет на которых характеризуется большей скоростью по траектории подъема, большей вертикальной скоростью подъема, лучшей устойчивостью и управляемостью самолета, составляют *первый режим подъема (I p)*, а углы атаки больше экономического — *второй режим подъема (II p)*. Подъем производится на углах атаки первого режима.

Угол атаки экономический, не имеющий парного угла, является границей раздела между парными углами. Углы атаки меньше экономического, полет на которых характеризуется большей скоростью по траектории подъема, большей вертикальной скоростью подъема, лучшей устойчивостью и управляемостью самолета, составляют *первый режим подъема (I p)*, а углы атаки больше экономического — *второй режим подъема (II p)*. Подъем производится на углах атаки первого режима.

8. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОДЪЕМА САМОЛЕТА

Самолет Ан-2 транспортного варианта с воздушным винтом АВ-2 при подъеме у земли с полетным весом 5 250 кг на номинальном режиме работы двигателя с неотклоненными закрылками имеет следующие данные:

а) максимальную вертикальную скорость (на наиболее выгоднейшей скорости, равной 140 км/ч) — 3,1 м/сек;

б) максимальный угол подъема (на экономической скорости, равной 120 км/ч) — 5,5°.

При наличии на самолете воздушного винта АВ-7Н-161 вертикальная скорость подъема самолета, при прочих равных условиях, составляет 2,7 м/сек.

Существенное влияние на подъем оказывают полетный вес самолета, высота полета, режим работы двигателя, положение закрылков и ветер. Влияние высоты и полетного веса самолета на подъем показаны на рис. 81.

Влияние полетного веса.

При уменьшении полетного веса самолета из-за уменьшения потребной мощности избыток мощности увеличивается, в результате чего вертикальная скорость подъема увеличивается, а скорость подъема на характерных углах атаки уменьшается.

Уменьшение полетного веса на каждые 500 кг дает увеличение вертикальной скорости подъема на 0,6 м/сек при уменьшении наивыгоднейшей и экономической скорости на 5 км/ч. Максимальная вертикальная скорость подъема самолета с полетным весом 5 500 кг на режиме наибольшей скороподъемности составляет 2,4 м/сек.

Влияние высоты полета. При подъеме самолета с полным полетным весом на высоте, близкой к расчетной (из-за увеличения избытка мощности), вертикальная скорость подъема увеличивается и на расчетной высоте будет равна 3,3 м/сек. При дальнейшем увеличении высоты полета вертикальная скорость подъема уменьшается и на определенной высоте будет равна нулю. Высота, на которой вертикальная скорость подъема равна нулю, называется *теоретическим потолком самолета*.

Теоретический потолок самолета Ан-2 транспортного варианта с воздушным винтом АВ-2 при полетном весе самолета 5 250 кг составляет 5 000 м. Так как самолет практически не достигает своего теоретического потолка, из-за того что запас топлива вырабатывается раньше, чем самолет достигнет этой высоты, для каждого самолета определяется практический потолок.

Практическим потолком самолета называется высота, при которой вертикальная скорость подъема равна 0,5 м/сек. Практический потолок самолета Ан-2 с полетным весом 5 250 кг составляет 4 500 м.

При уменьшении полетного веса на каждые 500 кг теоретический и практический потолки самолета увеличиваются на 450—500 м.

При наличии на самолете воздушного винта АВ-7Н-161 потолки самолета за счет уменьшения вертикальной скорости подъема уменьшаются на 200—250 м.

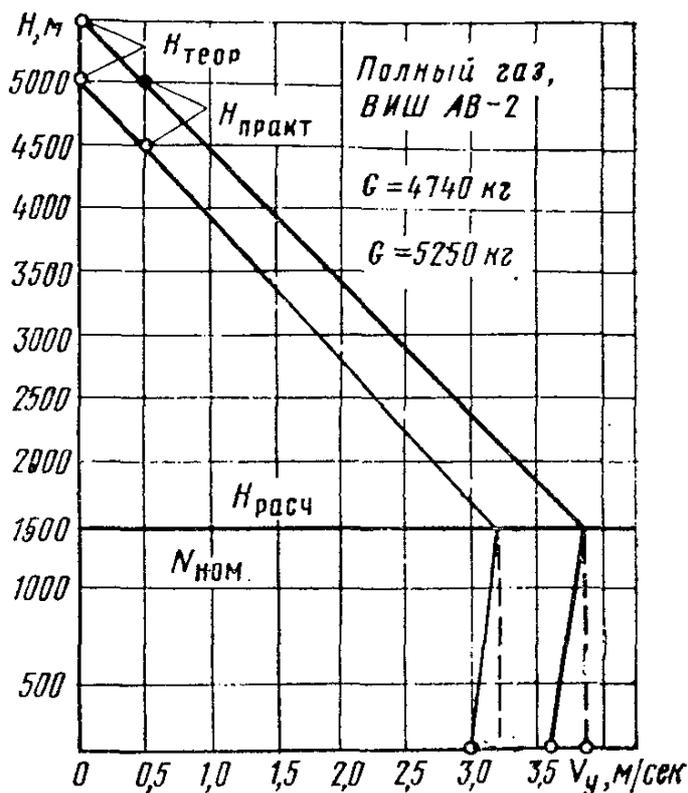


Рис. 81. Влияние высоты полета и полетного веса на подъем самолета транспортного варианта

Режим работы двигателя оказывает существенное влияние на подъем самолета. При подъеме самолета Ан-2 транспортного варианта с полетным весом 5250 кг на взлетном режиме работы двигателя максимальная вертикальная скорость составляет 3,8 м/сек, а максимальный угол подъема — 7°.

При тех же условиях, но с использованием режима крейсерской мощности (наддув 760 мм. рт. ст., обороты 1850 в минуту), максимальная вертикальная скорость подъема уменьшится до 1,5 м/сек, а максимальный угол подъема — до 4°.

Влияние закрылков. При отклонении закрылков за счет уменьшения аэродинамического качества самолета характеристики подъема ухудшаются. При подъеме самолета транспортного варианта с полетным весом 5250 кг у земли с отклоненными закрылками на 40° максимальная вертикальная скорость на наивыгоднейшей скорости, равной 120 км/ч, составит 2,1 м/сек, а максимальный угол подъема на экономической скорости (110 км/ч) — 4°.

Уменьшение наивыгоднейшей и экономической скоростей происходит за счет увеличения коэффициента подъемной силы при отклоненных закрылках.

Влияние ветра. При воздействии на самолет горизонтального порыва ветра изменяется величина путевой скорости и угла подъема:

попутный ветер — путевая скорость увеличивается, угол подъема уменьшается;

встречный ветер — путевая скорость уменьшается, угол подъема увеличивается.

При воздействии на самолет вертикального потока изменяются все характеристики подъема самолета, так как при этом изменяется угол атаки самолета.

Учитывая влияние ветра на подъем самолета, набор заданной высоты в горных районах следует производить против ветра, с тем чтобы до встречи с препятствиями набрать заданную высоту.

9. ПОРЯДОК НАБОРА ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ

С увеличением высоты полета до расчетной избыток мощности увеличивается, а максимальное значение его соответствует наивыгоднейшему углу атаки. При увеличении высоты полета от расчетной до потолка избыток мощности уменьшается, а максимальный избыток мощности смещается от наивыгоднейшего к экономическому углу атаки. На потолке самолета избыток мощности равен нулю, полет самолета осуществляется на экономической скорости.

Исходя из этого для обеспечения наибольшей скороподъемности подъем следует производить на скорости, при которой избыток мощности на данной высоте имеет максимальное значение:

- а) до расчетной высоты на скорости, равной 140 км/ч;
- б) после расчетной высоты скорость подъема необходимо уменьшать через каждые 1000 м высоты на 5 км/ч.

Набор заданной высоты полета, как правило, следует производить на крейсерских режимах работы двигателя: наддув — 760 мм рт. ст., обороты 1 850 в минуту при вертикальной скорости 1,6 м/сек или при наддуве 700 мм рт. ст., обороты 1 850 в минуту с вертикальной скоростью 1,2 м/сек.

В случае необходимости быстро набрать высоту (преодоление препятствий, выход из зоны обледенения) следует использовать номинальный режим: наддув — 900 мм рт. ст. (до расчетной высоты, выше расчетной высоты — полный газ), обороты 2 100 в минуту.

Для улучшения устойчивости и управляемости самолета при наборе высоты в условиях беспокойной атмосферы следует увеличить скорость на 10—15 км/ч. При нормальных условиях полета с пассажирами на борту не следует допускать увеличения скороподъемности свыше 2 м/сек.

Вопросы для самоконтроля

1. Силы, действующие на самолет при подъеме, и их соотношение.
2. Характеристики подъема: определения, формулы и их анализ.
3. Режим наиболее быстрого подъема на самолете и его использование в летной практике.
4. Режим наиболее крутого подъема.
5. Влияние высоты, полетного веса, режима работы двигателя, ветра и угла отклонения закрылков на подъем самолета.
6. Поляра скоростей подъема, характерные углы атаки самолета при подъеме, два режима подъема.
7. Летные данные самолета с полетным весом 5 250 кг при подъеме.
8. Практический и теоретический потолки самолета, их значение при полетном весе самолета 5 250 кг.
9. Порядок набора высоты заданного эшелона.

ГЛАВА IX

СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Прямолинейное движение самолета вниз по наклонной траектории с постоянной скоростью называется *установившимся снижением*.

Снижение самолета при наличии тяги винта называется *моторным снижением*. Снижение самолета при нулевой тяге с углом до 30° называется *планированием*. Снижение на малой скорости (на углах атаки, близких к критическому) называется *парашированием*.

1. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ

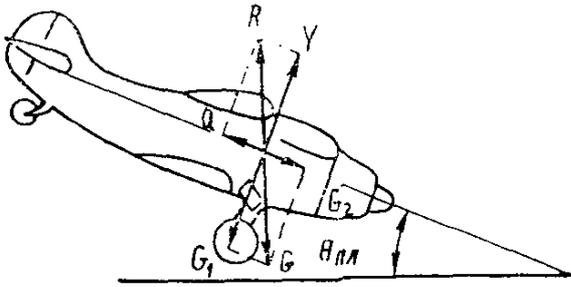


Рис. 82. Схема сил, действующих на самолет при планировании

При планировании (рис. 82) на самолет действуют: сила веса самолета (G) и полная аэродинамическая сила (R). Поскольку движение самолета осуществляется вниз по наклонной траектории, то силы действуют следующим образом:

а) сила веса раскладывается на две составляющие: в направлении, перпендикулярном траектории движения, — G_1 и в направлении движения самолета — G_2 ;

б) составляющие полной аэродинамической силы (R): подъемная сила Y уравнивает силу G_1 , что обеспечивает прямолинейность движения; сила лобового сопротивления Q уравнивает силу G_2 , что обеспечивает постоянство скорости движения.

2. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ

Скорость, необходимая для создания подъемной силы, равной составляющей веса G_1 на данном угле атаки, называется *потребной скоростью планирования*:

$$V_{\text{пл}} = V_{\text{г.л}} \sqrt{\cos \Theta_{\text{пл}}}.$$

Так как планирование производится на углах атаки, близких к наивыгоднейшему, при которых угол планирования незначительный, а аэродинамические коэффициенты c_R и c_Y имеют почти одинаковые значения, то скорость планирования равна скорости горизонтального полета самолета при полете его на таком же угле атаки.

Поскольку на величину подъемной силы при планировании не оказывает влияние «обдувка» и вертикальная составляющая тяги (P_y), как это имеет место в горизонтальном полете на углах атаки, близких к наивыгоднейшему и особенно больше наивыгоднейшего, то для создания подъемной силы при планировании необходима скорость несколько больше, чем в горизонтальном полете. В горизонтальном полете на угле атаки 6° коэффициент c_Y равен 0,74, а на планировании — 0,58.

Для создания подъемной силы, равной весу самолета, при выполнении горизонтального полета у земли при полетном весе 5250 кг скорость должна быть 147 км/ч. При планировании самолета с полетным весом у земли и на том же угле атаки составляющая веса G_1 равна 5105 кг, а подъемная сила при сохранении скорости горизонтального полета — 4389 кг.

Создание подъемной силы, равной составляющей веса, возможно при скорости 160 км/ч. Исходя из этого скорость планирования будет: наивыгоднейшая — 160 км/ч, экономическая — 140 км/ч.

3. УГОЛ ПЛАНИРОВАНИЯ

Угол, заключенный между траекторией планирования и горизонтом, называется *углом планирования* ($\Theta_{пл}$). Угол планирования определяется по формуле

$$\operatorname{tg} \Theta_{пл} = \frac{1}{K}.$$

При планировании самолета в безветрии угол планирования зависит только от аэродинамического качества самолета, величина которого зависит от условий полета. При этом следует иметь в виду, что изменение посадочного веса самолета на величину до 500 кг не будет оказывать влияния на изменение угла планирования только в том случае, когда изменение веса производится за счет внутренних грузов, а скорость планирования, при сохранении постоянства угла атаки, надлежащим образом изменяется.

Скорость планирования в этом случае можно определить по формуле

$$V_{пл} = V_{пл_0} \left(1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{\Delta G}{G_{пос_0}} \right),$$

где $V_{пл_0}$ — скорость, соответствующая $G_{пос_0}$; $\Delta G = G_{пос_0} - G_{пос}$ — изменение полетного веса.

Для обеспечения наиболее пологого планирования планировать необходимо на наивыгоднейшей скорости, так как при этом качество самолета имеет максимальное значение.

4. ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Высота, которую самолет теряет при планировании за единицу времени, называется *вертикальной скоростью планирования* ($V_{упл}$).

Вертикальная скорость планирования определяется по формуле

$$V_{упл} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \cdot \frac{1}{K \sqrt{c_y}} \quad (\text{м/сек}).$$

Из формулы видно, что минимальная вертикальная скорость планирования может быть достигнута при планировании самолета на экономической скорости, так как при этом $K \sqrt{c_y}$ имеет максимальное значение. Вертикальная скорость планирования зависит от полетного веса самолета и высоты полета, с увеличением которых вертикальная скорость планирования увеличивается.

5. ДАЛЬНОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Расстояние, проходимое самолетом относительно земли за время планирования с данной высоты, называется *дальностью планирования* ($L_{пл}$). При планировании самолета в безветрии дальность планирования определяется по формуле $L_{пл} = HK$.

Наибольшая дальность планирования самолета с данной высоты достигается при планировании на наивыгоднейшей скорости (при планировании с высоты 1 000 м с задресселированным двигателем она составит 10 км).

6. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

На снижение самолета влияют: режим работы двигателя, положение механизации крыла, ветер и полетный вес самолета.

Влияние режима работы двигателя. При снижении самолета с наличием тяги величина лобового сопротивления уменьшается (на величину силы, действующей в противоположном направлении), в результате чего аэродинамическое качество самолета увеличивается, характеристики снижения улучшаются. При снижении самолета с наличием тяги (по сравнению с планированием) уменьшается вертикальная скорость и угол снижения, но увеличивается дальность снижения:

$$V_{у_{сн}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \cdot \frac{1}{\frac{Y}{X-P}};$$

$$\operatorname{tg} \theta_{сн} = \frac{1}{\frac{Y}{X-P}}; \quad L_{сн} = H \frac{Y}{X-P}.$$

Снижение на самолете Ан-2, как правило, производится на тех скоростях, на которых выполнялся горизонтальный полет. При скорости снижения 170—175 км/ч по прибору (паддув 500 мм рт. ст., 1 500 об/мин) вертикальная скорость снижения составляет 1,5 м/сек, угол снижения — 2°. На данном режиме снижения самолет за 11 мин теряет 1 000 м высоты и проходит в безветрии расстояние в 32 км, имея наивыгоднейший расход топлива: часовой — 95 л/ч, километровый — 0,53 кг/км.

В целях обеспечения безопасности и создания комфорта пассажирам во время снижения не следует допускать:

- а) превышения скорости в спокойной атмосфере более 220 км/ч по прибору;
- б) превышения скорости в беспокойной атмосфере — 190 км/ч по прибору;
- в) превышения вертикальной скорости снижения свыше 2 м/сек.

Влияние механизации крыла. При отклонении закрылков за счет уменьшения аэродинамического качества самолета характеристики снижения ухудшаются: увеличивается вертикальная скорость и угол снижения, уменьшается дальность снижения. Минимальная вертикальная скорость снижения на экономической скорости составит 4,5 м/сек, а минимальный угол снижения — 7,7°, максимальная дальность с высоты 1 000 м — 7,6 км.

Совместная работа закрылков и предкрылков позволяет производить снижение в режиме парашютирования на скорости по прибору 85—90 км/ч, при этом угол снижения будет 12°, а вертикальная скорость снижения — 5,5 м/сек.

Переход самолета в режим парашютирования определяется выдвижением предкрылков, которые выдвигаются: при неотклоненных закрылках — на скорости 100—105 км/ч, при отклоненных закрылках — на 90—95 км/ч. С увеличением скорости на 5 км/ч по сравнению со скоростью, на которой открываются предкрылки, и увеличении наддува более 500 мм рт. ст. предкрылки прижимаются, парашютирование прекращается.

Влияние ветра и полетного веса. При снижении самолета с попутным ветром путевая скорость и дальность снижения увеличиваются, а угол снижения уменьшается. При снижении самолета со встречным ветром, наоборот: путевая скорость и дальность снижения уменьшаются, а угол снижения увеличивается. Дальность снижения зависит от силы ветра (W) и продолжительности снижения ($t_{сн}$) с данной высоты:

$$L_{снв} = HK \pm (Wt).$$

При снижении самолета в штиль полетный вес оказывает влияние на скорость планирования и вертикальную скорость снижения: чем больше полетный вес самолета, тем больше скорость планирования и вертикальная скорость снижения; в ветер — изменение полетного веса оказывает влияние на дальность снижения.

7. ПОЛЯРЫ СКОРОСТЕЙ ПЛАНИРОВАНИЯ И СНИЖЕНИЯ С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

График, показывающий зависимость поступательной скорости, угла и вертикальной скорости снижения от угла атаки, называется *полярой скоростей снижения*. По поляре скоростей снижения (рис. 83) можно определить:

1) угол атаки экономический, при котором вертикальная скорость снижения достигает минимального значения, — касательная к поляре, проведенная параллельно оси скоростей. Экономическому углу атаки, который равен 9°, соответствует экономическая скорость — 140 км/ч.

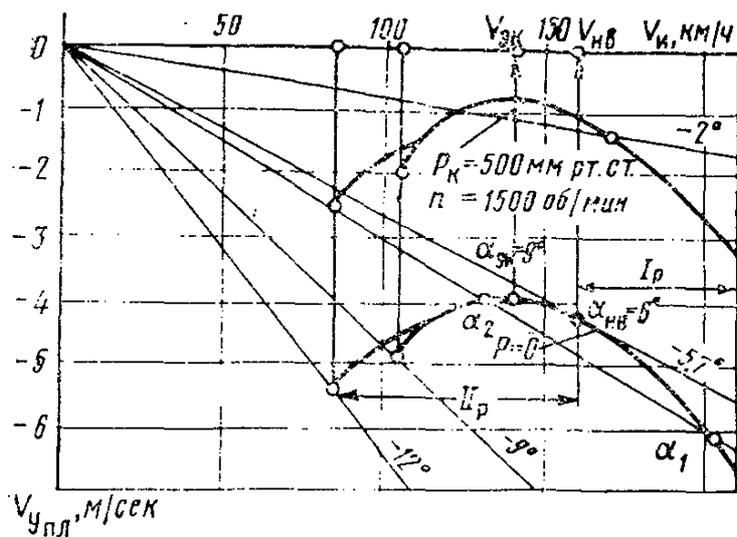


Рис. 83. Поляра скоростей планирования и моторного снижения самолета транспортного варианта с полетным весом 5250 кг

Минимальная вертикальная скорость самолета с полетным весом 5250 кг в режиме планирования с неотклоненными закрылками составляет 4 м/сек;

2) угол атаки наимыгоднейший, при котором угол снижения минимальный, а дальность снижения максимальная. Определяется проведением касательной к поляре из начала координат. Наивыгоднейший угол атаки равен 6° , ему соответствует наимыгоднейшая

скорость 160 км/ч. Минимальный угол планирования при этом составляет $5,7^\circ$;

3) два угла атаки α_1 и α_2 при одинаковом угле снижения. Определяются проведением секущей из начала координат. Угол атаки наимыгоднейший, не имеющий парного угла, является границей раздела между углами атаки, находящимися на одной секущей.

Углы атаки меньше наимыгоднейшего составляют *первый режим снижения (I p)*, а углы атаки больше наимыгоднейшего — *второй режим снижения (II p)*.

Снижение самолета на углах атаки второго режима характеризуется меньшими скоростями, худшими управляемостью и устойчивостью. Однако для улучшения посадочных характеристик самолета в отличие от горизонтального полета и подъема в летной практике используются углы атаки второго режима.

Снижение самолета на углах атаки второго режима снижает безопасность полета и требует повышенного внимания пилота.

На поляре также нанесены параметры и характеристики наимыгоднейшего режима снижения самолета с наличием тяги.

Вопросы для самоконтроля

1. Силы, действующие на самолет при планировании, и их соотношение.
2. Характеристики планирования.
3. Летные данные самолета с полетным весом 5250 кг в режиме планирования.
4. Режим наиболее медленного снижения на самолете Ан-2, его обоснование и применение в летной практике.
5. Режим наиболее пологого планирования на самолете, его обоснование и применение в летной практике.

6. Влияние тяги, полетного веса и механизации крыла на снижение самолета.

7. Поляра скоростей планирования и моторного снижения, характерные углы атаки и скорости, их значение для самолета с полетным весом 5250 кг при снижении у земли.

8. Два режима планирования и моторного снижения, их определение и характеристика.

9. Влияние ветра на снижение самолета.

ГЛАВА X

ВИРАЖ, СТАНДАРТНЫЙ РАЗВОРОТ, СПИРАЛЬ

Правильным виражом называется движение самолета по дуге окружности с постоянной скоростью на постоянной высоте без скольжения. Заслуга в разработке теоретических основ и в практическом исследовании виража принадлежит русскому летчику П. Н. Нестерову.

1. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ВИРАЖЕ

Для создания центробежной силы, действующей на самолет в горизонтальной плоскости и направленной к центру окружности, необходимо создать угол между поперечной осью самолета и линией горизонта. Этот угол называется углом крена γ (рис. 84, а).

При образовании угла крена вектор подъемной силы Y_B , оставаясь перпендикулярным к поперечной оси самолета, наклоняется в сторону крена. Составляющая подъемной силы Y_1 направлена вертикально вверх в плоскости действия силы веса G . Составляющая подъемной силы Y_2 — центробежная сила, которая с вводом самолета в вираж является неуравновешенной и обуславливает возникновение центробежного ускорения.

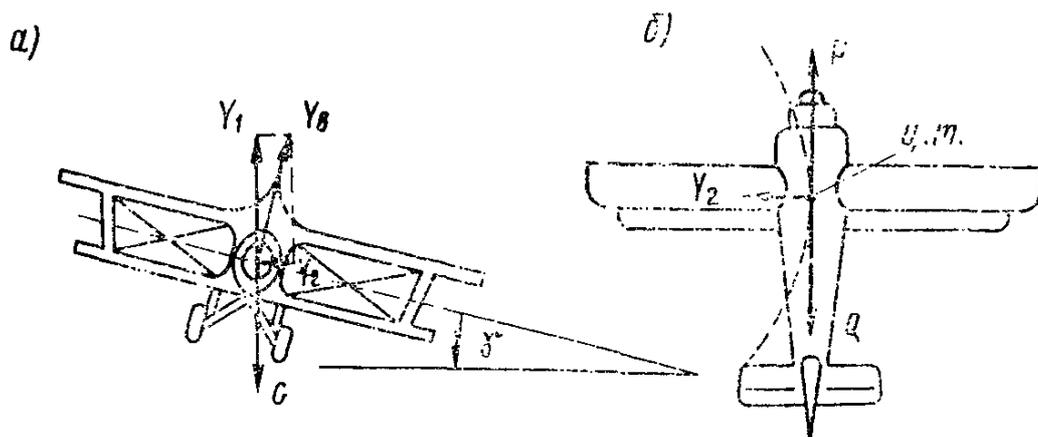


Рис. 84. Схема сил, действующих на самолет при правильном вираже

С началом движения самолета по окружности возникает равная по величине и противоположно направленная центробежной силе центроостремительная сила (рис. 84, б).

Для выполнения правильного виража необходимо, чтобы:

- 1) $Y_1 = G = Y_B \cos \gamma$, что обеспечит постоянство высоты;
- 2) $Y_2 = Y_B \sin \gamma = \text{const}$, что обеспечит постоянство радиуса;
- 3) $Q = P$, что обеспечит постоянство скорости.

Из первого уравнения следует, что для выполнения виража подъемная сила должна быть больше, чем в горизонтальном полете при том же угле атаки, а из первого и второго уравнения видно, что для выполнения правильного виража необходимо постоянство угла крена.

2. ПЕРЕГРУЗКА НА ВИРАЖЕ

Подъемная сила в горизонтальном полете уравнивает полетный вес самолета, а на вираже она больше, чем при том же угле атаки в горизонтальном полете. Число, показывающее, во сколько раз подъемная сила на вираже больше веса самолета, называется *перегрузкой на вираже*:

$$n_B = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Перегрузка на вираже зависит только от величины угла крена, с увеличением которого она увеличивается все в большей степени: при угле крена 30° перегрузка равна 1,16, при крене 45° — 1,43, при крене 50° — 1,56, при крене 60° — 2, при крене 70° — 2,92.

3. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ВИРАЖА

Скорость, необходимая для создания подъемной силы, уравнивающей вес самолета на данном угле атаки и высоте полета, и создания центроостремительной силы при выполнении виража с данным углом крена, называется *скоростью, потребной для виража*.

$$V_B = V_{г.п} \sqrt{n} \text{ (км/ч)},$$

где n_B — перегрузка на вираже.

Скорость виража зависит от тех же факторов, что и скорость горизонтального полета, но, кроме того, и от угла крена, с увеличением которого она увеличивается.

4. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ВИРАЖА

Тяга, необходимая для того, чтобы уравновесить силу лобового сопротивления при выполнении виража на данном угле атаки и с заданным углом крена, называется *потребной тягой виража*:

$$P_B = P_{г.п} n \text{ (кГ)}.$$

Из формулы видно, что вираж возможен только на тех углах атаки, на которых в горизонтальном полете имеется избыток тяги. При выполнении полета на потолке самолета и на максимальной скорости правильный вираж невозможен, так как при этом избыток тяги равен нулю.

5. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ВИРАЖА

Мощность, необходимая для выполнения правильного виража на данном угле атаки, данной высоте полета и с заданным углом крена, называется *потребной мощностью виража*:

$$N_{\text{в}} = N_{\text{г.п}} \sqrt{n^3} \text{ (л. с.)}$$

Из формулы видно, что мощность, потребная для виража, зависит от величины угла крена, так как с увеличением его в значительной степени увеличивается перегрузка. При выполнении виража с углом крена до 20° мощность, потребная для выполнения виража, почти равна мощности, необходимой для выполнения горизонтального полета: при угле крена в 30° мощность на вираже составляет 1,25 мощности при выполнении горизонтального полета, при крене 45° — 1,65.

Если при выполнении виража все более увеличивать угол крена, то наступит момент, когда для виража потребуется вся располагаемая мощность силовой установки, а дальнейшее увеличение крена вызовет снижение самолета. Таким образом, величина максимального крена, при котором возможен правильный вираж, регламентируется величиной располагаемой мощности силовой установки.

Вираж, при котором для сохранения высоты при максимальном крене используется вся мощность силовой установки, называется *предельным виражом*.

Величину предельного крена на вираже можно определить из формулы мощности, потребной на вираже $N_{\text{в}} = N_{\text{г.п}} \sqrt{n^3}_{\text{max}}$, откуда:

$$n_{\text{max}} = \sqrt[3]{\left(\frac{N_{\text{р}}}{N_{\text{г.п}}}\right)^2};$$

$$\cos \gamma_{\text{пред}} = \frac{1}{n_{\text{max}}}.$$

Из формулы видно, что предельный крен на вираже достигается при максимальном значении отношения располагаемой мощности к потребной мощности для выполнения горизонтального полета. Поскольку минимальная потребная мощность горизонтального полета соответствует экономическому углу атаки, то вираж с предельным креном возможен при выполнении его на экономическом угле атаки.

При выполнении горизонтального полета у земли на самолете Ан-2 транспортного варианта с полетным весом 5 250 кг на

экономической скорости потребная мощность равна 223 л. с. Поскольку величина располагаемой мощности силовой установки на экономической скорости горизонтального полета составляет 460 л. с., то предельный крен самолета Ан-2 транспортного варианта полетным весом 5 250 кг у земли будет равен 52°.

6. РАДИУС И ВРЕМЯ ВИРАЖА

Радиус и время виража являются основными характеристиками, определяющими маневренные качества самолета. Радиус виража (r_v) и время виража (t_v) определяются по формулам:

$$r_v = \frac{V_v^2}{9,81 \operatorname{tg} \gamma},$$

$$t_v = 0,64 \frac{V_v}{\operatorname{tg} \gamma}.$$

Из формул видно, что для выполнения виража с минимальным радиусом и в минимальное время его следует выполнять на минимально возможной скорости и с максимально возможным креном. Теоретически различают три вида предельного виража: по углу крена, по радиусу и времени. Практически предельный вираж с максимальным креном, с минимальным радиусом и в минимальное время возможен на экономическом угле атаки.

Экономическая скорость виража ($V_{v_{\text{эк}}}$) может быть определена по формуле

$$V_{v_{\text{эк}}} = V_{г.п_{\text{эк}}} \sqrt{n} \text{ (км/ч)}.$$

Поскольку экономическая скорость самолета с полетным весом 5 250 кг при выполнении полета у земли равна 120 км/ч, то экономическая скорость виража при данных условиях составит: с углом крена 50° — 150 км/ч, с углом крена 45° — 145 км/ч, с углом крена 30° — 130 км/ч.

В разделе 5 гл. VII указывалось, что для обеспечения безопасности полета самолета Ан-2 в режиме горизонтального полета его минимальная практическая скорость должна быть не меньше эволютивной — 140 км/ч. С этой же целью установлен предельно допустимый крен при выполнении виражей и разворотов:

на самолете транспортного варианта в зоне — 45°, на самолетах транспортного и сельскохозяйственного вариантов при выполнении производственных полетов — 30°.

Исходя из этого минимально допустимая скорость для выполнения виражей и разворотов составит: с креном 30° — 155 км/ч, с креном 45° — 170 км/ч.

7. ТЕХНИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ВИРАЖА

Перед вводом самолета в вираж необходимо:

а) наметить ориентир ввода самолета в вираж и вывода его из виража;

б) в зависимости от величины заданного угла крена установить необходимую скорость;

в) после установления необходимой скорости сбалансировать самолет триммером.

Для ввода самолета в вираж накренить самолет поворотом штурвала в сторону виража. По мере накренения самолета подъемная сила уменьшается, поэтому для сохранения постоянства высоты одновременно с созданием угла крена следует отклонить колонку штурвала на себя.

Образовавшаяся при накренении самолета центростремительная сила вызовет движение самолета по окружности. С началом движения самолета по дуге окружности на полукоробках крыльев и боковой поверхности фюзеляжа возникнут аэродинамические силы, которые относительно центра тяжести будут создавать демпфирующий момент, препятствующий развороту самолета относительно вертикальной оси.

Демпфирующий момент создается за счет разности в величине лобовых сопротивлений на полукоробках крыльев, вращающихся на разных радиусах, и боковой аэродинамической силы (Z).

Для того чтобы преодолеть момент торможения, созданный разностью лобовых сопротивлений на полукоробках крыльев и боковой аэродинамической силы фюзеляжа, ввод в вираж необходимо производить координированно; по мере накренения самолета отклонять руль направления в сторону виража, контролируя свои действия по указателю скольжения (шарик указателя скольжения должен быть в центре).

Таким образом, общее движение рулей при вводе самолета в вираж должно быть следующим: штурвал — в сторону виража, колонка штурвала — незначительно на себя, одновременно с отклонением штурвала руль направления — в сторону виража.

После установления заданного крена для уменьшения кренящего момента, который возникает из-за разности скоростей на полукоробках крыльев, штурвал следует постепенно отклонять к нейтральному положению (против виража). А по мере уменьшения угла отклонения элеронов и в процессе выполнения виража, чтобы самолет не получил внешнего скольжения, необходимо отклонять руль направления в противоположную сторону.

Не доходя до намеченного ориентира на величину угла крена, следует начать вывод самолета из виража. При этом движение рулей должно быть следующим: штурвал и руль направления — против виража, штурвал — незначительно от себя.

Если вираж выполняется с креном 45° , необходимо по мере увеличения угла крена увеличивать наддув с таким расчетом, чтобы при угле крена 45° он был доведен до 750—760 мм рт. ст.

В том случае, когда крен достигает 45° , получается как бы перемена рулей. Поэтому, чтобы ускорить вращение самолета, следует отклонить штурвал на себя, при этом угол атаки увеличивается. За счет увеличения коэффициента c_y увеличивается главным образом центростремительная сила. Одновременно увеличивается также и вертикальная составляющая подъемной силы, отчего траектория виража несколько поднимается вверх.

Если пилоту потребуется поднять траекторию виража с креном более 45° вверх или опустить вниз без ускорения вращения самолета, необходимо отклонить руль направления. При отклонении руля направления создается скольжение, в результате которого возникает боковая аэродинамическая сила, которая создает момент, изменяющий траекторию. Отсюда видно, что перемены в действиях рулей не произошло: руль направления изменяет угол скольжения, а руль высоты — угол атаки.

При выполнении виража следует также учитывать, что на самолете Ан-2, как и на других самолетах, проявляется действие гироскопического момента, возникающего из-за изменения плоскости вращения винта. Под действием гироскопического момента самолет будет стремиться поднять или опустить нос.

Направление, в котором будет отклоняться нос самолета, можно определить по существующему мнемоническому правилу. Если направление поворота самолета совпадает с направлением вращения винта, самолет стремится опустить нос, если направления разные — поднять нос. Следовательно, самолет Ан-2 имеет тенденцию: на левом вираже — поднимать нос, на правом — опускать нос.

8. СТАНДАРТНЫЕ РАЗВОРОТЫ

Маневр самолета по горизонтали для изменения направления полета на 180° с выходом в ту же вертикальную плоскость, откуда начат разворот, называется *стандартным разворотом*.

Стандартный разворот состоит из двух частей:

отворота на 80° в сторону, противоположную стандартному развороту;

разворота на 260° в сторону стандартного разворота.

Поскольку при переводе самолета из одного разворота в другой он поворачивается еще на 20° , то сумма всех углов при выполнении самолетом стандартного разворота составит 360° .

Стандартный разворот применяется для захода на посадку в сложных метеоусловиях и при выполнении авиационно-химических работ. Для выполнения стандартных разворотов установлены:

а) при выполнении авиационно-химических работ: скорость не менее 155 км/ч, угол крена до 30° (в условиях болтанки — не более 20°);

б) при заходе на посадку в сложных метеоусловиях: скорость 160 км/ч, угол крена до 15°.

Действия рулями при выполнении стандартного разворота аналогичны действиям при выполнении виража. Продолжительность выполнения стандартного разворота на скорости 160 км/ч составит: с креном 30° — 55 сек, с креном 20° — 90 сек, с креном 15° — 140 сек.

9. ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ НА ВИРАЖАХ

Характерными ошибками на виражах являются:

1. Несоответствие мощности двигателя величине крена: при недостаточной мощности — самолет теряет высоту, при излишней мощности — набирает высоту.

2. Чрезмерное отклонение штурвала на себя (перетягивание) — самолет теряет скорость.

3. Некоординированные действия рулями управления:

передача ноги в сторону виража (шарик указателя скольжения уходит во внешнюю сторону) вызывает внешнее скольжение, сопровождающееся увеличением крена, опусканием носа и увеличением скорости;

недостаточный нажим педали в сторону виража (шарик указателя скольжения уходит во внутреннюю сторону) вызывает внутреннее скольжение, сопровождающееся набором высоты.

4. Резкий ввод в вираж и резкий вывод из него — не выдерживается скорость и высота.

5. Неточный по направлению вывод.

Наибольшей угрозой безопасности полета являются ошибки при выполнении маневра во время авиационно-химических работ на самолетах сельскохозяйственного варианта, изложенные в гл. XVI.

10. СПИРАЛЬ

Спираль — равномерное движение самолета по винтовой траектории.

Спираль может выполняться с набором высоты — восходящая и с потерей высоты — нисходящая. Она применяется для набора или потери высоты над заданным ориентиром.

Нисходящая спираль представляет собой вираж в режиме планирования и по величине угла крена подразделяется на: пологую — с креном до 45°, глубокую — с креном более 45°.

При выполнении спирали на самолет действуют те же силы, что и при выполнении виража, за исключением того, что роль силы тяги выполняет составляющая веса G_2 (см. рис. 82). Вертикальная составляющая подъемной силы уравнивает составляющую веса G_1 , а горизонтальная проекция является центростремительной силой (см. рис. 84).

Техника выполнения спирали аналогична технике выполнения виража. Поскольку спираль представляет собой сочетание виража и планирования, то для нее характерны такие же параметры, как и для виража и планирования: угол наклона траектории, угол крена, перегрузка, необходимая скорость и радиус спирали.

Кроме этих параметров, спираль характеризуется еще и шагом — высотой, которую самолет теряет за один виток спирали.

Перегрузка при выполнении правильной спирали зависит от угла крена (γ) и от угла траектории ($\Theta_{\text{сп}}$). Перегрузка при выполнении спирали, как и в любом другом случае полета, определяется по формуле

$$n_{\text{сп}} = \frac{Y}{G}.$$

Из схемы, изображенной на рис. 84, видно, что

$$Y = \frac{Y_1}{\cos \gamma} = \frac{G_1}{\cos \gamma},$$

а из схемы сил, изображенной на рис. 82, можно определить G_1 :

$$G_1 = G \cos \Theta.$$

Следовательно,

$$Y = \frac{G \cos \Theta}{\cos \gamma}.$$

Подставив это выражение в формулу для определения перегрузки, получим:

$$n_{\text{сп}} = \frac{G \cos \Theta}{G \cos \gamma},$$

или

$$n_{\text{сп}} = \frac{\cos \Theta}{\cos \gamma}.$$

С увеличением угла крена и с уменьшением угла наклона траектории перегрузка увеличивается.

Скорость, необходимая для выполнения спирали, зависит от перегрузки, с увеличением которой она увеличивается:

$$V_{\text{сп}} = V_{\text{г.п}} \sqrt{n}.$$

Радиус спирали ($r_{\text{сп}}$) зависит от скорости спирали, угла крена и угла наклона траектории:

$$r_{\text{сп}} = \frac{V_{\text{сп}}^2 \cos \Theta}{9,81 \operatorname{tg} \gamma} \text{ (м)}.$$

С увеличением скорости радиус спирали увеличивается, с увеличением угла крена и угла наклона траектории — уменьшается.

Шаг спирали (H) зависит от скорости полета, аэродинамического качества самолета, угла наклона траектории и угла крена. При угле $\theta_{сп} = 10—14^\circ$

$$H_{сп} \approx 0,07 \frac{V_{сп}^2}{K} (м).$$

Спираль с минимальным шагом называется *наивыгоднейшей*. Наивыгоднейшую спираль можно выполнить на экономическом угле атаки с углом крена 45° .

При выполнении учебных полетов в зону спираль на самолете Ан-2 выполняется с креном до 30° на скорости не менее 150 км/ч.

Развороты самолета в наборе высоты и на планировании есть часть спирали, в первом случае — восходящей, во втором — нисходящей. На самолете Ан-2 они выполняются: в наборе высоты — с креном не более 15° на скорости не менее 150 км/ч, на снижении — с креном не более 20° на скорости $155—160$ км/ч.

При выполнении спирали, так же как и при выполнении виража, нельзя допускать уменьшения скорости, увеличения угла крена и нарушения координации отклонения рулей, так как нарушение этих требований может привести к сваливанию самолета.

При принятии решения во время вынужденной посадки из-за отказа двигателя учитывать, что за разворот на 90° на планировании со скоростью 155 км/ч и углом крена 30° самолет теряет около 60 м высоты.

Вопросы для самоконтроля

1. Силы, действующие на самолет при выполнении правильного виража, и их соотношение.
2. Условия, необходимые для выполнения правильного виража.
3. Перегрузка на правильном вираже и от чего она зависит.
4. Скорость, необходимая для виража, зависимость ее от полетного веса, высоты полета, угла атаки и угла крена.
5. Чем определяется величина максимально возможного крена на вираже.
6. Предельный вираж и условия его выполнения.
7. Предельный крен самолета в транспортном варианте при полетном весе 5250 кг и выполнении полета у земли.
8. Предельно допустимый крен самолета Ан-2 с полетным весом 5250 кг в транспортном полете и в зоне, минимально допустимая скорость для виража и ее определение.
9. Радиус и время виража; условия, необходимые для выполнения виража на самолете Ан-2 с минимальным радиусом и в минимальное время.
10. Явления, сопровождающие вираж.
11. Стандартные развороты, их назначение и техника выполнения.
12. Характерные ошибки на вираже.
13. Спираль и ее назначение.
14. Характеристики спирали.
15. Наивыгоднейшая спираль и условия ее выполнения.
16. Предельно допустимый крен и минимально допустимая скорость при выполнении восходящей и нисходящей спирали на самолете.

МАНЕВРЕННОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО ЗЕМЛЕ

Практика летной эксплуатации самолета Ан-2 показала, что незнание маневренных свойств и особенностей устойчивости самолета при движении по земле или пренебрежение ими, как правило, приводит к летным происшествиям.

Каждый пилот должен знать и строго учитывать маневренность и устойчивость самолета при выполнении руления разбега и пробега.

1. МАНЕВРЕННЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО ЗЕМЛЕ

При выполнении руления, разбега и пробега по твердому грунту, против ветра, грамотном применении тормозов и силы тяги винта самолет с центровкой в пределах 28—32% САХ обладает хорошими маневренными свойствами, которые обеспечиваются:

а) достаточной эффективностью рулей при движении самолета со средней скоростью, против ветра и при работе винта на режиме малого газа;

б) поворотом хвостового колеса как на самолете с самоориентирующейся установкой, так и на самолете со стопорящейся установкой;

в) возможностью одновременного и отдельного торможения основных колес шасси;

г) сочетанием торможения с изменением режима работы двигателя.

Все это дает возможность обеспечить движение самолета по земле на необходимой скорости, сохранить направление и выполнить разворот на необходимую величину.

2. УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО ЗЕМЛЕ

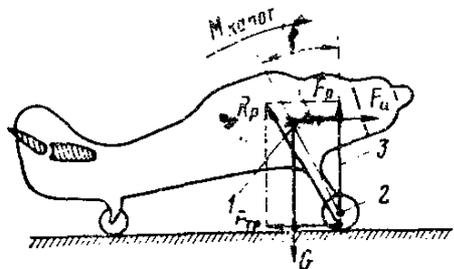


Рис. 85. Влияние величины противокапотажного угла на устойчивость и управляемость самолета при его движении по земле

При движении самолета по земле на него действуют: сила тяги воздушного винта, подъемная сила, сила лобового веса самолета, сила трения колес, сила реакции земли и сила инерции самолета.

Сила тяги винта, подъемная сила, сила лобового сопротивления, сила инерции и сила трения колес создают момент на капотирование самолета (опрокидывание на нос).

Противокапотажные свойства самолета с обычной схемой шасси зависят от положения основных колес шасси относительно центра тяжести самолета, которое характеризуется величиной противокапотажного угла.

Противокапотажным углом (φ) называется угол, образованный линией, соединяющей центр тяжести самолета I с центром оси вращения колеса 2 и нормалью к горизонтальной плоскости 3 , проведенной через точку касания колесом земли (рис. 85).

Увеличение противокапотажного угла уменьшает опасность капотирования самолета, однако ухудшает устойчивость его при самопроизвольном развороте. Противокапотажный угол самолета, равный (28°) при движении самолета по земле в нормальных условиях и грамотном применении тормозов, обеспечивает достаточную устойчивость и исключает капотирование самолета.

При движении самолета по аэродрому с твердым покрытием, имеющим небольшой коэффициент трения, со средней скоростью и при грамотном пользовании тормозами наклон силы R_p — результирующей сил трения ($F_{тр}$) и реакции земли (F_p) — таков, что она проходит позади центра тяжести самолета, а создаваемый относительно него момент прижимает хвостовое колесо к земле, в результате чего при взятом штурвале на себя возможность капотирования самолета исключается.

При движении самолета на большой скорости, погружении колес в вязкий грунт или резком торможении колес сила трения увеличивается, равнодействующая сила трения и реакции земли (R_p) пройдет впереди центра тяжести самолета и вместе с силой инерции самолета (F_H), действующей на плече от центра тяжести самолета до точки касания колесом земли, создадут момент на капотирование самолета ($M_{капот}$).

Большую опасность капотирования самолета представляют окончание послепосадочного пробега и резкое торможение, а также повторное касание самолета колесами земли после отрыва при взлете с аэродрома с вязким грунтом. В первом случае капотирующий момент создается за счет увеличения силы трения, во втором — за счет увеличения силы инерции.

Усиление опасности капотирования самолета в конце пробега объясняется уменьшением скорости движения самолета, что при отсутствии обдувки горизонтального оперения от винта, с одной стороны, уменьшает подъемную силу горизонтального оперения, создающую момент, прижимающий хвост самолета к земле; с другой стороны, уменьшает подъемную силу крыла, отчего увеличивается сила трения из-за большего погружения колес в грунт или резкого торможения.

Опасность капотирования самолета при выполнении пробега на вязком грунте увеличивается в случае выполнения его с полуопущенным хвостом или с отклоненными закрылками: в первом случае — из-за уменьшения противокапотажного угла; во втором слу-

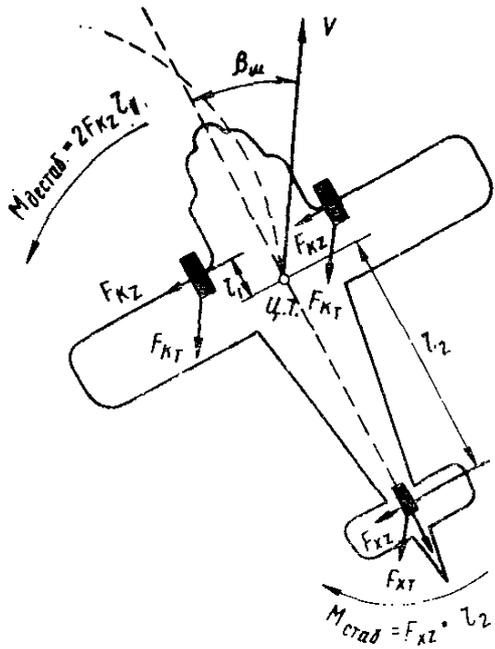


Рис. 86. Влияние боковых сил трения колес на разворот самолета

час — из-за увеличения пикирующего момента аэродинамических сил крыла, вызванного увеличением полной аэродинамической силы и смещением центра давления назад.

При движении самолета с попутным или попутно-боковым ветром, особенно при положении штурвала на себя, опасность капотирования самолета возрастает тем больше, чем больше скорость ветра, так как при этом горизонтальное оперение создает момент на капотирование самолета.

Кроме этого, при рулении с попутно-боковым ветром возникает боковая аэродинамическая сила, центр давления которой расположен сзади центра тяжести, в результате чего капотирующий момент самолета увеличивается. Особую опасность представляет пра-

вый попутно-боковой ветер, так как при правом попутно-боковом ветре капотирующий момент боковой аэродинамической силы увеличивается моментом реакции воздушного винта, действующим в том же направлении: влево — вперед.

Капотирование самолета может быть также вызвано резким разворотом самолета, особенно при левом заторможенном колесе. В этом случае внешнее крыло, имея большую скорость, создает большую подъемную силу, которая увеличивает опрокидывающий момент в сторону заторможенного колеса.

При движении самолета в безветрии и особенно при попутном и попутно-боковом ветре возникает опасность образования неуравновешенных разворотов, которые при неграмотном пользовании тормозами могут привести к опрокидыванию самолета на крыло (внешнее к развороту).

Неуправляемые развороты являются следствием действия дестабилизирующего путевого момента, создающегося боковыми силами трения основных колес шасси при случайном отклонении самолета от направления движения.

Дестабилизирующий момент боковых сил трения основных колес шасси парируется моментами, создаваемыми боковой аэродинамической силой вертикального оперения, возникающей при отклонении руля направления и боковой силы трения хвостового колеса, находящегося в застопоренном положении.

На рис. 86 показано:

а) при развороте самолета, например из-за погружения левого колеса в вязкий грунт, между продольной осью самолета (пунктир) и вектором скорости V образуется угол сноса β_m ;

б) при движении самолета со сносом на основных колесах шасси возникают боковые силы трения скольжения $F_{кz}$, а на хвостовом колесе — F_{x_2} ;

в) боковые силы трения основных колес относительно центра тяжести на плече l_1 создают момент $M_{дестаб}$, направленный на увеличение угла сноса;

г) боковая сила трения скольжения застопоренного хвостового колеса F_{x_2} , действуя на плече до центра тяжести l_2 создает момент $M_{стаб}$, направленный на устранение угла сноса.

Так как при движении самолета в безветрии или с попутным ветром, особенно за счет инерции (при задресселированном двигателе), эффективность руля направления резко снижается, то при случайном развороте самолета на значительный угол при незастопоренном хвостовом колесе прекратить дальнейший разворот самолета нельзя. Бороться с неуправляемыми разворотами в данных условиях нужно предупреждением их образования точным выдерживанием прямолинейности, для чего малейшее отклонение самолета следует парировать отклонением руля направления и плавными пульсирующими нажатиями на тормозную гашетку.

При поздней реакции на отклонение самолета, когда угол сноса достигает значительной величины (более 15°), применение тормозов только усугубляет положение, при котором может произойти разрушение узлов крепления шасси и срыв пневматиков или сваливание самолета на крыло, внешнее к развороту.

На рис. 87 показано, что если при создавшемся угле сноса самолета дать правую ногу и применить тормоз, то боковая сила трения ($F_{кz}$) правого колеса резко увеличит разворачивающий момент самолета влево. В этом случае увеличится центробежная сила (F_c), которая равна сумме боковых сил трения левого и правого колеса и действует в сторону, противоположную развороту самолета. Если момент этой силы относительно точки касания правого колеса земли B окажется больше момента силы веса G относительно этой же точки, то самолет свалится на правое полукрыло.

Для улучшения устойчивости самолета при движении его по земле, особенно в условиях безветрия, при попутном и боковом ветре на самолетах Ан-2 с 1967 г. применяется хвостовая установка шасси со стопорящимся колесом.

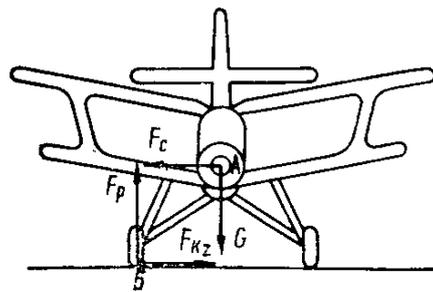


Рис. 87. Действие сил в процессе возникновения неуправляемого разворота

3. МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ДВИЖЕНИИ САМОЛЕТА ПО ЗЕМЛЕ

В целях обеспечения безопасности при движении самолета по земле необходимо:

1. Страгивание самолета с места производить плавным увеличением мощности двигателя. В нормальных условиях руление,

взлет и посадку выполнять без стопорения хвостового колеса. Руление по прямой производить за счет тяги винта, не допуская движения самолета за счет инерции. Прямолинейность движения самолета сохранять отклонением руля направления и плавным торможением соответствующего колеса.

2. Перед рулением по прямой в безветрии, при попутном или боковом ветре, по размокшему или песчаному грунту, перед взлетом и перед посадкой с боковым ветром застопорить хвостовое колесо.

3. Руление по прямой с попутным ветром при скорости ветра до 8 м/сек производить при нейтральном положении штурвала, при скорости ветра свыше 8 м/сек штурвал отклонить от себя и расположением груза создать на самолете центровку свыше 28% САХ.

4. При выполнении руления по прямой, на разбеге и пробеге с боковым ветром для равномерного распределения аэродинамической нагрузки по поперечной оси и нейтрализации крена штурвал отклонять против ветра, а для парирования разворачивающего момента, под действием которого самолет разворачивается против ветра, отклонять руль направления по ветру. Рулить на малой скорости при нейтральном или отклоненном на себя штурвале.

5. Развороты для изменения направления производить на малой скорости. Перед выполнением разворота расстопорить хвостовое колесо, отклонить педаль в сторону разворота, плавно увеличить мощность двигателя и плавно нажать на тормозную гашетку.

Если выход самолета из прямолинейного направления происходит с трудом, что может быть при задних центровках, отклонить штурвал от себя, чтобы снять нагрузку с хвостового колеса и облегчить выход стопора из гнезда.

6. Не допускать разворотов при одном полностью заторможенном колесе. Минимальный радиус разворота должен быть не менее полуразмаха крыла (9 м). Для прекращения разворота за 30—40° до намеченного направления вывода отклонить руль направления в сторону, противоположную развороту, и плавно пульсирующими движениями нажать на тормозную гашетку.

Вопросы для самоконтроля

1. Условия, при которых обеспечивается хорошая маневренность и устойчивость самолета во время движения по земле.
2. Причины капотирования самолета.
3. Причины возникновения неуправляемых разворотов при движении самолета по земле.
4. Меры по предупреждению капотирования самолета.
5. Порядок руления на самолете по аэродрому с вязким и песчаным грунтом.
6. Меры по предупреждению возникновения неуправляемых разворотов и действия пилота при их возникновении.
7. Порядок руления на самолете при попутном и боковом ветре.
8. Действия пилота при выполнении преднамеренного разворота.

ВЗЛЕТ САМОЛЕТА**1. СХЕМА ВЗЛЕТА**

Взлетом называется ускоренное движение самолета от момента начала разбега до достижения эволютивной скорости¹.

Взлет состоит из четырех этапов: разбега, отрыва, выдерживания и набора высоты 25 м.

Разбегом называется начальный период взлета, необходимый для создания скорости, при которой создается подъемная сила, способная оторвать самолет от земли. Момент отделения самолета от земли называется *отрывом*.

Воздушный участок пути, необходимый для набора скорости, обеспечивающий безопасность перевода самолета в набор высоты, называется *выдерживанием*. Если выдерживание производится на постоянной высоте — *схема взлета классическая*, если выдерживание производится с постепенным удалением самолета от земли — *схема взлета нормальная*.

Взлет самолета Ан-2 производится по нормальной схеме. Особенность взлета самолета Ан-2 состоит в том, что при ветре до 10 м/сек разбег его вплоть до отрыва производится без отделения хвостового колеса от земли при нейтральном положении штурвальной колонки. Эта особенность взлета вызвана необходимостью сократить длину разбега за счет увеличения угла атаки отрыва.

При выполнении взлета без отрыва хвостового колеса от земли на разбеге, ввиду малой скорости, сила лобового сопротивления увеличивается незначительно, а избыток тяги сравнительно большой. Увеличение угла атаки отрыва дает возможность за счет увеличения коэффициента c_y создать подъемную силу, обеспечивающую отделение самолета от земли при меньшей скорости.

2. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ВЗЛЕТЕ

При выполнении взлета (рис. 88) на самолет действуют силы:

1) по направлению взлета — сила тяги (P), достигающая при полной даче наддува в начале разбега максимального значения, а затем по мере увеличения скорости постепенно уменьшается;

¹ Нормами летной годности самолетов, введенными в действие в 1967 г., взлет считается до набора высоты 10 м, при достижении на этой высоте безопасной скорости взлета.

2) в противоположном направлении взлета:

а) сила лобового сопротивления (Q), которая в начале разбега создается главным образом за счет обдувки самолета струей от винта, а затем по мере увеличения скорости возрастает;

б) сила трения колес ($F_{тр}$), которая с увеличением скорости на разбеге уменьшается, а в момент отрыва самолета исчезает;

в) составляющая веса G_2 (см. рис. 79), возникающая с переходом самолета в набор высоты;

3) в направлении, перпендикулярном к траектории, — подъемная сила (Y), которая вначале образуется, главным образом, за счет обдувки, а затем по мере увеличения скорости возрастает;

4) в направлении, перпендикулярном плоскости земли:

а) вниз — сила веса самолета (G);

б) вверх — сила реакции земли (F_p).

При стоянке самолета на линии исполнительного старта сила веса самолета уравнивается силой реакции земли ($G=F_p$). С началом образования подъемной силы (рис. 88, а) сила реакции земли уменьшается, вес самолета уравнивается подъемной силой и силой реакции земли ($G=Y+F_p$).

Уменьшение силы реакции земли сопровождается уменьшением силы трения. В момент отрыва самолета подъемная сила уравнивает вес самолета, а сила реакции земли и вместе с ней сила трения исчезают (рис. 88, б).

Ускорение самолета на разбеге происходит под действием неуравновешенной силы ΔP , равной $P-(Q+F_{тр})$. После отрыва $\Delta P=P-Q$, а при наборе высоты $\Delta P=P-(Q+G_2)$.

В процессе выдерживания пилот, отклоняя штурвал от себя, выдерживает равенство подъемной силы и силы веса самолета, а после достижения необходимой скорости переводит самолет в набор высоты. Переход самолета с выдерживания в набор высоты 25 м представляет собой неустановившееся ускоренное движение по наклонной вверх траектории. По мере увеличения скорости для сохранения прямолинейности траектории набора высоты пилот, отклоняя колонку штурвала от себя, уменьшает угол атаки. С высоты 25 м пилот производит подъем на постоянной скорости.

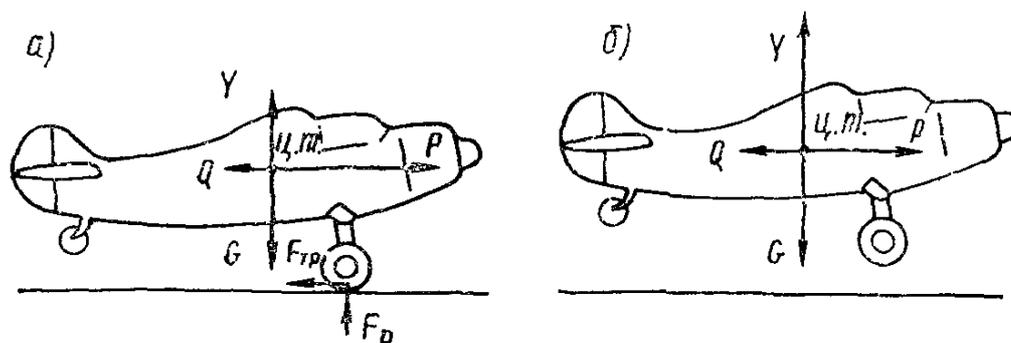


Рис. 88. Силы, действующие на самолет при взлете:

а — на линии исполнительного старта и при разбеге; б — в момент отрыва и на выдерживании

3. ВИДЫ ВЗЛЕТА И ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

В зависимости от условий старта взлет на самолете Ан-2 может производиться следующими способами:

а) без применения закрылков с использованием номинальной мощности двигателя;

б) с отклоненными закрылками на угол до 30° с использованием номинальной или взлетной мощности двигателя.

Взлет самолета характеризуется скоростью отрыва, длиной разбега и длиной взлетной дистанции.

Скоростью отрыва ($V_{отр}$) называется скорость, при которой на установленном угле атаки отрыва создается подъемная сила, обеспечивающая отделение самолета от земли. Скорость отрыва определяется по формуле

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{отр}} \cdot \rho S}} \text{ (м/сек.)}$$

Длиной разбега ($L_{разб}$) называется путь, проходимый самолетом от начала старта до места отрыва самолета от земли. Длина разбега определяется по формуле

$$L_{разб} = \frac{(V + W)^2}{2j} \text{ (м)},$$

где W — скорость ветра; j — ускорение самолета на разбеге.

Ускорение самолета на разбеге определяется по формуле

$$j = 9,81 \frac{P - (Q + F_{тр})}{G} \text{ (м/сек}^2\text{)}.$$

Из формулы видно, что ускорение самолета на разбеге зависит:

от величины располагаемой тяги, развиваемой винтом на разбеге;

от силы трения колес;

от силы лобового сопротивления самолета;

от полетного веса самолета.

Величина силы трения ($F_{тр}$) зависит от полетного веса и подъемной силы, а также от коэффициента трения (f) между пневматиками колес и поверхностью аэродрома.

Коэффициент трения между пневматиками колес и поверхностью аэродрома зависит от характера поверхности аэродрома и при установленном давлении в пневматиках колес ($2,5\text{—}3 \text{ кг/см}^2$) имеет следующие значения:

Бетонированная полоса	0,03
Твердый травяной грунт	0,05
Мягкий » »	0,08
» песчаный »	0,10
Ледяная полоса	0,03
Укатанный снег	0,15
Рыхлый мокрый снег	0,30

При пониженном давлении в пневматиках колес величина коэффициента трения значительно увеличивается.

Взлетной дистанцией ($L_{взл}$) называется путь, проходимый самолетом относительно земли, от начала разбега до набора высоты 15 м (в табл. 5 взлетная дистанция дана до высоты 25 м). Взлетная дистанция определяется по приближенной формуле

$$L_{взл} = (2,5 \div 3) L_{разб} (м).$$

Взлетные характеристики самолета Ан-2 транспортного варианта с воздушным винтом АВ-2 при полетном весе 5 250 кг в штиль характеризуются данными, указанными в табл. 5.

Таблица 5

Вариант самолета и характер поверхности аэродрома	Виды взлета					
	На номинальном режиме				На взлетном режиме	
	с неотклоненными закрылками		с отклоненными за- крылками на 30°		с отклоненными за- крылками на 30°	
	Скорость отрыва, км/ч	Длина разбега, м	Скорость отрыва, км/ч	Длина разбега, м	Скорость отрыва, км/ч	Длина разбега, м
Длина взлетной дистанции, м		Длина взлетной дистанции, м		Длина взлетной дистанции, м		
Взлет на колесах с твердого травяного грунта	110	$\frac{260}{800}$	80	$\frac{200}{600}$	70	$\frac{170}{540}$
Взлет на лыжах при укатанном снеге	110	$\frac{280}{830}$	80	$\frac{220}{620}$	70	$\frac{180}{550}$
Взлет на лыжах при неукатанном снеге	110	$\frac{300}{850}$	80	$\frac{240}{630}$	70	$\frac{200}{580}$

Примечания. 1. Данные соответствуют взлету самолета без подъема хвостового колеса на разбеге и приведены к условиям международной стандартной атмосферы.

2. Длина разбега на лыжах дана при температуре наружного воздуха -10°C .

4. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА РАЗБЕГ САМОЛЕТА

Анализ формул длины разбега, скорости отрыва, ускорения самолета позволяет сделать вывод, что на длину разбега самолета в условиях выполнения взлета при установленном угле атаки отрыва влияют следующие факторы:

1. Режим работы двигателя. Применение взлетного режима работы двигателя по сравнению с номинальным увеличивает избыток тяги (ΔP), в результате чего ускорение самолета на разбеге увеличивается, а за счет большой обдувки увеличивается подъемная сила, что при взлете самолета на взлетном режиме работы двигателя дает уменьшение длины разбега на 30—40 м.

2. Применение закрылков. Отклонение закрылков на взлете ввиду малой скорости на разбеге приводит к незначительному увеличению коэффициента лобового сопротивления, что при значительном избытке тяги не оказывает существенного влияния на уменьшение ускорения самолета на разбеге. В то же время значительное увеличение коэффициента подъемной силы дает возможность создать подъемную силу, необходимую для отрыва самолета при меньшей скорости, и уменьшить силу трения колес о поверхность аэродрома, в результате чего длина разбега уменьшается. При взлете самолета с отклоненными закрылками на 30° по сравнению со взлетом с неотклоненными закрылками длина разбега сокращается на 50—60 м.

3. Величина полетного веса самолета. Уменьшение полетного веса самолета уменьшает скорость, потребную для отрыва и силу трения колес о поверхность аэродрома, в результате чего длина разбега самолета уменьшается. Уменьшение полетного веса на каждые 500 кг сопровождается уменьшением длины разбега на 50 м. При взлете с отклоненными закрылками на 30° на взлетной мощности двигателя длина разбега самолета с полетным весом 5500 кг составляет 190 м, а скорость отрыва 75 км/ч.

4. Направление и сила ветра. Увеличение силы ветра посредством изменения местной скорости обтекания коробки крыльев: встречного — сокращает длину разбега, попутного — увеличивает длину разбега. Увеличение силы встречного ветра на каждые 5 м/сек уменьшает длину разбега самолета на 50—60 м.

5. Высота аэродрома над уровнем моря и температура наружного воздуха. Превышение аэродрома над уровнем моря и повышение температуры наружного воздуха уменьшают плотность воздуха, что приводит к увеличению скорости, потребной для отрыва и уменьшению располагаемой тяги винта, в результате чего длина разбега увеличивается. Превышение аэродрома на каждые 500 м над уровнем моря или повышение температуры наружного воздуха на каждые 10° (выше $+15^\circ\text{C}$) увеличивает длину разбега самолета на 7%.

6. Поверхность аэродрома. Характер поверхности аэродрома изменяет величину силы трения, а этим самым — длину разбега. При взлете самолета на взлетном режиме работы двигателя с отклоненными закрылками на 30° с аэродрома с мягким или песчаным грунтом длина разбега по сравнению со взлетом с твердого грунта при прочих равных условиях увеличивается на 60—70 м.

7. Уклон аэродрома. При взлете на уклон ускорение на разбеге уменьшается за счет действия составляющей веса G_2 , в связи с этим длина разбега увеличивается. При взлете самолета на уклон, равный 0,01 (превышение аэродрома через каждые 100 м от начала ВПП на 1 м), длина разбега увеличивается на 20—25 м.

8. Подъем хвостового колеса на разбеге. При взлете со встречным ветром свыше 10 м/сек разбег производится с подъемом хвостового колеса, в результате чего из-за уменьшения угла атаки отрыва длина разбега увеличивается на 15 м.

9. Установка на самолет сельскохозяйственной аппаратуры. При установке на самолет указанной аппаратуры лобовое сопротивление самолета увеличивается, в результате чего из-за уменьшения ускорения длина разбега увеличивается по сравнению с самолетом транспортного варианта на 15—20%. Числовое значение длины разбега самолетов сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем и опыливателем показано в гл. XVI.

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ РАЗБЕГА САМОЛЕТА

Длина разбега самолета Ан-2 с учетом факторов, влияющих на нее, определяется по номограмме, разработанной ГосНИИ ГА (рис. 89).

Для определения длины разбега по номограмме необходимо:

а) по фактической температуре (нижняя шкала) и атмосферному давлению найти на графике *а* точку пересечения линии, проведенной с нижней шкалы (по вертикали вверх), с одной из кривых, характеризующих фактическое давление;

б) найденную точку пересечения перенести (по горизонтали вправо) на график *б* до пересечения с линией, указывающей фактическую скорость ветра;

в) с графика *б* найденную точку (по вертикали вниз) перенести на график *в* до пересечения с линией, характеризующей состояние или вид покрытия аэродрома;

г) с графика *в* точку пересечения перенести (по горизонтали влево) на график *г* до пересечения с линией уклона (на уклон или под уклон);

д) с графика *г* точку пересечения перенести (по вертикали вниз) на график *д* до пересечения с линией взлетного веса самолета;

е) с графика *д* точку пересечения перенести (по горизонтали вправо) на график *е* до пересечения с прямой, указывающей ре-

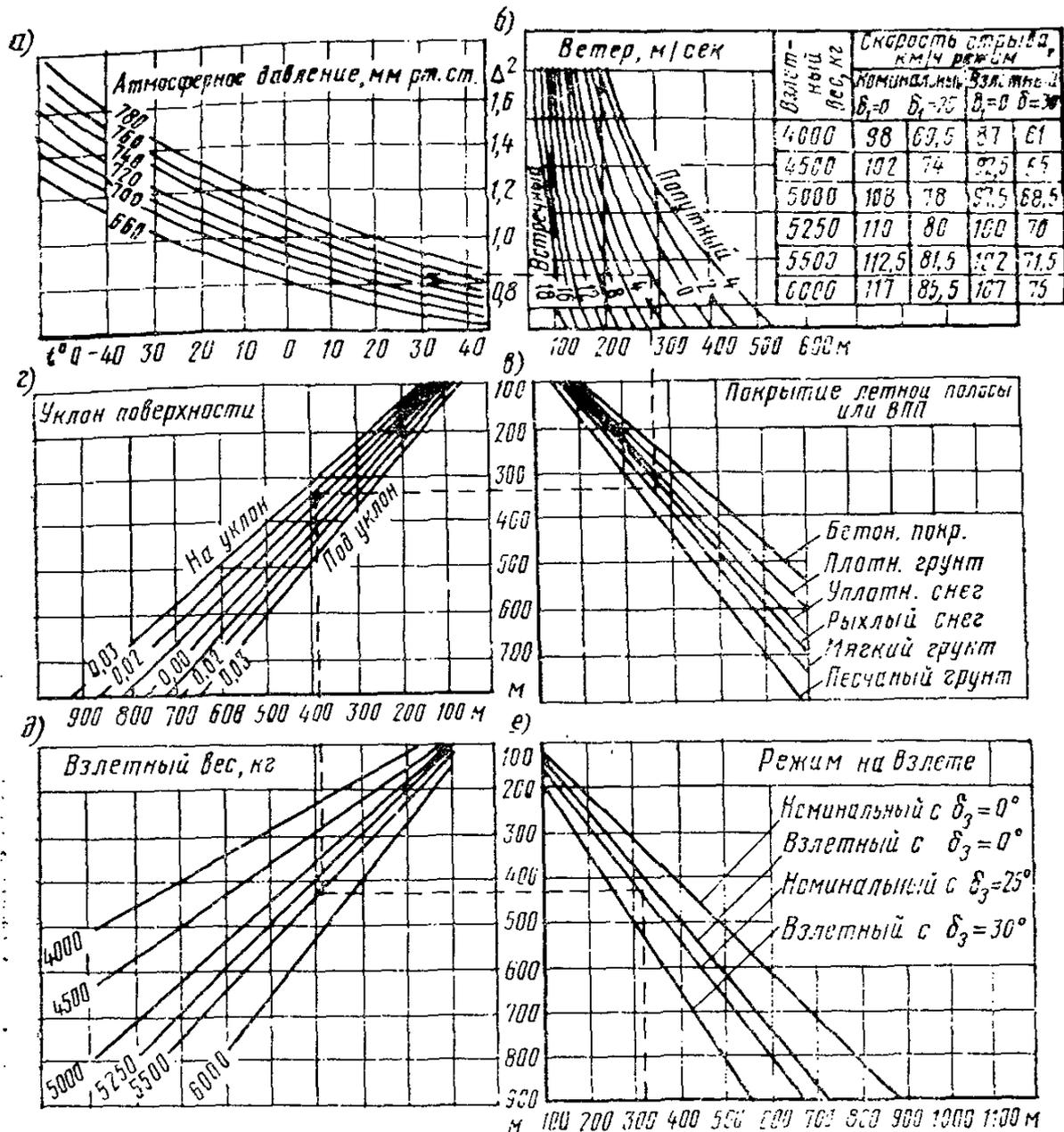


Рис. 89. Номограмма для определения длины разбега самолета при угле атаки отрыва 13°

жим и угол отклонения закрылков; после перенесения полученной точки (по вертикали вниз) на нижней шкале прочесть длину разбега, соответствующую фактическим условиям взлета.

При необходимости по номограмме можно определить величину взлетного веса самолета, при котором обеспечивается безопасность взлета в конкретно сложившихся условиях.

Для этой цели следует:

а) первую половину расчета, включительно до определения влияния уклона аэродрома, производить указанным выше методом, опустив с точки пересечения горизонтали, проведенной от графика δ с наклонной линией, указывающей влияние уклона аэродрома, вертикаль через график δ — взлетный вес самолета;

б) зная длину ВПП, которая может быть использована для

разбега самолета и отложив значение ее на оси абсцисс графика *e*, провести вертикаль до пересечения с наклонной линией режима взлета, а затем из точки пересечения провести (горизонтально влево) линию до пересечения с вертикалью, проведенной с графика *g*.

Точка пересечения этих линий укажет на максимально допустимый взлетный вес самолета, обеспечивающий безопасность взлета в данных условиях.

6. ВЗЛЕТ БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ

Взлет без закрылков на самолете Ан-2 разрешается при предельном встречном ветре со скоростью 18 м/сек.

Для выполнения взлета необходимо:

1. Занять исходное положение, оставив самолет параллельно оси ВПП и прорулив по прямой 5—10 м, для того чтобы хвостовое колесо установилось по продольной оси самолета. Наметить на горизонте ориентир для выдерживания направления.

2. После проверки готовности к взлету согласно контрольной карте запросить разрешение на взлет. Получив его и плавно увеличивая мощность двигателя до номинальной, удерживая в нейтральном положении колонку штурвала при ветре до 10 м/сек, начать разбег.

3. Направление разбега на выбранный ориентир выдерживать в первой половине, используя тормоза, во второй — руль направления. На разбеге самолет имеет тенденцию к развороту влево под влиянием разворачивающих моментов:

а) момента реакции винта, который при правом вращении винта увеличивает реакцию на левое колесо, отчего сила трения этого колеса увеличивается (при неизменном значении мощности двигателя и оборотов винта момент реакции остается постоянным); величина момента реакции винта в начале разбега зависит от темпа увеличения мощности двигателя; резкая дача газа сопровождается резким увеличением реакции винта и усложняет выдерживание направления разбега;

б) момента от закрутки струи винтом, который разворачивает самолет влево тем интенсивнее, чем резче дается газ для взлета;

в) гироскопического момента винта, который действует в случае, когда пилот в процессе разбега при ветре более 10 м/сек отклоняет колонку штурвала от себя и отделяет хвостовое колесо от ВПП.

Действие гироскопического момента винта сказывается тем сильнее, чем резче производится отрыв хвостового колеса.

Так как скорость движения самолета в начале разбега невелика, вертикальное оперение малоэффективно, а разворачивающие моменты в этот период достигают максимального значения, то для уменьшения их не следует допускать резкого увеличения мощности двигателя и отклонения штурвала от себя, а для парирования заворачивающих моментов необходимо применять тормоза. Хвостовое колесо необходимо поднимать отдачей штурвала от себя по

мере увеличения скорости. Хвостовое колесо отделяется от ВПП во второй половине разбега на скорости по прибору 60—65 км/ч.

4. Во избежание повторного касания самолета колесами земли не допускать отрыва самолета на скорости менее 100 км/ч.

5. Тенденцию самолета к кабрированию после отделения от ВПП следует парировать отклонением штурвала от себя. При этом следует учитывать, что для балансировки самолета требуется незначительное отклонение руля высоты вниз (противодействующие усилия будут значительны).

6. Разгон самолета производить с таким расчетом, чтобы к моменту достижения скорости 140 км/ч набрать высоту 15—20 м, уменьшая усилие на штурвале триммером руля высоты.

Дальнейший набор высоты производить на скорости 140 км/ч. После преодоления препятствий плавно уменьшить режим работы двигателя до крейсерского в зависимости от условий набора высоты.

7. ВЗЛЕТ С ОТКЛОНЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

Взлет с отклоненными закрылками является основным видом взлета на самолете Ан-2. Он выполняется при скорости встречного ветра до 10 м/сек. В зависимости от условий старта по решению командира самолета взлет может быть произведен с отклонением закрылков на угол до 30°. Раздельное пользование закрылками запрещается, так как при этом подъемные силы крыльев создают момент на скручивание, что вызывает снижение прочности коробки крыльев.

При взлете с отклоненными закрылками на некоторых самолетах в середине разбега открываются предкрылки, которые остаются открытыми до достижения самолетом скорости 85 км/ч. Работа предкрылков на взлете не вызывает существенного изменения в характере поведения самолета, однако следует иметь в виду, что с выходом предкрылков подъемная сила увеличивается и самолет будет иметь тенденцию отделиться от земли на меньшей скорости.

Отделение самолета от земли с отклоненными закрылками происходит более энергично, чем при взлете с неотклоненными закрылками. Поэтому после отрыва самолета необходимо соразмеренным отклонением штурвала от себя задержать отход самолета от земли.

Следует иметь в виду особенность в управляемости самолета Ан-2, которая состоит в том, что при взлете с отклоненными закрылками по сравнению со взлетом с неотклоненными закрылками величина балансировочного отклонения руля высоты вниз увеличивается, а давящие усилия на штурвал уменьшаются. В связи с этим у пилота создается ложное впечатление, что при взлете с отклоненными закрылками стремление самолета к кабрированию меньше.

Неустановившийся режим подъема производить с таким расчетом, чтобы при достижении высоты 15—20 м скорость составляла 120 км/ч. В дальнейшем на постоянной наивыгоднейшей скорости, равной 120 км/ч, набрать высоту 50 м над препятствиями и в 3—4 приема убрать закрылки. Уборка закрылков в один прием и на высоте менее 50 м над препятствиями недопустима, так как из-за резкого уменьшения подъемной силы самолет дает просадку и не исключена возможность столкновения с препятствиями.

Во время уборки закрылков необходимо придержать штурвал в положении от себя с таким расчетом, чтобы к моменту уборки закрылков скорость составила 135—140 км/ч. После уборки закрылков набор высоты производить на скорости 140 км/ч, а при температуре наружного воздуха выше 25°C — на скорости 150 км/ч. Если взлет производился на взлетной мощности двигателя, то после преодоления препятствий на границе аэродрома уменьшить мощность двигателя до номинальной, а после уборки закрылков, в зависимости от условий набора высоты, — до крейсерской.

В случае резкого крена самолета в момент уборки закрылков, что может произойти из-за расчленения системы передач к одному из закрылков, необходимо энергичным отклонением элеронов и руля направления в сторону, обратную крену самолета, удержать самолет, затем немедленно выпустить закрылки и произвести посадку на аэродром взлета. В этом случае при заходе на посадку с отклоненными закрылками не допускать в полете увеличения скорости более 150 км/ч и выполнения разворотов с углом крена более 10°.

8. ВЗЛЕТ В УСЛОВИЯХ МАЛОЙ ПЛОТНОСТИ ВОЗДУХА

Сложность выполнения взлета в условиях малой плотности воздуха обуславливается ухудшением взлетных характеристик самолета, так как уменьшается располагаемая и увеличивается потребная мощность, в результате чего длина разбега и длина взлетной дистанции увеличиваются. Так, например, при температуре наружного воздуха 40°C и давлении 700 мм рт. ст. высота по таблице МСА составит 1 495 м, т. е. условия взлета будут такие же, как при полете самолета на расчетной высоте.

При взлете в этих условиях с полностью открытыми дроссельными заслонками карбюратора двигатель будет развивать мощность, близкую к номинальной мощности у земли, что меньше взлетной мощности по условиям МСА на 180 л. с.

Исходя из этого при взлете в условиях малой плотности воздуха необходимо:

- а) определить по номограмме длину разбега самолета;
- б) исходное положение для взлета занять с таким расчетом, чтобы использовать всю длину ВПП для разбега;
- в) взлет производить с использованием максимальной мощности двигателя (полный газ) с отклоненными закрылками на 30°;

г) в процессе взлета не допускать отрыва самолета от земли на малой скорости; во избежание отрыва самолета на малой скорости при взлете с полевой площадки, характерной наличием неровностей, разбег самолета целесообразно выполнять с незначительным отделением хвостового колеса от земли.

9. ВЗЛЕТ С АЭРОДРОМА С ВЯЗКИМ ГРУНТОМ ИЛИ СНЕЖНЫМ ПОКРОВОМ

Взлет и руление по неукатанному снежному аэродрому на колесном шасси или аэродрому с вязким (песчаным) грунтом сопряжены с опасностью капотирования самолета. Кроме того, вследствие различной плотности снежного покрова в процессе разбега по слабоукатанному снегу самолет рыскает, что затрудняет выдерживание направления разбега и требует повышенного внимания пилота.

В целях обеспечения безопасности взлет на колесном шасси с неукатанного снежного покрова разрешается:

а) при свежевывавшем или рыхлом снежном покрове глубиной не более 35 см;

б) при уплотнившемся или слабо укатанном снежном покрове глубиной не более 25 см.

При взлете со снежного или вязкого (песчаного) аэродрома необходимо:

а) по возможности создать перед взлетом центровку, близкую к предельно задней;

б) исходное положение для взлета занять с таким расчетом, чтобы использовать всю длину ВПП для разбега;

в) взлет производить на взлетном режиме работы двигателя с отклоненными закрылками на угол 30°;

г) по мере увеличения скорости в процессе разбега, поддерживая штурвал в положении «На себя», облегчать выход колес основных ног шасси на поверхность аэродрома, не допуская при этом отрыва самолета на малой скорости. Отрыв самолета на малой скорости неизбежно сопровождается повторным касанием колес о землю, которое может привести к капотированию самолета.

10. ВЗЛЕТ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Наличие бокового ветра ухудшает взлетные характеристики самолета и усложняет технику его выполнения, так как несимметричное обтекание полукоробок крыльев создает разность в величине подъемных сил, которая вызывает наклон самолета на разбеге и снос по ветру после отрыва самолета от земли, а несимметричность обтекания вертикального оперения и фюзеляжа — заворачивающий момент против ветра.

Взлет с боковым ветром разрешается:

а) когда угол между направлением ветра и старта составляет 90° при скорости ветра не более 6 м/сек;

б) когда угол между направлением ветра и старта составляет 45° при скорости ветра не более 7 м/сек .

Превышение установленных предельных параметров ветра недопустимо. При определении предельных параметров ветра исходят из того, что для нейтрализации бокового ветра со скоростью в 1 м/сек требуется отклонение руля направления на 2° (установлено расчетами и проверено опытным путем), а также из того, что для нейтрализации разворачивающего момента боковых аэродинамических сил, созданных наличием бокового ветра, может быть использовано только 50% полного отклонения руля направления, т. е. 14° . Остальные 14° отклонения руля направления необходимы для нейтрализации постоянно действующих заворачивающих моментов, вызываемых реакцией винта, изменением плоскости вращения винта при подъеме хвостового колеса на разбеге, закрутки струи винтом, а также на случай отказа тормозов или резкого разворота самолета при попадании одного из колес в условия, при которых значительно увеличивается коэффициент трения.

При взлете с боковым ветром необходимо:

1. С разрешения диспетчера занять исходное положение для взлета с расчетом уменьшения боковой составляющей ветра.

2. Для уменьшения кренящего момента во время разбега отклонить штурвал против ветра, а для предупреждения разворота самолета отклонить руль направления по ветру.

3. Взлет выполнять на взлетном режиме работы двигателя с неотклоненными закрылками. Необходимость использования взлетного режима работы двигателя обуславливается потребностью увеличить избыток тяги для преодоления дополнительного сопротивления, вызванного большим отклонением рулей, и повышения эффективности рулей в начале разбега за счет обдувки. Закрылки не отклоняются потому, что при несимметричном обтекании полукоробок крыльев (будучи отклонены) они значительно увеличили бы разность в величине подъемных сил на полукоробках крыльев и ускорили бы открытие предкрылка на крыле со стороны ветра, чем значительно усложнили бы взлет.

4. По мере увеличения скорости на разбеге и повышения эффективности элеронов и руля направления угол отклонения их следует постепенно уменьшать с таким расчетом, чтобы сохранить заданное направление взлета и произвести отрыв самолета от ВПП без крена.

5. Отрыв самолета производить при достижении скорости не менее $105\text{—}110 \text{ км/ч}$, не допуская повторного касания самолета колесами земли, при котором боковой удар из-за наличия сноса может привести к поломке самолета.

6. После отрыва самолета от ВПП борьбу со сносом до первого разворота следует вести созданием крена против ветра и отклонением руля направления по ветру.

При взлете с боковым ветром необходимо всегда быть готовым к тому, что открытие предкрылка на крыле, обращенном к ветру, вызовет накренение самолета в сторону крыла с закрытым предкрылком.

Кренящий момент, образовавшийся при открытии предкрылка, следует парировать энергичным отклонением элеронов, а при необходимости и отклонением руля направления.

Вопросы для самоконтроля

1. Этапы взлета и схема взлета на самолете Ан-2.
2. Силы, действующие на самолет при взлете.
3. Параметры ветра по направлению и скорости, при которых разрешается взлет.
4. Виды взлета на самолете Ан-2.
5. Взлетные характеристики самолета транспортного варианта с полетным весом 5 250 кг.
6. Факторы, влияющие на взлетные характеристики самолета.
7. Определение длины разбега по номограмме.
8. Моменты, заворачивающие самолет на разбеге.
9. Техника выполнения взлета без закрылков.
10. Порядок пользования закрылками при взлете.
11. Техника выполнения взлета с закрылками, особенности управляемости самолета после отрыва при взлете без закрылков и с закрылками.
12. Параметры ветра, при которых разрешается взлет с боковым ветром и их обоснование.
13. Особенности выполнения взлета с боковым ветром.
14. Особенности выполнения взлета с аэродрома с вязким грунтом или снежным покровом.
15. Особенности выполнения взлета в условиях малой плотности воздуха.

ГЛАВА XIII

ПОСАДКА САМОЛЕТА

1. РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ

Посадка — замедленное движение самолета с высоты начала выравнивания до приземления¹.

Для того, чтобы обеспечить приземление самолета в установленном месте, пилот производит маневр самолета по горизонтали и вертикали. Расчет на посадку производится одним из способов: разворотом на 90°, разворотом на 180°, с прямой. Расчет с прямой производится при заходе на посадку на низкой высоте.

Наиболее простым и распространенным способом расчета явля-

¹ Согласно Нормам летной годности самолетов 1967 г. посадка считается с высоты 15 м и состоит из пяти этапов, включая снижение и пробег.

ется заход на посадку разворотом на 90° , при выполнении которого пилот от третьего до четвертого разворота определяет момент перехода на снижение; затем до четвертого разворота уточняет расчет доворотом или отворотом от посадочного знака, а после выхода на посадочный курс — по точке выравнивания. На посадочном курсе расчет исправляется подтягиванием на двигателе, выпуском закрылков или уходом на второй круг.

2. ЭТАПЫ ПОСАДКИ

Посадка состоит из трех этапов: выравнивания, выдерживания и приземления.

Снижение самолета до высоты начала выравнивания является одним из ответственных этапов в обеспечении нормального исхода полета.

Статистика показывает, что наибольшее количество летных происшествий совершено вследствие ошибок в технике пилотирования на этапе предпосадочного снижения. Основной причиной этих ошибок является то обстоятельство, что пилот, отвлекая внимание от пилотирования самолета для наблюдения за землей, уточнения расчета на посадку и правильности захода по оси ВПП, теряет скорость и нарушает координацию отклонения рулей.

Заметив, что при заданном угле крена и установленной скорости заход по оси ВПП будет неточным (обычно, когда четвертый разворот начат поздно), пилот, желая ускорить разворот, увеличивает угол крена и, чтобы ускорить вращение самолета, отклоняет штурвал на себя. Увеличение угла крена и уменьшение скорости сопровождается уменьшением вертикальной составляющей подъемной силы (Y_1) и образованием $\Delta G = G - Y_1$ (см. рис. 84). Под действием ΔG самолет опускает нос и приобретает ускоренное движение на опущенную полукоробку крыльев. Желая прекратить такое движение самолета, неопытный пилот еще больше отклоняет штурвал на себя и тем самым выводит самолет на сваливание. При этом особую опасность вызывает нарушение координации отклонения рулей с наличием внешнего скольжения, при котором сваливание самолета может произойти значительно раньше. Поэтому четвертый разворот необходимо выполнять с особой тщательностью, строго сохраняя установленные скорость и угол крена, контролируя координацию отклонения рулей по указателю скольжения.

После выполнения четвертого разворота до начала выравнивания снижение должно производиться на постоянной скорости, при этом соотношение сил, действующих на самолет, такое же, как и при установившемся снижении (см. рис. 82).

При уточнении расчета на посадку и отклонении закрылков следует иметь в виду:

1. С отклонением закрылков самолет Ан-2 кабрирует. В момент отклонения закрылков самолет «подбрасывает» вверх вследствие

быстрого увеличения подъемной силы при почти неизменяющейся за время их выпуска скорости полета. В результате образовавшегося кабрирования угол атаки увеличится, еще больше возрастет появившийся при отклонении закрылков избыток подъемной силы (представляющий собой центростремительную силу, искривляющую траекторию вверх), и самолет может потерять скорость. Потеря скорости в данном случае произойдет из-за уменьшения составляющей веса G_2 (рис. 90, а) и увеличения коэффициента лобового сопротивления вследствие отклонения закрылков и увеличения углов атаки под действием неуравновешенного кабрирующего момента.

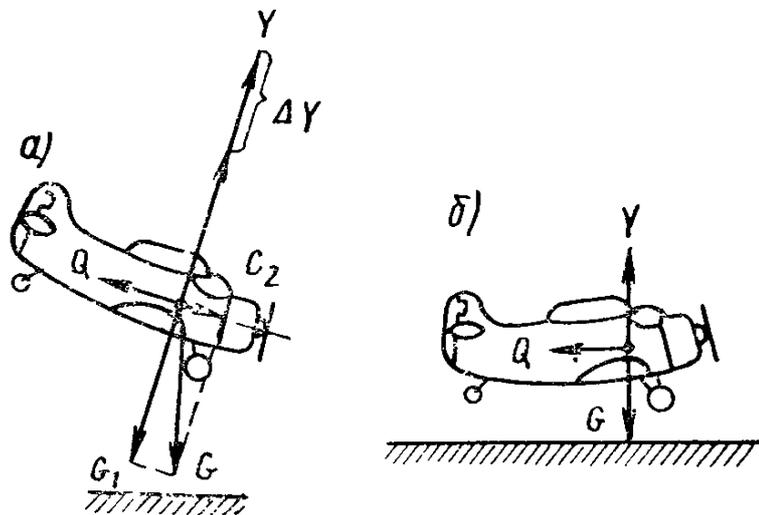


Рис. 90. Силы, действующие на самолет при выравнивании и выдерживании

Для предотвращения потери скорости необходимо в момент отклонения закрылков отклонить штурвал от себя, а затем, установив угол снижения, снять усилие со штурвала триммером руля высоты.

Недопустимо при перелете уточнять расчет на посадку уборкой выпущенных закрылков. Уборка закрылков сопровождается резким увеличением вертикальной скорости снижения, увеличением угла атаки, в результате чего самолет приближается к сваливанию.

2. Исправление расчета на посадку при недолете за счет увеличения тяги при снижении с неотклоненными закрылками приводит обычно к некоторому разгону по траектории. Если же закрылки отклонены, то разгона, как правило, не происходит. Поэтому управление двигателем при снижении с неотклоненными и отклоненными закрылками должно быть различным. Это различие заключается в следующем:

а) в случае кратковременного подтягивания при отклоненных закрылках двигатель необходимо дросселировать на большей высоте, чтобы иметь время восстановить первоначальный угол снижения и не потерять скорость самолета. Если дроссельная заслонка будет прикрыта поздно, то ввиду близости земли может не хватить запаса скорости на выравнивание самолета — так как после уборки наддува данный угол снижения будет соответствовать большим углам атаки. После уборки наддува, когда самолет приобретет дополнительную вертикальную скорость снижения, увеличивающую угол атаки при сохранении прежнего направления продольной оси самолета, могут с началом выравнивания самолета отойти предкрылки, самолет с большой высоты начнет парашютировать

и, достигнув значительной вертикальной скорости, может удариться колесами о землю;

б) при подтягивании с неотклоненными закрылками траектория и угол атаки (после уборки наддува) изменяются незначительно, поэтому наддув можно убирать позже по сравнению со случаем подтягивания самолета с отклоненными закрылками;

в) в случае установившегося снижения на посадку с отклоненными закрылками на увеличенном наддуве двигатель следует дросселировать позже, так как преждевременное уменьшение наддува в этом случае на большой высоте приведет к быстрому торможению самолета по скорости и парашютированию с опусканием носа.

3. Во всех случаях резкого уменьшения скорости на участке предпосадочного снижения следует плавно увеличивать наддув и уходить на второй круг.

Выравнивание происходит по криволинейной траектории, которая представляет собой переход от прямолинейной наклонной траектории снижения к траектории горизонтального полета в конце выравнивания (рис. 90, б). Оно производится с целью уменьшения вертикальной скорости снижения.

При подходе к высоте выравнивания пилот, отклоняя штурвал на себя, увеличивает углы атаки, в результате чего создается избыток подъемной силы $\Delta Y = Y - G_1$. При увеличении угла атаки увеличивается и сила сопротивления Q , а от уменьшения наклона траектории уменьшается составляющая веса G_2 , идущая на преодоления сопротивления, отчего скорость на выравнивании уменьшается (рис. 90, а).

Выдерживание производится с целью погашения скорости до посадочной. На рис. 90, б показано, что при выдерживании самолет летит горизонтально ($Y = G$), движение самолета замедленное, так как сила Q неуравновешена. Для обеспечения равенства сил Y и G необходимо соответственно уменьшению квадрата скорости увеличить коэффициент c_y . Пилот в данном случае по мере уменьшения скорости увеличивает угол атаки, выбирая штурвал на себя.

При посадке самолета с отклоненными закрылками скос потока у горизонтального оперения на выдерживании уменьшается из-за экранирующего действия земли. Во второй половине выдерживания кабрирующий момент горизонтального оперения полностью исчезает, самолет стремится уменьшить угол атаки, а это требует более интенсивного отклонения штурвала на себя.

Приземление — погашение скорости до посадочной парашютированием самолета в конце выдерживания до момента касания колесами ВПП. На рис. 91, а показано, что за счет увеличения вертикальной скорости снижения (V_v) при парашютировании самолета истинный угол атаки ($\alpha_{ист}$) становится больше геометрического (α_r). Поэтому незначительная ошибка пилота, допущенная в определении высоты конца выравнивания, от которого зависит

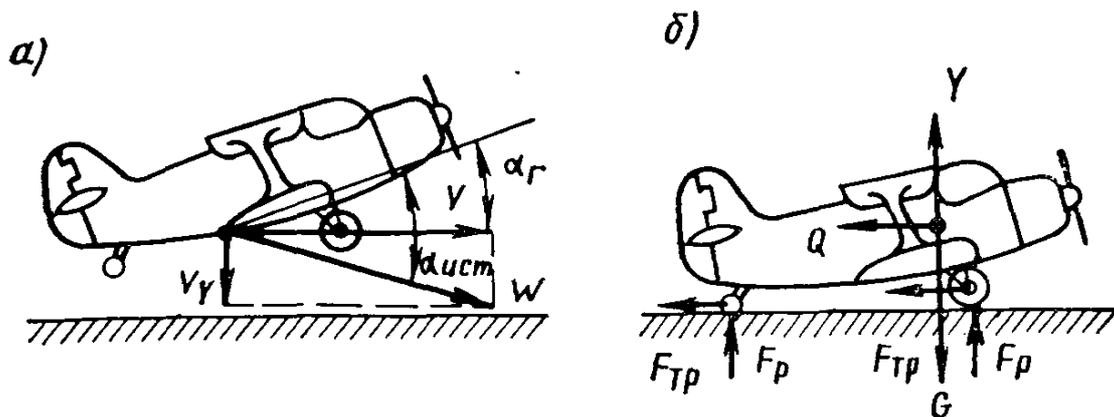


Рис. 91. Приземление самолета и силы, действующие на самолет при пробеге

высота приземления самолета, не представляет опасности для самолета Ан-2.

Самолет Ан-2 имеет посадочный угол атаки по верхнему крылу 15° ; при посадке с отклоненными закрылками за счет отжатия предкрылков в конце выравнивания критический угол атаки его увеличится, что исключает сваливание самолета.

Однако следует иметь в виду, что в случае грубой ошибки при выравнивании самолет, находясь в трехточечном положении, будет парашютировать с большой высоты и истинный угол атаки его может приблизиться к критическому. Несмотря на хорошую поперечную устойчивость и управляемость самолета на больших углах атаки при возникновении кренов в момент приземления самолета, особенно при посадке парашютированием, исправлять их необходимо энергичным отклонением руля направления и элеронов.

Пробег представляет собой прямолинейный участок движения самолета по ВПП с момента касания колесами земли до полной остановки. На пробеге, кроме аэродинамических сил Y и Q , на самолет действуют силы реакции земли (F_p) и силы трения колес (F_{Tp}) о поверхность аэродрома (рис. 91, б). С началом торможения сила трения резко возрастает. По мере уменьшения скорости подъемная сила и сила лобового сопротивления уменьшаются, а сила реакции земли увеличивается. Поэтому во избежание разворотов необходимо тщательно выдерживать прямолинейность пробега по ориентиру на горизонте, парируя возникновение их вначале отклонением руля направления, а затем тормозами колес.

3. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Посадка самолета характеризуется посадочной скоростью, длиной пробега и длиной посадочной дистанции. Скорость самолета в момент касания его колесами ВПП на установленном посадочном угле атаки называется *посадочной скоростью*.

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{\text{пос}}} \cdot \rho S}} \quad (\text{м/сек}),$$

где 0,94 — коэффициент, учитывающий величину уменьшения подъемной силы, которая составляет 10—12% от веса самолета в процессе парашютирования самолета с высоты приземления.

Путь, проходимый самолетом от момента приземления до полной его остановки, называется *длиной пробега*

$$L_{\text{пр}} = \frac{(V_{\text{пос}} \pm W)^2}{2j} \text{ (м)},$$

где W — скорость ветра, м/сек.

Путь, проходимый самолетом относительно земли при снижении самолета с высоты 25 м до полной остановки на пробеге, называется *посадочной дистанцией*¹

$$L_{\text{пос}} = (2,5 \div 3) L_{\text{пр}} \text{ (м)}.$$

При посадке на аэродром с твердым травяным покровом при безветрии с применением тормозов самолет Ан-2 транспортного варианта с посадочным весом 5 250 кг имеет следующие посадочные характеристики (табл. 6).

Таблица 6

Вид посадки	Посадочная скорость, км/ч	Длина пробега, м	Длина посадочной дистанции, м
С неотклоненными закрылками	110	430	750—800
» отклоненными » на 30°	85—90	225	550—600
» » » » 40°	80—85	215	530—550

При посадке с отклоненными закрылками на 30° и весе самолета 5 500 кг скорость составит 90 км/ч, а длина пробега — 230 м. В случае отказа тормозной системы длина пробега увеличивается на 150 м.

Длина пробега самолета определяется по номограмме № 2 таким же способом, как и длина разбега.

4. ПОСАДКА С ОТКЛОНЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

Основным видом посадки на самолете Ан-2 является посадка с отклоненными закрылками на 30°, открытием предкрылков в конце выравнивания, приземлением самолета на три точки на установленной скорости, без сноса. Посадка с отклоненными закрылками выполняется при встречном ветре до 12 м/сек. В зависимости от условий посадки по решению командира самолета закрылки могут быть отклонены на 15, 20, 25 и 30°. При ветре более 10 м/сек в ис-

¹ Согласно нормам летной годности самолетов 1967 г. и НППГА—71 посадочная дистанция считается с высоты 15 м.

ключительных случаях разрешается отклонять закрылки на угол до 20° .

В исключительных случаях, когда необходима более крутая траектория планирования, разрешается отклонять закрылки на 40° .

Расчет на посадку и посадку производит командир самолета. Второй пилот контролирует работу двигателя, осматривает правую полусферу. При выполнении посадки командир самолета обязан:

1. По касательной к ближайшему развороту на установленной инструкцией по производству полетов на данной аэродроме высоте войти в круг. Построение прямоугольного маршрута контролировать по посадочному знаку, выдерживать направление полета между разворотами и контролировать величину разворотов по наземным ориентирам или ГПК.

2. При подходе к третьему развороту уменьшить скорость полета до 160 км/ч и при ветре до 5 м/сек . после пролета на этой скорости посадочного «Т» на ширину крыла с креном до 30° выполнить третий разворот.

3. На участке маршрута между третьим и четвертым разворотами определить момент перехода на снижение, уменьшить наддув на такую величину, чтобы на скорости 160 км/ч вертикальная скорость снижения составляла 2 м/сек .

4. При ветре до 5 м/сек , когда линия визирования на посадочное «Т» с осью ВПП составит $15\text{—}20^\circ$ на скорости 160 км/ч с углом крена до 20° , при строгом сохранении координации отклонения рулей выполнить четвертый разворот, обеспечив вывод из него параллельно оси ВПП на высоте не менее 100 м .

5. После вывода самолета из четвертого разворота перевести рычаг управления винтом на малый шаг, установить скорость 140 км/ч , а при ветре 10 м/сек и более — 150 км/ч и проверить расчет по точке выравнивания, которую намечать: при безветрии — за 200 м до посадочного «Т», при ветре до 5 м/сек — за 150 м , при ветре 10 м/сек — за 100 м .

На самолете с винтом АВ-7Н-161 точку выравнивания намечать соответственно дальше на $50\text{—}60 \text{ м}$.

При правильном расчете на посадку траектория снижения направлена в точку выравнивания, при расчете с недолетом — до точки выравнивания, при расчете с перелетом — за точку выравнивания.

6. Исправив расчет до высоты 50 м , на скорости 140 км/ч отклонить закрылки и до начала выравнивания самолета сохранять скорость планирования:

при отклоненных закрылках на 15° — 125 км/ч ;

при отклоненных закрылках на $20\text{—}25^\circ$ — 120 км/ч ;

при отклоненных закрылках на 30° — 115 км/ч .

На самолетах с воздушным винтом АВ-7Н-161 скорость планирования соответственно выдерживать на $5\text{—}10 \text{ км/ч}$ больше при

наддуве 300 мм рт. ст. Возникшие после отклонения закрылков усилия на штурвале снять отклонением триммера руля высоты.

С высоты 30 м перенести взгляд на землю вдоль левого борта с целью определения высоты начала выравнивания, на высоте 10—15 м плавно задресселировать двигатель.

7. С высоты 6—7 м плавным отклонением штурвала на себя начать выравнивать самолет с таким расчетом, чтобы закончить выравнивание на высоте 0,7—0,8 м и обеспечить открытие предкрылков на этой высоте. С началом выравнивания самолета взгляд перенести вперед на удаление от передней кромки крыла 25—30 м и влево от оси самолета на 20—25°.

С отжатием предкрылков в конце выравнивания соразмерно приближению самолета к земле отклонять штурвал на себя с таким расчетом, чтобы создать самолету трехточечное положение на высоте 0,25—0,3 м.

8. После приземления самолета перенести взгляд на горизонт и, удерживая штурвал в положении на себя, выдержать направление пробега на намеченный ориентир: в первой половине — рулем направления, во второй — плавным торможением колес.

5. ПОСАДКА БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ

Посадка самолета без закрылков производится при неисправной системе управления закрылками и при ветре более 12 м/сек.

При посадке самолета без закрылков необходимо:

1. Снижение после четвертого разворота производить со скоростью 130—135 км/ч (в случае неисправности системы управления закрылками), а при ветре свыше 12 м/сек — 140—145 км/ч (наддув 350 мм рт. ст.). Траектория снижения в этом случае значительно положе, чем при посадке с отклоненными закрылками, поэтому обзор с самолета вперед и вправо ухудшается и требует повышенного внимания экипажа.

2. Двигатель дресселировать с началом выравнивания, а выравнивание начинать на высоте 4—5 м и заканчивать на высоте 0,5—0,7 м.

3. Выдерживание производить с таким расчетом, чтобы создать самолету посадочный угол атаки на высоте 0,25—0,3 м, при этом отклонение штурвала на себя выполнять более плавно, чем при посадке с отклоненными закрылками.

6. ПОСАДКА НА ОСНОВНЫЕ КОЛЕСА

Посадка самолета на основные колеса является одним из видов нормального приземления самолета. Она рекомендуется:

а) при встречном ветре — более 15 м/сек;

б) когда нет уверенности у пилота в выполнении нормальной посадки на три точки из-за низкого подвода самолета к земле при посадке без закрылков;

в) когда нет уверенности в точном определении расстояния до земли (при снежном покрове, в условиях ливневого дождя, метели, в сумерках).

При посадке самолета на основные колеса при сильном встречном ветре целесообразно:

а) снижение самолета до высоты начала выравнивания производить без закрылков на скорости 145—150 км/ч;

б) выравнивание самолета начинать на высоте 4—5 м и заканчивать на высоте 0,3 м;

в) не допускать взмывания самолета на выдерживании; в момент касания колесами земли придержать штурвал и воспрепятствовать отделению самолета от земли.

При посадке самолета на основные колеса в тех случаях, когда трудно точно определить расстояние до земли, следует:

а) снижение самолета производить с отклоненными закрылками на скорости 120—125 км/ч;

б) выравнивание самолета начинать с высоты 6—7 м плавным замедленным отклонением штурвала на себя до момента, когда четко обозначится поверхность земли.

Во всех случаях по мере уменьшения скорости на пробеге отклонять штурвал на себя и только тогда, когда он будет полностью отклонен, применить тормоза.

7. ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

При снижении самолета с боковым ветром самолет кренит и сносит по ветру, а после приземления — разворачивает против ветра. Посадка с боковым ветром на самолете Ан-2 разрешается:

а) с углом между направлением ветра и старта 90° не более 6 м/сек;

б) с углом между направлением ветра и старта 45° не более 7 м/сек.

Посадка с боковым ветром по тем же причинам, что и взлет, производится с неотклоненными закрылками. В случае крайней необходимости (посадка на ограниченную площадку) разрешается использовать закрылки при боковом ветре не более 3—4 м/сек.

При выполнении посадки самолета с боковым ветром необходимо:

1. Застопорить хвостовое колесо.

2. Учесть влияние бокового ветра при выполнении захода на посадку; при левом круге и ветре слева четвертый разворот начинать раньше, а при ветре справа — позже.

3. Снижение самолета после четвертого разворота до высоты начала выравнивания производить на скорости 140—145 км/ч.

4. Борьбу со сносом вести созданием крена против ветра и выдерживанием направления полета, а также отклонением руля направления по ветру. Однако борьбу со сносом можно вести и

углом упреждения. Постоянство угла крена или угла упреждения необходимо сохранять до высоты начала выдерживания.

5. Выравнивание самолета начинать с высоты 4—5 м и заканчивать на высоте 0,5 м. С началом выдерживания самолета постепенно уменьшать угол крена (угол упреждения) с таким расчетом, чтобы обеспечить приземление самолета без крена (при параллельном положении продольной оси относительно оси ВПП). Приземление самолета на три точки значительно облегчает выдерживание направления пробега.

Все внимание в момент приземления уделять определению наличия сноса. При наличии сноса для уменьшения боковой ударной нагрузки на шасси и предотвращения разворота самолета против ветра отклонить руль направления по сносу, сообразуясь при этом с силой сноса.

6. После приземления самолета направление пробега выдерживать:

в первой половине — рулем направления, отклоняя его по ветру, и элеронами, поворачивая штурвал против ветра; по мере уменьшения скорости на пробеге увеличивать угол отклонения элеронов;

во второй половине — применением тормозов.

8. ПОСАДКА НА ВЯЗКИЙ ИЛИ СНЕЖНЫЙ АЭРОДРОМ

Посадка самолета на размокший, песчаный или неукатанный снежный аэродром связана с опасностью капотирования самолета. В данных условиях посадку следует производить с отклоненными закрылками на 30° и приземлением самолета на три точки. Посадка самолета с колесным шасси на неукатанный снежный аэродром разрешается при глубине покрова снега до 35 см.

При выполнении посадки на размокший, песчаный или неукатанный снежный аэродром следует:

а) при заходе на посадку по возможности создать заднюю центровку, не выходя за пределы установленной, и застопорить хвостовое колесо;

б) обеспечить приземление самолета при полностью отклоненном штурвале на себя до полной остановки самолета;

в) после приземления сразу же убрать закрылки, так как отклоненные закрылки создают капотирующий момент;

г) тормозами на пробеге не пользоваться, за исключением случаев крайней необходимости.

9. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА

Вынужденная посадка производится в случаях, когда исключается возможность продолжения полета. Решение на вынужденную посадку принимает командир самолета, он же при выполнении вынужденной посадки лично пилотирует самолет.

При выполнении вынужденной посадки необходимо:

1. В случае отказа двигателя на взлете после отрыва: немедленным энергичным отклонением штурвала на себя предупредить стремление самолета к опусканию носа, выравнять самолет и произвести посадку.

Дистанция прерванного взлета составит:

при наличии скорости в момент отказа двигателя 110 км/ч — 700 м;

при наличии скорости в момент отказа двигателя 80 км/ч — 430 м.

В случае приземления за пределами рабочей части площадки и наличия препятствий в полосе приземления плавным пульсирующим нажатием на тормозную гашетку произвести отворот с тем, чтобы исключить столкновение с препятствием.

2. В случае отказа двигателя по окончании взлета к моменту начала первого разворота:

а) перевести самолет на планирование со скоростью 140 км/ч;

б) произвести снижение для вынужденной посадки в направлении взлета с учетом расположения препятствий, учитывая, что дальность планирования с высоты 100 м при безветрии составит 800 м.

3. В случае отказа двигателя в момент окончания первого разворота:

а) для посадки на аэродром немедленно ввести самолет в разворот на 90° в сторону установленного круга полетов;

б) выполнить разворот с углом крена 30° на скорости 155 км/ч (потеря высоты за разворот составит 60 м); для уточнения расчета после разворота использовать закрылки;

в) планирование с отклоненными закрылками производить на скорости 120—125 км/ч;

г) при сохранении прежней перегрузки выравнивание начинать несколько выше обычного, так как при отказе двигателя вертикальная скорость снижения увеличивается, запас перегрузки уменьшается, а высота начала выравнивания находится в прямой пропорциональной зависимости от квадрата вертикальной скорости снижения.

4. В случае отказа двигателя вне аэродрома:

а) немедленно перевести самолет на планирование со скоростью 145—150 км/ч;

б) выбрать площадку для вынужденной посадки;

в) снижение производить с таким расчетом, чтобы обеспечить вывод самолета с последнего разворота на высоте не менее 100 м;

г) посадку произвести против ветра или в крайнем случае с боковым ветром, так как посадка с попутным ветром увеличивает опасность капотирования самолета; в случае если необходимо обеспечить наибольшую дальность планирования, снижение производить на скорости 160 км/ч;

д) расчет на посадку производить с перелетом, уточнение расчета — отклонением закрылков;

е) закрылки отклонять на 40° , планирование с отклоненными закрылками производить на скорости $120—125$ км/ч, т. е. на $5—10$ км/ч больше, чем при посадке в нормальных условиях увеличение скорости необходимо для нормального выравнивания самолета;

ж) выравнивание самолета начинать с высоты $8—9$ м и заканчивать на высоте $0,7—0,8$ м над верхушками растительности; высота начала выравнивания увеличивается по сравнению с посадкой в нормальных условиях потому, что при отказе двигателя увеличивается вертикальная скорость снижения;

з) отклонение штурвала в процессе выравнивания производить плавно, с тем чтобы обеспечить открытие предкрылков на высоте окончания выравнивания;

и) перед приземлением перекрыть бензопитание и выключить зажигание;

к) при посадке на лесной массив предпочтение оказывать низкорослой густой растительности; при посадке на болото — площадкам, покрытым кустарником или камышом.

5. При работающем двигателе:

а) после преодоления препятствий в полосе подхода к площадке отклонить закрылки на угол 40° ; снижение с отклоненными закрылками производить на скорости 115 км/ч;

б) выравнивание начинать с высоты $7—8$ м, увеличив наддув до 500 мм рт. ст., с тем, чтобы уменьшить вертикальную скорость снижения и повысить эффективность руля высоты;

в) отклонение штурвала на себя в процессе выравнивания производить таким темпом, чтобы закончить выравнивание на высоте $0,5—0,6$ м и обеспечить открытие предкрылков; приземление — на скорости $80—85$ км/ч;

г) по мере выравнивания наддув уменьшать с таким расчетом, чтобы к началу парашютирования самолета (с высоты $0,5—0,6$ м) штурвал был полностью отклонен на себя, а наддув убран.

10. ОШИБКИ ПРИ ПОСАДКЕ

Наиболее распространенными ошибками при выполнении посадки являются: высокое выравнивание, взмывание, приземление самолета с последующим отделением от земли. Данные ошибки возникают из-за невыполнения пилотом установленных Руководством по летной эксплуатации самолета Ан-2 параметров посадки по скорости и высоте или неправильного распределения внимания.

1. Высокое выравнивание происходит из-за неправильного определения высоты начала выравнивания, резкого отклонения штурвала, неправильного направления взгляда в процессе вы-

равнивания ближе 20 м от передней кромки крыла или под углом от продольной оси самолета более 25°.

Для исправления высокого выравнивания следует задержать отклонение штурвала, дать самолету снизиться до высоты 0,7—0,8 м, а затем соразмерно приближению самолета к земле отклонить штурвал на себя, производя трехточечную посадку.

2. Взмывание является результатом отвлечения взгляда пилота от земли, подвода самолета к высоте начала выравнивания на скорости, значительно превышающей установленную для данного вида посадки, а также несоразмерного отклонения штурвала на себя при снижении самолета на выдерживании.

Взмывание исправляется плавным соразмерным отклонением штурвала от себя для прекращения отхода самолета от земли, а затем — аналогично исправлению высокого выравнивания.

3. Причинами приземления самолета с последующим отделением от земли являются:

а) неграмотное выполнение посадки на основные колеса, когда вместо того, чтобы придержать штурвал в момент приземления, пилот отклоняет его от себя;

б) энергичное отклонение штурвала на себя в момент приземления самолета на основные колеса при выполнении посадки без закрылков, особенно в сильный ветер;

в) несоразмерное приближению самолета к земле отклонение штурвала на себя, что характерно для молодых пилотов при выполнении посадки на самолете с малым запасом топлива без загрузки, когда центровка самолета становится более передней;

г) низкое выравнивание самолета из-за неправильного направления взгляда — дальше 30 м от передней кромки крыла или под углом от продольной оси самолета менее 20°.

При исправлении ошибки необходимо:

а) задержать штурвал, не отклоняя его от себя, так как самолет Ан-2 отходит от земли после касания колесами на незначительную высоту; отклонение штурвала от себя при отделении самолета от земли на малой скорости может привести к тому, что самолет повторно ударится колесами о землю под таким углом, при котором возможно капотирование;

б) по мере приближения самолета к земле соразмерным отклонением штурвала на себя произвести трехточечную посадку.

Открытие предкрылков на самолете Ан-2 обеспечивает относительно мягкое приземление самолета и большой запас поперечной устойчивости, ввиду чего нет необходимости при выравнивании и взмывании самолета на высоту до 6 м уходить на второй круг.

Отклонение штурвала на себя для создания самолету посадочного положения при снижении с высоты начала выдерживания после исправления ошибок следует производить более энергичным движением. Образовавшиеся крены надо устранять энергичным отклонением руля направления и элеронов с немедленной

постановкой их в нейтральное положение с началом движения самолета в исходное положение.

Исправление высокого выравнивания и взмывания на высоту выше 6 м необходимо производить уходом на второй круг.

11. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Располагаемая мощность силовой установки самолета Ан-2 обеспечивает возможность ухода на второй круг со снижения самолета с неотклоненными и отклоненными закрылками. Как правило, уход на второй круг следует производить с высоты не менее 25 м. В случае крайней необходимости уход на второй круг возможен на любом этапе снижения вплоть до высоты выравнивания.

При уходе на второй круг с неотклоненными закрылками достаточно использования номинальной мощности двигателя.

Уход на второй круг с отклоненными закрылками требует использования взлетной мощности двигателя, четких действий и повышенного внимания. При использовании взлетной мощности двигателя с отклоненными закрылками на угол 30° и тем более на угол 40° из-за нижней децентрации винта и большого угла скоса потока на горизонтальном оперении на самолете возникает значительный кабрирующий момент, что при неграмотных действиях может привести к потере скорости и сваливанию самолета.

Выполняя уход на второй круг, необходимо:

а) при наличии малой высоты, не отрывая взгляда от земли, увеличить мощность двигателя и с постепенным отходом от земли произвести набор высоты на скорости:

при неотклоненных закрылках — 140 км/ч;

при отклоненных закрылках — 120—125 км/ч;

б) если уход на второй круг производится с отклоненными закрылками, сохраняя указанную выше постоянную скорость, набрать высоту 50 м над препятствиями и в 3—4 приема убрать закрылки;

в) после уборки закрылков установить крейсерский режим (наддув 760 мм рт. ст., обороты — 1850 в минуту), затем на скорости 140 км/ч набрать высоту и произвести повторный заход на посадку.

Для обеспечения безопасности ухода на второй круг следует:

а) не допускать резкого увеличения мощности двигателя, так как это может вызвать отказ двигателя (особенно при выполнении полетов в условиях низких температур) и интенсивное увеличение кабрирующего момента;

б) возникающий кабрирующий момент при увеличении мощности двигателя парировать отклонением штурвала от себя, сняв возникшие усилия на штурвале триммером; в случае резкого кабрирования самолета, которое невозможно устранить даже при

полном отклонении штурвала от себя, выполнить рекомендации, изложенные в гл. V, § 17;

в) скорость полета контролировать по положению самолета относительно горизонта, так как указатель скорости запаздывает и показания его не соответствуют углам атаки.

Вопросы для самоконтроля

1. Виды расчета и порядок уточнения расчета на посадку по точке выравнивания.
2. Способы исправления расчета на посадку.
3. Особенности управления двигателем при исправлении расчета на посадку подтягиванием при снижении без закрылков и с закрылками.
4. Этапы посадки и их назначение.
5. Силы, действующие на самолет при посадке и их соотношение.
6. Посадочные характеристики самолета.
7. Факторы, влияющие на посадку самолета.
8. Параметры ветра по скорости и направлению, при которых разрешается посадка на самолете Ан-2.
9. Техника выполнения посадки нормального профиля.
10. Особенности выполнения посадки без закрылков.
11. Особенности выполнения посадки на основные колеса.
12. Особенности выполнения посадки с боковым ветром.
13. Особенности выполнения посадки на вязкий (песчаный) или снежный неукатанный аэродром.
14. Правила пользования закрылками при посадке.
15. Особенности выполнения вынужденной посадки в районе аэродрома.
16. Особенности выполнения вынужденной посадки в случае отказа двигателя вне аэродрома.
17. Особенности выполнения вынужденной посадки вне аэродрома при работающем двигателе.
18. Характерные ошибки при посадке, их причины и способы исправления.
19. Техника ухода на второй круг и меры обеспечения безопасности полета.

ГЛАВА XIV

ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

1. ХАРАКТЕР, СТЕПЕНЬ И ИНТЕНСИВНОСТЬ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Обледенение самолета является одним из опасных для полетов метеорологических явлений, так как значительно снижает безопасность полета. Обледенение самолета сопровождается ухудшением его летных качеств, зависящих от характера, степени и интенсивности обледенения. Причиной обледенения является наличие в атмосфере водяных паров — переохлажденных капель воды

и кристаллов. Обледенение может быть в виде прозрачного льда, непрозрачного льда и изморози.

Прозрачный лед образуется при выполнении полета в облаках, содержащих крупные переохлажденные капли воды при температурах от 0 до -5°C , и откладывается на крыле и других частях самолета широкой полосой.

Непрозрачный (матовый) лед образуется при выполнении полета в облаках, содержащих мелкие переохлажденные капли и ледяные кристаллы, в диапазоне температур от -5 до -10°C , и откладывается на узком участке носка крыла в виде пикообразного нароста.

Изморозь образуется при выполнении полета в облаках, содержащих смесь мелких водяных капель и относительно большого количества ледяных кристаллов при температурах ниже -10°C .

При выполнении полета в зоне обледенения наиболее характерными являются пикообразное отложение матового льда или профильное отложение прозрачного льда. Они вызывают искаженные формы профиля крыла и значительно увеличивают шероховатость поверхности частей самолета.

Обледенение характеризуется степенью и интенсивностью. Под *степенью обледенения* понимают количество льда в миллиметрах, отложившегося на поверхности самолета за время выполнения полета в зоне обледенения. *Интенсивностью обледенения* называется скорость нарастания льда на лобовых частях самолета, выраженная в миллиметрах в минуту.

Интенсивность обледенения подразделяется на слабую — $0,5$ мм/мин, среднюю — до 1 мм/мин, сильную — свыше 1 мм/мин.

Степень обледенения зависит от продолжительности пребывания самолета в зоне обледенения и толщины профиля: чем больше времени находится самолет в зоне обледенения и чем меньше толщина профиля, тем степень обледенения его больше.

Интенсивность обледенения зависит от скорости полета самолета и толщины профиля. Чем толще профиль, тем больше местная скорость обтекания его, в результате чего капли сильнее растекаются по поверхности и интенсивность обледенения уменьшается.

Увеличение скорости полета нескоростного самолета сопровождается увеличением интенсивности обледенения, так как в этом случае самолет встречает большее количество капель на своем пути в единицу времени.

Степень и интенсивность обледенения могут определяться в полете с помощью механических указателей и по уменьшению скорости полета. Уменьшение скорости полета самолета Ан-2 на $5-10$ км/ч в течение 5 мин полета в зоне обледенения при неизменном режиме работы двигателя свидетельствует о большой интенсивности обледенения и толщине льда на крыле $5-10$ мм.

2. ВЛИЯНИЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

При любом виде обледенения аэродинамические характеристики самолета значительно ухудшаются, так как обледенение искажает форму профиля крыла и увеличивает шероховатость поверхности самолета.

При обледенении подъемная сила крыла уменьшается из-за уменьшения местной скорости обтекания поверхности крыла по причине уменьшения кривизны и увеличения шероховатости. Уменьшение скорости потока в пограничном слое на верхней поверхности крыла приводит к более раннему местному срыву потока при увеличении угла атаки и к уменьшению коэффициента подъемной силы. При дальнейшем увеличении угла атаки происходит общий срыв потока с крыла, причем гораздо раньше и более резко, чем на чистом крыле. Влияние обледенения на изменение коэффициента подъемной силы при различных углах атаки показано на рис. 92.

На рисунке видно, что коэффициент подъемной силы (c_y) обледеневшего крыла уменьшается на всех углах атаки (α), причем уменьшение его увеличивается по мере приближения к критическому углу атаки, значение которого в свою очередь также значительно уменьшается. Уменьшение $c_{y_{\max}}$ приводит к увеличению скорости, при которой происходит общий срыв потока с крыла:

$$V_{\text{ср}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{\max}} \rho S}} \text{ (м/сек.)}$$

При обледенении самолета в виде непрозрачного льда профильное сопротивление самолета увеличивается в основном за счет сопротивления трения (рис. 93). При обледенении в виде прозрачного льда профильное сопротивление значительно увеличивается как за счет сопротивления трения, так и за счет сопротивления давления.

Для создания подъемной силы, равной весу самолета, установившийся полет обледеневшего самолета на такой же скорости, как и в полете при нормальных условиях, должен производиться на большем угле атаки, а так как критический угол атаки

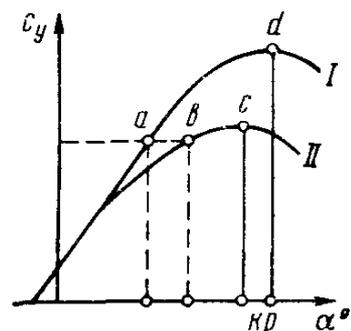


Рис. 92. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки:

I — необледеневшего крыла; *II* — обледеневшего крыла (*a* и *b* — углы атаки полета самолета на одинаковой скорости; *c* и *d* — срыв потока на критических углах атаки)

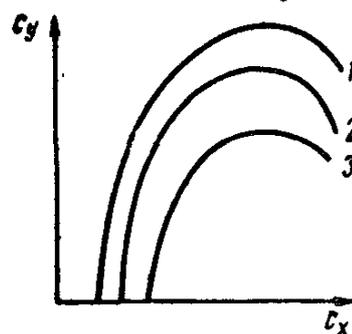


Рис. 93. Изменение поляр самолета при обледенении:

1 — поляр необледеневшего самолета; *2* — поляр обледеневшего самолета в виде непрозрачного льда; *3* — поляр обледеневшего самолета в виде прозрачного льда

обледеневшего самолета уменьшается, то обледеневший самолет приближается к режиму срыва, что составляет главную опасность полета на обледеневшем самолете.

3. ВЛИЯНИЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

Обледенение вызывает резкое ухудшение летных качеств самолета, так как при этом уменьшается располагаемая мощность силовой установки и увеличивается потребная мощность для выполнения заданного режима полета. Уменьшение располагаемой мощности вызывается обледенением лопастей воздушного винта, в результате чего уменьшается его к. п. д., и обледенением диффузоров карбюратора, что вызывает уменьшение эффективной мощности двигателя.

Уменьшение к. п. д. винта происходит в связи с искажением формы профиля и увеличением шероховатости лопасти винта, а также уменьшения располагаемой тяги винта, вызванного уменьшением углов атаки на лопастях винта.

При обледенении лопастей винта увеличивается сопротивление вращению винта, а следовательно, и мощность, потребная для вращения винта. Обледенение диффузоров карбюратора из-за уменьшения весового заряда сопровождается уменьшением эффективной мощности двигателя, а следовательно, крутящего момента винта. Все это приводит к тому, что обледеневший винт становится «тяжелым», обороты его уменьшаются и РПО, «облегчая» винт, переводит лопасти на меньшие углы наклона, в результате чего уменьшаются углы атаки лопастей винта и располагаемая тяга винта.

Располагаемая мощность силовой установки при выполнении полета в условиях обледенения со степенью 35 мм на скорости полета 150 км/ч уменьшается по сравнению с полетом в нормальных условиях при той же скорости на 190 л. с., что составляет 40%.

Увеличение потребной мощности происходит за счет увеличения полетного веса самолета на величину отложившегося льда и уменьшения аэродинамического качества. Анализ кривых располагаемой и потребной мощностей (рис. 94) показывает, что у обледеневшего самолета по сравнению с необледеневшим увеличиваются скорости горизонтального полета на всех характерных углах атаки $\alpha_{ЭК}$ и $\alpha_{НВ}$, уменьшаются максимальная ско-

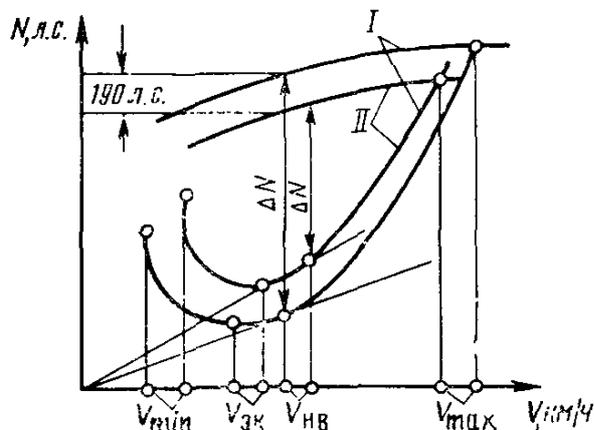


Рис. 94. Изменение кривых располагаемой и потребной мощностей при обледенении:

I — необледеневшего самолета; II — обледеневшего самолета

рость (V_{\max}) и избыток мощности (ΔN), в результате чего сокращается диапазон скоростей и уменьшается вертикальная скорость подъема. Уменьшение вертикальной скорости подъема приводит к уменьшению потолка самолета, а увеличение потребной тяги, потребной мощности и уменьшение к. п. д. винта — к уменьшению дальности и продолжительности полета.

Экспериментальные полеты на самолетах с поршневыми двигателями показали, что при обледенении в виде прозрачного льда со степенью в 25 мм ухудшение летных характеристик самолета выражается:

- а) увеличением минимальной и уменьшением максимальной скорости на 20—25%.
- б) уменьшением вертикальной скорости подъема на 35—40%;
- в) уменьшением потолка самолета на 30%;
- г) уменьшением дальности и продолжительности полета на 15—20%.

Полет в условиях обледенения сопровождается также заметным снижением степени продольной статической устойчивости самолета, величина этого снижения зависит от характера, степени и интенсивности обледенения, режима полета и центровки самолета.

Значительную опасность представляет также взлет на обледеневшем самолете. Из-за возросшего лобового сопротивления, вызванного отложением льда, и увеличенного трения колес о землю скорость самолета увеличивается медленнее, чем в обычных условиях, а длина разбега самолета из-за уменьшения подъемной силы обледеневшего крыла резко увеличивается. Поэтому при достижении самолетом установленной скорости отрыва, пытаясь отклонением штурвала на себя ускорить отрыв, пилот может допустить ошибку, так как угол атаки отрыва в этом случае может оказаться настолько близким к критическому, что самолет, оторвавшись от земли, окажется на режиме сваливания.

Такую же опасность представляет и преодоление препятствий в полосе взлета, так как пологая траектория подъема и увеличение взлетной дистанции могут вынудить пилота к увеличению угла атаки.

Кроме этого, обледенение может привести:

а) к возникновению вибрации из-за нарушения весовой балансировки и аэродинамической симметрии лопастей воздушного винта, вибрации хвостового оперения и фюзеляжа из-за попадания сильно завихренной спутной струи на хвостовое оперение;

б) к обледенению стекол фонаря кабины, ввиду чего пилот лишается обзора в полете и плохо видит землю во время посадки;

в) к замерзанию отверстий статической проводки ПВД или затенению их наростами льда, в результате чего указатель скорости, высотомер и вариометр дают искаженные показания;

г) к образованию радиопомех и обрыву антенны.

4. ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Экспериментальные полеты на самолете Ан-2 в условиях обледенения слабой и средней интенсивности при температуре наружного воздуха -5°C и отложении полупрозрачного льда от 10 до 35 мм показали.

1. Выполнение горизонтального полета без снижения со скоростью 150 км/ч требует повышенного режима двигателя (до 1800 об/мин, $P_k=800$ мм рт. ст.).

2. Через 10 мин полета в условиях обледенения появилась тряска винта.

Изменение шага винта, производившееся через каждые 2—3 мин, сопровождалось уменьшением тряски и возрастанием скорости на 10—20 км/ч.

Ввиду резкого ухудшения летных характеристик и пилотажных свойств самолета.

1. Полеты на самолете Ан-2, не имеющем противообледенительной системы крыла и горизонтального оперения, запрещаются.

2. При внезапном попадании в зону обледенения следует: немедленно выйти из нее или разворотом на 180° , или изменением высоты полета, выдерживая: в горизонтальном полете скорость не менее 150 км/ч, при снижении — вертикальную скорость 4—5 м/сек;

развороты выполнять с 8 до 10° на скорости не менее 160 км/ч;

строго сохранять координацию и не допускать резкого отклонения штурвала и изменения положения РУД.

3. При невозможности избежать обледенения произвести вынужденную посадку на подобранную с воздуха площадку, во время выполнения которой:

снижение производить без закрылков, на скорости большей, чем в нормальных условиях на 10—15 км/ч;

двигатель дросселировать с началом выравнивания, выравнивание начинать над границей площадки.

Вопросы для самоконтроля

1. Причины и характер обледенения самолета.
2. Степень и интенсивность обледенения, факторы влияющие на них, и способы определения обледенения в полете.
3. Влияние обледенения на летные качества самолета.
4. Влияние обледенения на аэродинамические характеристики самолета.
5. В чем состоит главная опасность полета в условиях обледенения.
6. Особенности выполнения полета в условиях обледенения на самолете Ан-2 и меры обеспечения безопасности полета.

ПЕРЕГРУЗКА И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

При различных режимах полета конструкция самолета испытывает нагрузки трех видов: нагрузку от веса самолета, нагрузку при полете в беспокойном воздухе и нагрузку при выполнении маневра.

Под действием нагрузки элементы конструкции самолета могут деформироваться, т. е. изменять свои первоначальные размеры и форму. Деформации бывают упругими и остаточными.

Упругими называются *деформации*, которые исчезают после прекращения действия на самолет внешних сил.

Остаточными называются *деформации*, которые остаются на элементах конструкции самолета после прекращения действия внешних сил.

Способность самолета выдерживать действующие на него в полете внешние нагрузки без разрушения и появления остаточных деформаций называется *прочностью самолета*.

Исходными данными для определения разрушающих нагрузок самолета являются нормы прочности, с помощью которых устанавливается классификация самолетов и расчетные случаи, определяющие наибольшие нагрузки основных частей самолета. Определение нагрузок производится с учетом назначения самолета, его полетного веса и максимальной скорости полета.

По нормам прочности самолеты подразделяются на три класса:
класс «А» — маневренные самолеты;
класс «Б» — ограниченно-маневренные самолеты;
класс «В» — неманевренные самолеты, на которых не разрешается выполнять фигуры высшего пилотажа.

Из всех возможных нагрузок, действующих на самолет, для расчета конструкции на прочность выбирают наибольшие, которые могут иметь место при эксплуатации данного самолета. Нормами прочности предусмотрено семь основных расчетных случаев: A, A', B, C, D, D', E .

К этим обозначениям иногда добавляют индексы, указывающие, к какой части самолета относится данный расчетный случай, например, $A_{кр}$ — случай A для крыла.

С л у ч а й А — криволинейный полет на угле атаки, при котором коэффициент подъемной силы имеет максимальное значение. Этот случай имеет место при выводе самолета из планирования, энергичном переводе самолета в набор высоты, воздействии на самолет мощных вертикальных потоков воздуха.

Самолет Ан-2 как тяжелый транспортный самолет с полетным весом 5 250 кг и максимальной горизонтальной скоростью 250 км/ч отнесен к классу «В». Расчет прочности самолета произведен по случаю $A_{кр}$. С целью предупреждения возникновения на самолете остаточных деформаций при его эксплуатации установлены ограничения скорости по прибору:

выпуска закрылков при посадке — 140 км/ч;
полета с отклоненными закрылками — 150 км/ч;
снижения в спокойной атмосфере — 220 км/ч;
снижения в болтанку — 190 км/ч;
горизонтального полета — 250 км/ч.

Максимально допустимая скорость снижения самолета по условиям прочности составляет 300 км/ч.

2. БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА И ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА ПРИ ПЕРЕГРУЗКАХ

В установившемся полете все силы, действующие на самолет, взаимно уравновешены.

Для изменения режима полета требуется изменить соотношение сил, действующих на самолет, что сопровождается ускорением или замедлением движения самолета, при котором он испытывает перегрузку.

Перегрузка — отношение равнодействующей аэродинамических сил и силы тяги к полетному весу самолета:

$$n = \frac{N_p}{G},$$

где N_p — равнодействующая полной аэродинамической силы и силы тяги.

Во всех случаях прямолинейного установившегося движения самолета равнодействующая сила равна полетному весу и направлена вверх по вертикали, перегрузка при этом равна единице.

В тех случаях, когда равнодействующая сила не совпадает по величине или направлению с силой тяжести самолета, равновесие сил нарушается и у самолета появляется ускорение в направлении неуравновешенной части силы N_p .

В общем случае пространственного движения центра тяжести самолета перегрузка раскладывается на составляющие по осям самолета и соответственно называется:

а) продольная (n_x), действующая параллельно вектору скорости:

$$n_x = \frac{P - X}{G};$$

б) нормальная n_y , действующая перпендикулярно вектору скорости в плоскости симметрии самолета:

$$n_y = \frac{Y}{G} ;$$

в) боковая (n_z), действующая перпендикулярно продольной и нормальной перегрузкам:

$$n_z = \frac{Z}{G} .$$

Так как нагрузки, действующие по осям X и Z , невелики, то перегрузки n_x и n_z по своей величине особой опасности не представляют. С точки зрения безопасности особо следует остановиться на нормальной перегрузке (n_y), которая представляет собой отношение подъемной силы к весу самолета.

В установившемся горизонтальном полете $n_y = 1$.

Если в установившемся горизонтальном полете энергично отклонить штурвал на себя, то угол атаки изменится быстро, а изменение скорости произойдет со значительным запаздыванием. Величина возникающей при этом перегрузки может быть определена:

$$n = \frac{Y_{н.р.п.}}{Y_{г.п.}} ,$$

где $Y_{н.р.п.}$ — подъемная сила на новом режиме полета; $Y_{г.п.}$ — подъемная сила в горизонтальном полете.

Если при полете самолета Ан-2 на режиме максимальной скорости коэффициент $c_y = 0,23$, необходимо резким отклонением штурвала на себя перевести самолет на критический угол атаки, которому при прижатых предкрылках соответствует коэффициент $c_{y_c} = 1,59$. При этом будет создана следующая перегрузка:

$$n = \frac{1,59}{0,23} = 6,9 .$$

Для создания такой перегрузки потребуются приложить большие усилия, которыми пилот, как правило, не располагает.

Перегрузка, на которую можно вывести самолет, имеет предел, обусловленный безопасностью полета.

Предел по запасу перегрузки. Перегрузка, возникающая в полете, ограничивается, прежде всего, критическим углом атаки. Каждому режиму горизонтального полета соответствует определенная предельно возможная перегрузка.

Перегрузка, соответствующая выходу самолета на критический угол атаки из режима горизонтального полета, называется *располагаемой перегрузкой*:

$$n_{расп} = \frac{c_{y_{max}}}{c_{y_{г.п.}}} .$$

С уменьшением скорости полета располагаемая перегрузка уменьшается. На режиме минимальной скорости, когда $c_{y \cdot n} = c_{y_{\max}}$, располагаемая перегрузка имеет наименьшее значение и определяется по формуле

$$n_{\text{расп. min}} = \frac{c_{y_{\max}}}{c_{y_{\max}}} = 1.$$

В этих условиях малейшее увеличение угла атаки приводит к сваливанию самолета.

Максимальная располагаемая перегрузка соответствует полету самолета на максимальной скорости:

$$n_{\text{расп. max}} = \frac{c_{y_{\max}}}{c_{y_{\min}}}.$$

Разность между располагаемой перегрузкой и перегрузкой, которая образуется в горизонтальном полете на заданной скорости, называется *запасом перегрузки*:

$$\Delta n = n_{\text{расп}} - 1.$$

Запас перегрузки (Δn) представляет собой приращение перегрузки, необходимое для вывода самолета на критический угол атаки. Запас перегрузки практически не может быть полностью израсходован пилотом без угрозы сваливания самолета. Запас перегрузки на каждом режиме горизонтального полета самолета может быть определен по формуле

$$\Delta n = \frac{V^2}{V_{\min}^2} - 1.$$

Для обеспечения безопасности полета на самолете Ан-2 установлен предел по запасу перегрузки, равный 0,5.

Факторы, снижающие значение коэффициента $c_{y_{\max}}$, следующие: уменьшение режима работы двигателя, обледенение крыла, уборка закрылков, выключение предкрылков, наличие скольжения.

Предел перегрузки по прочности самолета. Элементы конструкции самолета рассчитываются на прочность по разрушающим нагрузкам. Величина разрушающей нагрузки для расчетов берется в определенном соотношении к весу самолета.

Отношение разрушающей нагрузки к весу самолета называется *коэффициентом разрушающей перегрузки*:

$$n_{\text{разр}} = \frac{Y_{\text{разр}}}{G}.$$

Для того чтобы не вызвать на самолете остаточной деформации и не разрушить самолет, допускаемые в полете нагрузки должны быть меньше разрушающей.

Перегрузка, допускаемая в полете, называется эксплуатационной ($n_{\text{э}}$); ей соответствует максимально допустимая в полете нагрузка ($Y_{\text{э}}$):

$$n_{\text{э}} = \frac{Y_{\text{э}}}{G}.$$

Число, показывающее, во сколько раз разрушающая перегрузка больше максимально допустимой эксплуатационной, называется *коэффициентом безопасности*

$$f = \frac{n_{\text{разр}}}{n_{\text{эmax}}}.$$

Чем больше коэффициент безопасности (f), тем больше прочность самолета; однако увеличение его сопровождается увеличением веса конструкции самолета. Поэтому устанавливается минимальное значение коэффициента безопасности, при котором не возникает остаточных деформаций при создании в полете максимально допустимой эксплуатационной нагрузки. Для всех самолетов класса «В» коэффициент $f=1,5$.

При расчете прочности самолета Ан-2 приняты следующие максимально допустимые эксплуатационные перегрузки по прочности бипланной коробки крыльев: при полетном весе 5 250 кг — 3,74, при полетном весе 4 740 кг — 4. Исходя из этого коэффициент разрушающей перегрузки самолета Ан-2 составит:

для полетного веса 5 250 кг — 5,61 ($n_{\text{разр}} = n_{\text{эmax}} f$);

для полетного веса 4 740 кг — 6.

Предел перегрузки по физиологическим данным. Предельно допустимые в полете перегрузки ограничиваются не только прочностью конструкции и опасностью израсходования запаса перегрузки, но и физиологическими данными пилота.

Влияние перегрузок на организм пилота не ограничивается только механическими ощущениями пилота, оно сопровождается существенными физиологическими изменениями.

При возникновении положительных перегрузок происходит отлив крови от головы к ногам, а при возникновении отрицательных перегрузок — от ног к голове. Особенно тяжело переносит человеческий организм прилив крови к голове, что накладывает ограничения на величину перегрузок, переносимых пилотом. Максимальное значение перегрузок, которое может выдержать пилот, зависит от его положения в самолете и времени действия перегрузок. Максимальные перегрузки, которые выдерживает пилот в положении сидя, составляют:

3—4 — продолжительностью 10—20 сек;

7—8 — продолжительностью 1—2 сек.

3. ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ МАНЕВРЕ И ПРИ ПОЛЕТЕ В НЕСПОКОЙНОЙ АТМОСФЕРЕ

Ранее указывалось, что полное израсходование пилотом запаса перегрузки сопровождается сваливанием самолета. После сваливания самолет пикирует с переменной скоростью: вначале на малой, затем на непрерывно увеличивающейся, которая может превысить максимально допустимую по условиям прочности.

Вывод самолета из пикирования производится увеличением угла атаки, в результате чего возникает центростремительная сила ($F_{ц} = \frac{mV^2}{r}$), величина которой зависит от скорости и темпа отклонения штурвала на себя. Чем больше скорость и чем энергичнее отклоняется штурвал на себя, тем больше центростремительная сила, а следовательно, и перегрузка. Если бы пилот на скорости отвесного пикирования перевел самолет на критический угол атаки, то при этом была бы создана перегрузка, которую не выдержал бы ни пилот, ни самолет.

Скорость пикирования, позволяющая выводить самолет на критический угол атаки без остаточных деформаций в конструкции самолета, называется *безвредной*:

$$V_{\text{безвр}} = V_{\text{min}} \sqrt{n_{\text{э доп}}}$$

Безвредная скорость самолета Ан-2 с полетным весом 5 250 кг составляет 190 км/ч.

Вывод самолета из пикирования на скорости до 190 км/ч следует производить таким темпом, как при выравнивании самолета на посадке. Вывод из пикирования на скорости, большей 190 км/ч, производить более медленным отклонением штурвала на себя.

При выводе самолета из пикирования не следует пользоваться триммером руля высоты и учитывать центровку самолета. При выбранном триммере руля высоты и задней центровке прилагаемые усилия к колонке штурвала для создания единицы перегрузки уменьшаются, что облегчает возможность создания опасной для прочности самолета перегрузки.

При выполнении полета в неспокойной атмосфере (рис. 95) под воздействием горизонтального порыва происходит увеличение местной скорости обтекания крыла, под воздействием восходящего порыва — увеличение угла атаки, в результате чего увеличивается перегрузка.

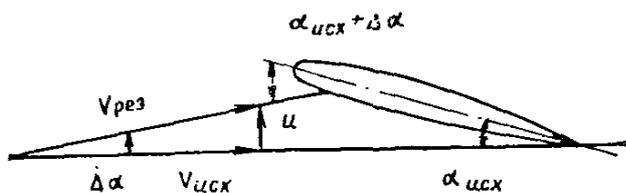


Рис. 95. Влияние вертикального потока воздуха на величину истинного угла атаки крыла

Воздействие на самолет Ан-2 с полетным весом 5 250 кг в полете у земли на скорости 180 км/ч горизонтального порыва силой

10 м/сек создаст приращение перегрузки 0,2, а воздействие вертикального порыва такой же силой — 2,2.

Таким образом, вертикальные порывы вызывают значительно большее приращение перегрузки, чем горизонтальные порывы одинаковой силы, и поэтому представляют главную опасность для прочности самолета при выполнении полета в условиях неспокойной атмосферы.

Величину приращения перегрузки под влиянием вертикальных потоков можно определить по формуле

$$\Delta n = \frac{a\rho V S u}{2G} \cdot 0,9,$$

где a — коэффициент пропорциональности, зависящий от удлинения крыла, который для самолета Ан-2 составляет $\approx 5,5$;

ρ — массовая плотность воздуха, $\frac{\text{кг/сек}^2}{\text{м}^4}$; S — площадь коробки крыльев, м^2 ; V — скорость полета самолета, м/сек ; G — полетный вес самолета, кг ; u — скорость вертикального порыва воздуха, м/сек .

Анализ формулы показывает, что при воздействии на самолет вертикальных порывов приращение перегрузки тем больше, чем больше скорость полета самолета и скорость восходящего потока воздуха, а также чем меньше высота полета и величина полетного веса самолета.

Исходя из этого следовало бы полеты в условиях интенсивной болтанки производить на малой скорости. Однако полет на малой скорости в данных условиях опасен тем, что может привести к сваливанию самолета. Если бы самолет летел на скорости 145 км/ч, то при воздействии на него восходящего потока воздуха со скоростью 15 м/сек истинный угол атаки превысил бы значение критического угла атаки при открытых предкрылках на $3,4^\circ$ ($\Delta\alpha = \frac{u}{V} 57,3$), в результате чего произошло бы сваливание самолета.

4. ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ И ГОРНОЙ МЕСТНОСТИ

При попадании в зону интенсивной болтанки следует принять все меры к тому, чтобы выйти из зоны, выдерживая при этом оптимальную скорость, величина которой зависит от полетного веса самолета. На перегрузочном графике самолета Ан-2 (рис. 96), показывающем зависимость перегрузки от полетного веса самолета, скорости полета и скорости восходящих потоков видно, что:

1) при воздействии на самолет потока воздуха одной и той же скорости перегрузка тем больше, чем больше скорость полета самолета. При воздействии на самолет с полетным весом 5250 кг потока воздуха со скоростью 10 м/сек перегрузка составляет: на

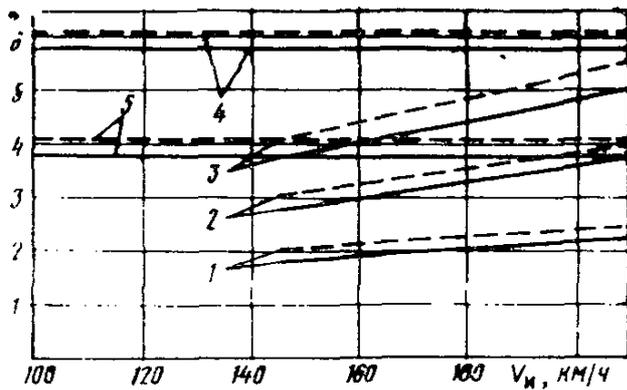


Рис. 96. Перегрузочный график самолета Ан-2:

1—3 — восходящие потоки воздуха; 4 — коэффициент разрушающей перегрузки; 5 — коэффициент максимально допустимой эксплуатационной перегрузки; 6 — перегрузка исходного режима полета (для полетного веса 5 250 кг — сплошная линия; для полетного веса 4 740 кг — пунктирная линия)

скорости полета самолета 145 км/ч — 2,7, на скорости полета 180 км/ч — 3,2, на скорости полета 210 км/ч — 3,6;

2) при выполнении полета на самолете с одним и тем же полетным весом, при выдерживании в полете одной и той же скорости перегрузка тем больше, чем больше скорость порыва воздуха. Под воздействием на самолет с полетным весом 5 250 кг при скорости полета 180 км/ч потока воздуха со скоростью 5 м/сек эксплуатационная перегрузка составляет 2,1, при скорости потока 10 м/сек — 3,2, а при

скорости восходящего потока 15 м/сек — 4,3;

3) чем меньше полетный вес самолета, тем большую скорость можно держать в полете при одной и той же скорости восходящего потока воздуха, так как с уменьшением полетного веса самолета значение коэффициентов разрушающей и максимально допустимой эксплуатационной перегрузки увеличивается: у самолета с полетным весом 4 740 кг $n_{разр}=6$, $n_э=4$; у самолета с полетным весом 5 250 кг $n_{разр}=5,61$, $n_э=3,74$.

Из анализа перегрузочного графика можно сделать вывод, что безопасность полета на самолете Ан-2 у земли в условиях неспокойной атмосферы при наличии восходящих потоков со скоростью до 12 м/сек обеспечивается: при полетном весе 5 250 кг на скорости 170 км/ч, при полетном весе 4 740 кг на скорости 180 км/ч прибору.

При полете в неспокойной атмосфере, не следует парировать все отклонения самолета, а удерживать управление в положении, близком к исходному балансировочному, не допуская резких кренов и кабрирования самолета. Развороты выполнять на скорости 170—180 км/ч с углом крена не более 20°. На отклонение самолета от исходного режима полета реагировать только в том случае, когда вследствие изменившегося угла тангажа скорость начнет увеличиваться или уменьшаться по сравнению с исходной. При этом руль высоты следует отклонять как можно плавнее, сообразуясь с центровкой самолета, так как при резком отклонении руля высоты происходит приращение перегрузки за счет маневра, а при наличии на самолете задней центровки можно, не прикладывая больших усилий, создать перегрузку, превышающую максимально допустимую.

При наличии больших бросков не следует стремиться к выдерживанию заданной высоты полета; необходимо пилотировать са-

молет по авиагоризонту, так как вариометр будет давать резкие изменения в показаниях.

При встрече на маршруте грозы следует обойти ее, а если обойти не представляется возможным — вернуться и произвести посадку на ближайшем аэродроме. Пересекать грозовой фронт или входить в грозовое облако местного характера опасно. Большая турбулентность воздушной массы в зоне грозовой деятельности вызывает резкую болтанку самолета, которая может привести к его разрушению.

Полет в горной местности с высотой гор до 2000 м следует выполнять на высоте не менее: по ПВП — 300 м, по ППП — 600 м над рельефом. При попадании самолета в восходящий поток воздуха, что может быть при выполнении полета с наветренной стороны склона, необходимо скорость выдерживать 170—180 км/ч и, не изменяя оборотов уменьшить наддув двигателя. В нисходящем потоке мощность двигателя следует увеличить до номинальной, а скорость полета — уменьшить до 150 км/ч.

5. ВИБРАЦИИ НА САМОЛЕТЕ И МЕРЫ БОРЬБЫ С НИМИ

Вибрации, которые могут возникать на самолете в полете, подразделяют на три вида: собственные, вынужденные и самовозбуждающие.

Собственные вибрации характерны для каждого элемента конструкции самолета. Они возникают при сообщении ему первоначального импульса, имеют определенную частоту, величина которой зависит от жесткости и массы данного элемента конструкции.

Вынужденные вибрации происходят от воздействия на самолет внешних периодических сил, источником которых может быть неуравновешенный двигатель или воздушный винт, срыв потока с частей конструкции самолета. К вынужденным вибрациям относятся колебания рамы двигателя, тяг управления самолетом, приборной доски, вызываемые работой двигателя и винта, а также вибрации оперения, которые называются *бафтингом*.

Самовозбуждающие вибрации не требуют для своего возникновения периодически действующих внешних сил, так как деформации конструкции при колебаниях приводят к возникновению дополнительных сил, которые в свою очередь увеличивают деформации.

Наиболее опасным видом самовозбуждающих вибраций является *флаттер*. Флаттер проявляется в виде частых, обладающих большой амплитудой колебаний крыла или оперения, возникает на больших скоростях полета, превышающих максимальную скорость на 30—35%.

Причиной возникновения флаттера является поворот сечений крыла (оперения) относительно центра жесткости (ц. ж.) при наличии у них изгибных колебаний. *Центром жесткости* сечения кры-

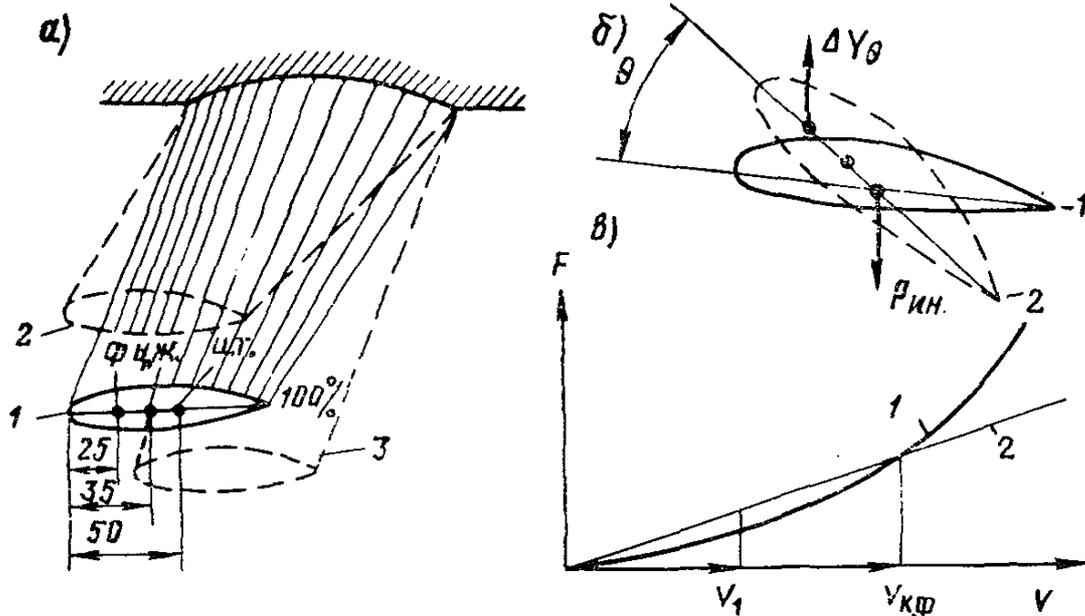


Рис. 97. Физическая сущность возникновения флаттера:

a — изгибные колебания крыла под воздействием возмущения; *б* — образование момента кручения крыла; *в* — зависимость сил, демпфирующих и возбуждающих колебания от скорости полета самолета

ла (оперения) называется точка, вокруг которой происходит поворот сечения при его кручении.

На рис. 97, *a* показано расположение на хорде крыла фокуса (Φ), центра жесткости (ц. ж.) и центра тяжести (ц. т.).

Допустим, что под воздействием вертикального порыва воздуха крыло вышло из состояния равновесия, обозначенного на рис. 97, *a* цифрой 1, и заняло крайнее верхнее положение 2. Под воздействием сил упругости крыло из положения 2, пройдя нейтральное положение, перейдет в положение 3, затем снова начнет отклоняться вверх, т. е. совершает изгибные колебания. Если бы центр тяжести и центр жесткости были совмещены, то изгибные колебания крыла по прекращении действия потока воздуха, вызвавшего их, прекратились бы, так как при изгибных колебаниях крыла возникающие дополнительные аэродинамические силы являются демпфирующими.

Так, например, при движении крыла вверх (положение 2) угол атаки уменьшается, дополнительная подъемная сила (ΔY), приложенная в фокусе, будет направлена вниз. Поскольку центр тяжести лежит позади центра жесткости, то силы инерции, возникающие при изгибных колебаниях крыла и приложенные в центре тяжести сечения, после прекращения действия вертикального порыва воздуха будут создавать не только изгибные, но и крутильные колебания. Закручивание крыла вызовет изменение угла атаки и появление дополнительных аэродинамических сил.

На рис. 97, *б* показано, что при движении крыла вверх из положения 1 в положение 2 инерционные силы ($P_{ин}$), приложенные в центре тяжести и направленные вниз, вызовут закручивание

крыла вокруг центра жесткости на угол θ и, следовательно, увеличение угла атаки крыла. В результате увеличения угла атаки возникнет возбуждающая колебания дополнительная аэродинамическая сила ΔY , приложенная в фокусе сечения крыла и направленная вверх. Колебания будут затухающими в том случае, когда демпфирующие силы будут больше возбуждающих, и, наоборот, колебания будут усиливаться, если возбуждающие силы будут больше демпфирующих. Поскольку демпфирующие силы пропорциональны скорости полета в первой степени, а возбуждающие — квадрату скорости, то из характера их изменения по скорости полета (рис. 97, в) можно сделать следующие выводы:

а) с увеличением скорости до некоторого значения $V_{к.ф}$ возбуждающие силы 1 меньше демпфирующих 2, в результате чего колебания будут затухающими;

б) при достижении скорости полета $V_{к.ф}$ возбуждающие и демпфирующие силы между собой равны; эта скорость называется *критической скоростью флаттера*:

в) на скорости полета большей критической скорости флаттера возбуждающие силы становятся больше демпфирующих, в результате чего колебания усиливаются, наступает явление флаттера.

Флаттер крыла и оперения на самолете Ан-2 возникнуть не может, так как критическая скорость флаттера значительно превышает его максимально допустимую скорость по условиям прочности (300 км/ч).

Для устранения условий, при которых возникают вибрации рулей и элеронов, на самолетах применяется весовая балансировка рулей и элеронов, которая на самолете Ан-2 составляет: руля высоты — 105%, элеронов и руля направления — 100%. Это значит, что у элеронов и у руля направления центр тяжести совмещен с осью вращения, в результате чего при отклонении крыла и киля в крайние положения при изгибных колебаниях исключается скручивание элеронов и руля направления под действием инерционных сил, а руль высоты, отклоняясь в сторону, противоположную движению стабилизатора, создает силы, демпфирующие колебания.

В случае нарушения весовой балансировки рулей, что имеет место при эксплуатации самолета Ан-2, в полете возникают сильные вибрации рулей (элеронов). Для уменьшения вибраций рулей (элеронов) необходимо уменьшить скорость полета до 140—145 км/ч и, выполнив полет до ближайшего аэродрома, произвести посадку.

К вынужденным колебаниям, которые могут возникнуть на самолете Ан-2, относится так называемая вибрация бафтинг. Бафтинг возникает при выполнении полета на углах атаки, близких к критическому, и проявляется в виде ударов по хвостовому оперению, вызывающих вздрагивание самолета и подергивание рулей.

На некоторых самолетах Ан-2 при взлете, в наборе высоты и при посадке наблюдается повышенная вибрация стабилизатора, что вызвано попаданием сильно завихренного потока, сбегającego

с верхнего крыла на оперение самолета. На таких самолетах взлет и набор высоты необходимо производить на номинальной или взлетной мощности двигателя в зависимости от условий старта. В обоих случаях необходимо взлетать с закрылками, отклоненными на 25° .

Переход в набор высоты после взлета следует производить, не изменяя режима работы двигателя; на скорости, не превышающей 150 км/ч, убрать в три-четыре приема закрылки, установить крейсерский режим работы двигателя и на скорости 140 км/ч продолжать набор высоты, не уменьшая ее с подъемом на высоту.

В полете, особенно в условиях неспокойной атмосферы, собственные вибрации крыла могут приводить к обрыву лент-расчалок бипланной коробки крыльев. В случае обрыва несущей ленты-расчалки при выполнении полета в неспокойной атмосфере необходимо немедленно произвести вынужденную посадку хотя бы вне аэродрома. При обрыве несущей ленты-расчалки в условиях спокойной атмосферы следует установить режим полета, исключая вибрацию остальных лент и, избегая резких разворотов, совершить посадку на ближайшем аэродроме. В случае обрыва задней несущей ленты-расчалки отклонять закрылки при посадке не следует.

Обрыв поддерживающей ленты-расчалки не является поводом для немедленного прекращения полета, так как поддерживающие ленты-расчалки воспринимают нагрузки только при стоянке на земле и при посадке. При посадке в этом случае не следует допускать парашютирования.

Вопросы для самоконтроля

1. Что называется прочностью самолета и чем она характеризуется?
2. Коэффициенты разрушающей и максимально допустимой эксплуатационной перегрузки, зависимость их от полетного веса самолета.
3. Коэффициент безопасности и его значение для самолета Ан-2.
4. Что называется запасом перегрузки и его значение в обеспечении безопасности полета?
5. Физическая сущность возникновения перегрузки при вынужденном маневре.
6. Причины возникновения перегрузок при выполнении полета в неспокойной атмосфере и факторы, влияющие на их величину.
7. Методика определения оптимальной скорости полета в условиях неспокойной атмосферы по перегрузочному графику.
8. Особенности пилотирования самолетом в условиях неспокойной атмосферы.
9. Особенности выполнения взлета на самолете с повышенной вибрацией стабилизатора.
10. Действия пилота при появлении вибрации рулей; причины возникновения этой вибрации.
11. Действия пилота при обрыве лент-расчалок в полете.
12. Ограничения скорости полета по условиям прочности самолета.

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Ан-2 В СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОМ ВАРИАНТЕ

В комплект специальной аппаратуры самолета Ан-2 сельскохозяйственного варианта входят опрыскиватель с приспособлением для отдельной подачи ядохимикатов и опыливатель с туннельным или подкрыльным распылителем, установка которых на самолет ухудшает его аэродинамические характеристики, летные данные и пилотажные свойства по сравнению с самолетом транспортного варианта.

Кроме этого, полет самолета сельскохозяйственного варианта отличается от полета самолета транспортного варианта тем, что он выполняется на малой высоте и при большом количестве эволюций, что требует от пилота отличного знания возможностей самолета, особенностей поведения его на различных режимах полета, а также повышенного внимания при пилотировании самолета и четкого выполнения каждого элемента полета.

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

При установке на самолет сельскохозяйственной аппаратуры сопротивление его увеличивается как за счет сопротивления, создаваемого самой аппаратурой, так и за счет сопротивления, образуемого интерференцией, которая составляет 25—30% от величины вредного сопротивления сельхозаппаратуры.

Сопротивление самолета сельскохозяйственного варианта по сравнению с транспортным без учета влияния влажности ядохимикатов в среднем увеличивается:

в варианте опрыскивателя — на 0,02;

в варианте опыливателя — на 0,013.

Кроме того, при выполнении полета на самолете в варианте опыливателя из-за влажности ядохимикатов, налипающих на обшивку и в каналах распылителя, сопротивление его еще более увеличивается.

На рис. 98 приведены примерные сравнительные поляры самолета: транспортного — I,

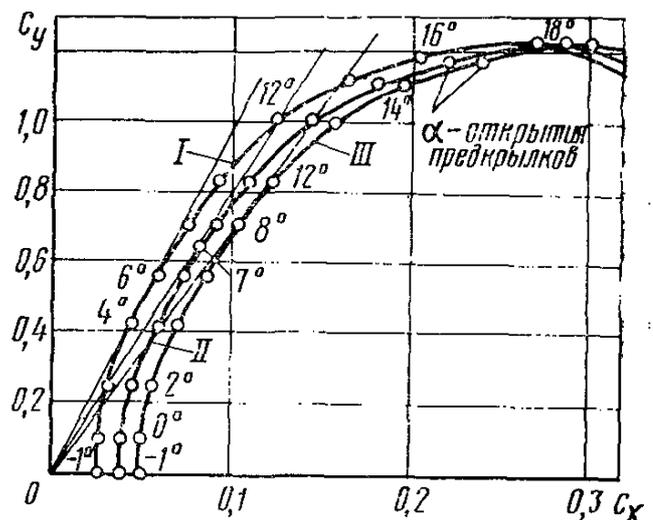


Рис. 98. Аэродинамические характеристики самолета в сельскохозяйственном варианте:

I — поляра самолета транспортного варианта; II — поляра самолета сельскохозяйственного варианта с опыливателем; III — поляра самолета сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем

сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем — III, сельскохозяйственного варианта с опыливателем — II, полученные в результате определения коэффициента лобового сопротивления на углах атаки летного диапазона по данным ГосНИИГА.

На рисунке показано:

а) поляры самолета сельскохозяйственного варианта относительно поляры самолета транспортного варианта на всех углах атаки сдвинуты вправо на величину Δc_x , который составляет: самолета с опрыскивателем — 0,02, самолета с опыливателем — 0,013;

б) наивыгоднейший угол атаки самолета сельскохозяйственного варианта увеличился: с опрыскивателем — до 8° , с опыливателем — до 7° ;

в) значение углов атаки нулевой подъемной силы и критического не изменяется.

Поскольку на наивыгоднейших углах атаки аэродинамические коэффициенты достигают значения:

а) самолета с опрыскивателем $c_y = 0,73$; $c_x = 0,092$;

б) самолета с опыливателем $c_y = 0,64$; $c_x = 0,073$, то максимальное качество составит:

самолета с опрыскивателем 8,0, что меньше максимального качества самолета транспортного варианта на 20%;

самолета с опыливателем 8,7, что меньше транспортного на 13%.

Зная, что при полетном весе самолета 5250 кг наивыгоднейшая скорость планирования составляет 160 км/ч, каждый пилот может определить примерное значение максимального качества своего самолета, используя формулу

$$V_{усп} = \frac{V_{пл}}{K}.$$

Для определения качества самолета следует:

а) задросселировать двигатель и перевести самолет в режим планирования при положении лопастей воздушного винта «Большой шаг», установив скорость 160 км/ч;

б) определить по вариометру вертикальную скорость снижения самолета;

в) скорость планирования, равную 44 м/сек, разделить на полученную вертикальную скорость снижения.

2. ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Уменьшение аэродинамического качества сопровождается увеличением потребной тяги и потребной мощности для выполнения полета на заданном режиме, в результате чего при одинаковых условиях полета летные данные самолета сельскохозяйственного варианта по сравнению с транспортным ухудшаются.

Вариант самолета	Режим взлета		
	На номинальной мощности		На взлетной мощности с отклоненными закрылками на 30°
	Без закрылков	С отклоненными закрылками на 30°	
С опыливателем	$\frac{290}{960}$	$\frac{220}{720}$	$\frac{190}{640}$
С опрыскивателем	$\frac{300}{1\,000}$	$\frac{230}{750}$	$\frac{200}{670}$

1. При выполнении взлета из-за возросшего сопротивления уменьшается ускорение, в результате чего увеличиваются:

длина разбега — на 15—20%;

длина взлетной дистанции — на 20—25%.

Фактическая их величина в зависимости от условий взлета определяется по той же номограмме, что и для самолета транспортного варианта с учетом вышеуказанного увеличения.

При той же скорости отрыва как и у самолета транспортного варианта длина разбега и взлетной дистанции самолета сельскохозяйственного варианта с воздушным винтом АВ-2 при полетном весе 5 250 кг и взлете с твердого травяного покрова в стандартных условиях показаны в табл. 7 (в числителе — длина разбега, в знаменателе — длина взлетной дистанции в метрах).

2. Изменение летных данных самолета в горизонтальном полете показано на кривых располагаемых и потребных мощностей (рис. 99), где видно, что

мощность, потребная для горизонтального полета самолета сельскохозяйственного варианта (кривая Жуковского — 3) по сравнению с самолетом транспортного варианта (кривая Жуковского — 1) увеличивается, в результате чего:

а) угол атаки максимальной скорости полета увеличивается с 1,5 до 2,5°, а максимальная скорость полета уменьшается с 240 до 210 км/ч;

б) наимыгоднейшая скорость полета уменьшается с 147 до 135 км/ч;

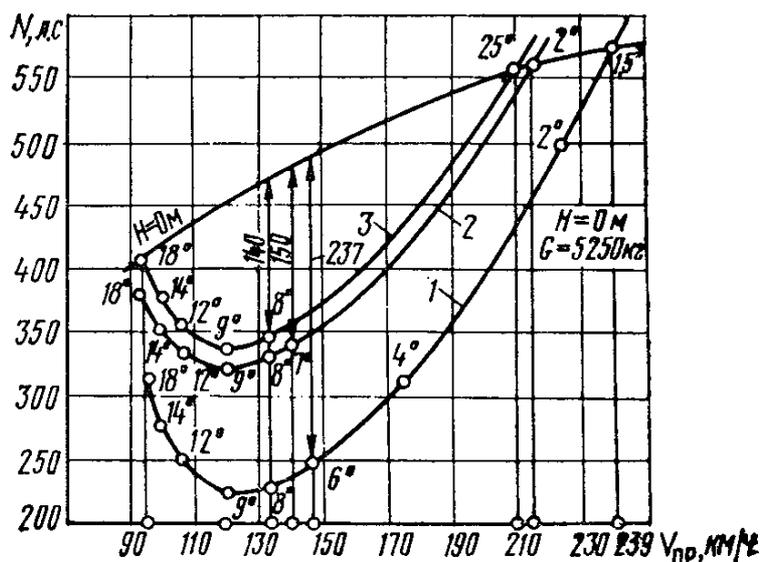


Рис. 99. Кривые располагаемых и потребных мощностей самолета:

1 — транспортного самолета; 2 — сельскохозяйственного варианта с опыливателем; 3 — сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем

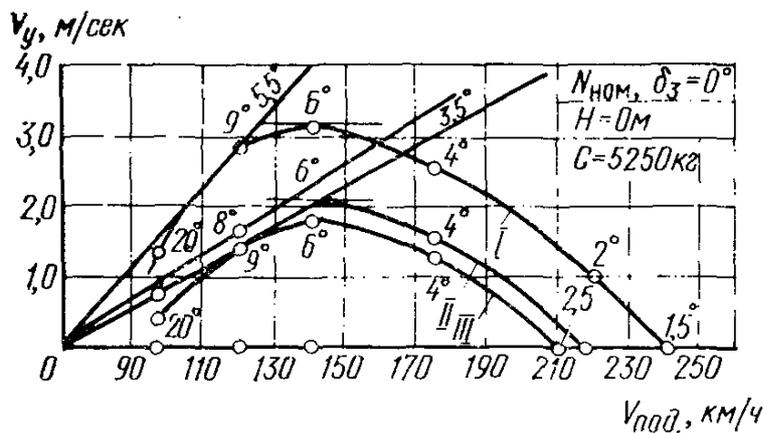


Рис. 110. Поляры скоростей подъема самолета Ан-2:

I — транспортного варианта; II — сельскохозяйственного варианта с опыливателем; III — сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем

Приведенные данные соответствуют самолету сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем. У самолета сельскохозяйственного варианта с опыливателем максимальная скорость полета составит 215 км/ч, наивыгоднейшая скорость — 140 км/ч, максимальный избыток мощности — 150 л. с. (кривая Жуковского 2, см. рис. 99).

При одинаковых условиях дальность полета самолета сельскохозяйственного варианта по сравнению с самолетом транспортного варианта уменьшается на 30%. Дальность полета самолета сельскохозяйственного варианта с полетным весом 5 250 кг при запасе топлива 500 кг, скорости полета 145—150 км/ч по прибору (наддув — 680 мм рт. ст., обороты — 1 700 в минуту) составляет 600 км. При этих же условиях полета дальность самолета транспортного варианта — 870 км.

3. В результате уменьшения избытка мощности и избытка тяги ухудшаются характеристики подъема: уменьшаются вертикальная скорость, угол подъема и потолок самолета.

На рис. 100 приведены поляры скоростей подъема самолетов с полетным весом 5 250 кг при подъеме у земли, без закрылков, на номинальной мощности двигателя.

На полярах показано:

а) максимальная вертикальная скорость подъема при подъеме самолета на скорости 140 км/ч составляет: транспортного самолета — 3,1 м/сек, сельскохозяйственного с опрыскивателем — 1,6 м/сек, сельскохозяйственного с опыливателем — 2 м/сек;

б) максимальный угол подъема при подъеме на скорости 120 км/ч составляет: транспортного самолета — 5,5°, сельскохозяйственного с опрыскивателем — 3,5°, сельскохозяйственного с опыливателем — 4°.

На рис. 101 показаны изменения вертикальной скорости подъема в зависимости от высоты и потолка самолетов с полетным весом 5 250 кг на режиме работы двигателя: до расчетной высоты — номинал, после расчетной высоты — полный газ. Характеристики

в) угол атаки, на который можно вывести самолет при полном отклонении штурвала от себя, и угол атаки экономический, а следовательно, и соответствующие им скорости остаются без изменений;

г) максимальный избыток мощности уменьшается с 237 л. с. до 140 л. с.;

д) теоретический диапазон скоростей уменьшается с 144 до 114 км/ч.

Приведенные сравни-

соответствуют: I — самолету транспортного варианта, III — сельскохозяйственного с опрыскивателем, II — сельскохозяйственного с опыливателем.

На графиках видно:

а) вертикальная скорость подъема на расчетной высоте самолетов всех вариантов увеличивается на $0,2 \text{ м/сек}$;

б) потолок составляет: самолета транспортного варианта: теоретический — 5000 м , практический — 4500 м ;

самолета сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем: теоретический — 3750 м , практический — 3250 м ;

самолета сельскохозяйственного варианта с опыливателем: теоретический — 3900 м , практический — 3400 м .

4. Уменьшение аэродинамического качества самолета сельскохозяйственного варианта приводит к тому, что при снижении на одной и той же скорости, с одним и тем же полетным весом самолет сельскохозяйственного варианта имеет большую вертикальную скорость, более крутую траекторию и меньшую дальность снижения.

У самолета сельскохозяйственного варианта с опыливателем минимальный угол планирования составляет $6,2^\circ$, минимальная вертикальная скорость планирования — $5,2 \text{ м/сек}$.

При планировании в одинаковых условиях дальность планирования самолета сельскохозяйственного варианта на $13\text{—}20\%$ меньше самолета транспортного варианта.

5. Увеличение мощности, потребной для выполнения горизонтального полета самолета сельскохозяйственного варианта на экономическом угле атаки по сравнению с транспортным самолетом на 100 л. с. , влечет за собой уменьшение предельного угла крена на вираже с 52 до 43° . При этом следует иметь в виду, что при заправке бака ядохимикатами повышенной влажности вследствие интенсивного налипания их качество самолета сельскохозяйственного варианта с опыливателем уменьшается на более значительную величину, в результате чего летные данные его резко ухудшаются.

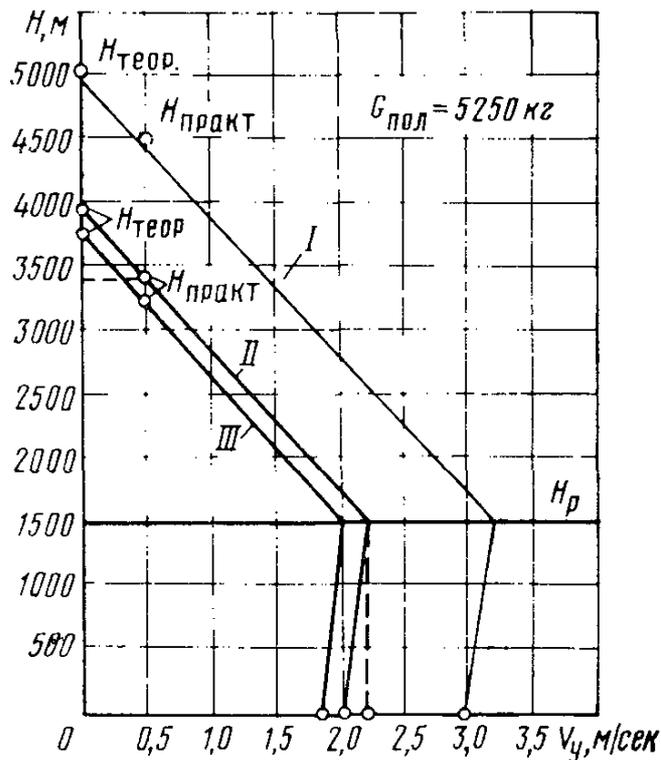


Рис. 101. График скороподъемности самолета Ан-2:

I — транспортного варианта; II — сельскохозяйственного варианта с опыливателем; III — сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем

В этом случае сохранение установленной скорости горизонтального полета 160 км/ч требует использования эксплуатационной мощности двигателя; вертикальная скорость подъема уменьшается до 1,2 м/сек; минимальная вертикальная скорость планирования увеличивается до 6 м/сек, минимальный угол планирования — до 7°, а величина предельного крена на вираже — до 35°.

6. Благодаря возросшему лобовому сопротивлению длина пробега самолета сельскохозяйственного варианта уменьшается на 30—40 м, а посадочная дистанция — на 60—80 м.

3. ПИЛОТАЖНЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА

При установке на самолет сельскохозяйственной аппаратуры вследствие торможения ею потока воздуха и турбулизации его скорость обтекания горизонтального оперения уменьшается, в результате чего прирост подъемной силы на горизонтальном оперении при изменении угла атаки под воздействием возмущения уменьшается, фокус самолета смещается вперед в среднем на 2% САХ, запас центровки уменьшается, в связи с чем и продольная устойчивость самолета ухудшается.

Ухудшается также и продольная управляемость, так как уменьшение скорости обтекания воздушным потоком горизонтального оперения требует увеличения отклонения руля высоты для изменения режима полета по сравнению с транспортным самолетом на 1—2°, в результате чего степень продольной управляемости самолета уменьшается.

Кроме того, продольная управляемость самолета по мере выработки ядохимикатов и топлива ухудшается из-за уменьшения центровки самолета (X_T), что сопровождается увеличением отклонения руля высоты для продольной балансировки самолета и увеличением усилий на штурвале при отклонении его для изменения режима полета.

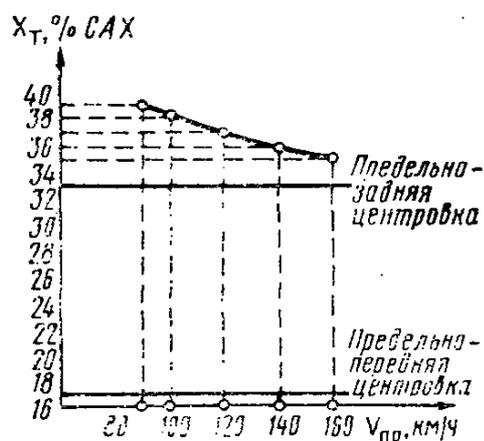


Рис. 102. График центровок, соответствующих нейтральности самолета Ан-2 сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем

На графике центровок, соответствующих нейтральности, составленном ГосНИИГА по результатам летных испытаний самолета сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем (рис. 102), показано, что при выполнении полета при номинальной мощности двигателя на скорости 160 км/ч с неотклоненными закрылками нейтральность (состояние безразличного равновесия) самолета наступает при центровке 34% САХ, тогда как на самолете транспортного варианта при аналогичных условиях полета она наступает при центровке 35,6% САХ. Это свидетельствует о том, что продольная устойчивость самолета сельскохозяй-

ственного варианта хуже, чем самолета транспортного варианта.

Поскольку фактическая центровка самолета сельскохозяйственного варианта при полной загрузке ядохимикатами (запасе топлива — 300 кг и масла — 80 кг) не превышает 27% САХ, а полет на эксплуатационной скорости 160 км/ч, обеспечивается использованием не номинальной, а крейсерской мощности (наддув — 760 мм рт. ст., обороты 1850 в минуту), то он имеет удовлетворительные характеристики продольной устойчивости по перегрузке с зафиксированным штурвалом.

При выполнении полета на номинальной мощности двигателя запас продольной устойчивости самолета по перегрузке несколько меньше установленной минимальной нормы (7% САХ), а при выполнении полета с использованием указанного выше крейсерского режима работы двигателя — превышает установленную норму.

На рис. 103 приведены балансировочные кривые отклонения руля высоты и усилий на штурвале, необходимые для изменения перегрузки на 0,4. Они составлены ГосНИИГА по результатам летных испытаний самолета сельскохозяйственного варианта с опылывателем при выполнении полета на скорости 135 км/ч, с неотклонными закрылками, при работе силовой установки на номинальной мощности и режиме малого газа и центровке 30% САХ.

Качественная и количественная оценка продольной устойчивости самолета по балансировочным кривым производится по углу наклона их к оси абсцисс.

Наклон балансировочных кривых слева — вниз — направо соответствует самолету, устойчивому по перегрузке; обратный наклон (слева — вверх — направо) — неустойчивому. Направление балансировочных кривых параллельно оси абсцисс соответствует нейтральности самолета.

Наклон балансировочной кривой зависит от того, насколько центровка самолета удалена от нейтральной. Чем больше наклон балансировочной кривой, тем больше запас устойчивости самолета по перегрузке, больше расход руля на единицу перегрузки с зафиксированным штурвалом и больше расход усилий на штурвале на единицу перегрузки с освобожденным штурвалом.

На балансировочных кривых необходимого отклонения руля высоты видно:

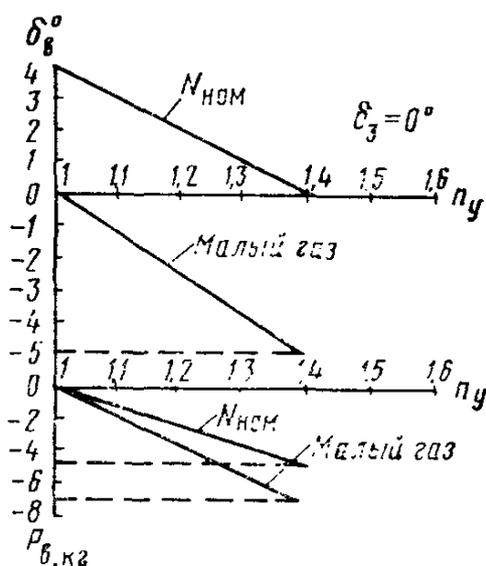


Рис. 103. Балансировочные кривые устойчивости по перегрузке самолета в сельскохозяйственном варианте с опылывателем с освобожденным и зажатым штурвалом

1) при выполнении полета на номинальной мощности двигателя с единичной перегрузкой балансирующее отклонение руля высоты вниз (+) составляет 4° .

Если при зафиксированном в таком положении штурвале самолет под воздействием внешнего возмущения окажется на режиме полета с перегрузкой 1,4, при которой для балансировки самолета не требуется отклонения руля высоты ($\delta=0^\circ$), то под воздействием отклоненного руля высоты вниз на 4° у самолета возникнет пикирующий момент, появится угловое ускорение, уменьшающее угол атаки. Вместе с этим перегрузка самолета будет уменьшаться до тех пор, пока самолет не возвратится в исходный режим полета, соответствующий уравновешиванию момента тангажа отклонением руля высоты вниз на 4° ;

2) при выполнении полета на режиме малого газа, при таком же изменении перегрузки как и при выполнении полета на номинальной мощности двигателя, степень продольной устойчивости больше.

В этом случае стабилизирующий момент самолета соответствует уравновешиванию момента тангажа отклонением руля высоты вниз на 5° .

На балансирующих кривых усилий на штурвале показано:

а) при выполнении полета с перегрузкой, равной единице как на номинальной мощности двигателя, так и на режиме малого газа, усилия на штурвале равны нулю (сняты триммером руля высоты);

б) для изменения режима полета с приращением перегрузки требуемые усилия на штурвале увеличиваются, при этом в полете на режиме малого газа — на большую величину, чем при выполнении полета на номинальной мощности двигателя.

Для изменения перегрузки с 1 до 1,4 требуемые усилия на штурвале составляют: в полете на номинальной мощности двигателя — 5 кг, на режиме малого газа — 7 кг.

Величины отклонения руля высоты и усилий на штурвале свидетельствуют о том, что самолет сельскохозяйственного варианта с опыливателем при выполнении полета на скорости 135 км/ч с центровкой 30% САХ имеет удовлетворительные характеристики продольной устойчивости по перегрузке и продольной управляемости.

Так как при обработке участка полет самолета выполняется на скорости 160 км/ч, для создания которой практически используется не номинальная мощность, а только крейсерская мощность двигателя и при центровке не 30%, а до 28% САХ, то можно сделать вывод, что самолет будет иметь хорошие характеристики устойчивости и управляемости. Однако, при эксплуатации самолета в сельскохозяйственном варианте необходимо учитывать нижеследующее.

Уменьшение диапазона скоростей в горизонтальном полете самолета у земли со 144 до 114, т. е. на 30 км/ч, и величины предельного крена на вираже ухудшает маневренные качества сель-

скохозяйственного самолета по сравнению с транспортным. Кроме того, отлив топлива и жидких ядохимикатов, особенно при резком подъеме хвостового колеса на взлете и при резком накрениении самолета, увеличивает инерционные силы, что сопровождается ухудшением управляемости самолетом.

Увеличение инерционных сил с резким накрениением самолета при выполнении стандартных разворотов или нейтрализации сноса при взлете с боковым ветром сопровождается скольжением самолета, при котором из-за уменьшения эффективной скорости воздушного потока уменьшается подъемная сила, а из-за несимметричного обтекания фюзеляжа самолета увеличивается лобовое сопротивление.

Уменьшение подъемной силы по указанным выше причинам сопровождается потерей высоты, в результате чего создаются предпосылки к столкновению с землей.

4. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА

Учитывая ухудшение летных качеств, а также пилотажных свойств самолета сельскохозяйственного варианта и особенности выполнения производственных задач, выражающихся в том, что полеты на самолете сельскохозяйственного варианта выполняются на низкой высоте и при перегрузке больше единицы, следует:

1) полет над обрабатываемым участком как при опыливаниях, так и при опрыскиваниях производить на скорости не менее 160 км/ч, для создания которой в зависимости от температуры наружного воздуха требуется использование режима работы двигателя: наддув — 700 — 780 мм. рт. ст., обороты — 1850 в минуту.

В случае уменьшения скорости полета при выполнении захода на обрабатываемый участок, что свидетельствует о значительном налипании ядохимикатов, сохраняя заданную скорость увеличением мощности двигателя, прекратить выполнение задания и произвести посадку. В целях предупреждения такого явления необходимо систематически осматривать опыливатель и не допускать налипания в нем химикатов и грязи;

2) снижение самолета на обрабатываемый участок производить по прямой в направлении створа сигнальных знаков на скорости 160 км/ч, с вертикальной скоростью не более 3 м/сек.

Довороты для исправления захода на обрабатываемый участок выполнять до 10° и до высоты не менее 20 м.

При обработке участков, расположенных на склонах гор, строго учитывать направление воздушных потоков. Полеты вниз по склону производить только в исключительных случаях при крутизне склона не более 5—6°.

3) перевод самолета в набор высоты с бреющего полета начинать заблаговременно, так как после отклонения штурвала на себя для увеличения угла атаки самолет еще некоторое время продолжает снижение. Не допускать снижения самолета на высоту менее 5 м, а над лесом и пересеченной местностью — 10 м.

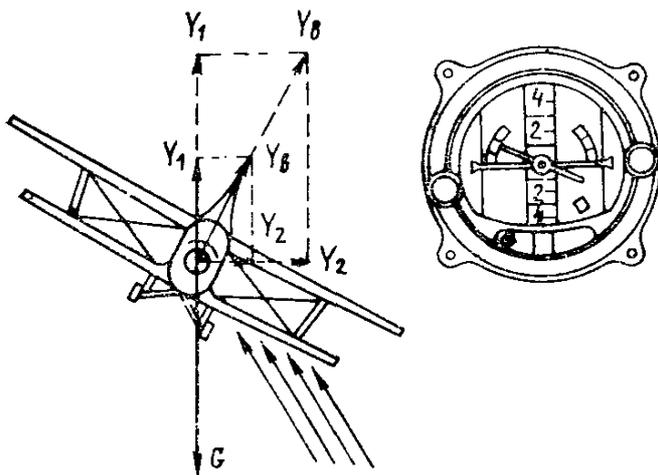


Рис. 104. Схема сил, действующих на самолет при выполнении виража со скольжением (пунктиром показана величина аэродинамических сил до нарушения координации отклонения рулей)

Отклонение штурвала на себя для перевода самолета в набор высоты производить плавно с одновременным увеличением мощности двигателя. Позднее и резкое изменение направления полета сопровождается увеличением просадки самолета, что может привести к столкновению с препятствиями. Кроме этого, при резком переводе самолета в набор высоты можно создать перегрузку, превышающую максимально допустимую, в результате чего может произойти потеря управляемости и разрушение самолета;

4) набор высоты 50 м над препятствиями при выполнении полета над равнинной местностью (100 м над пересеченной местностью) производить по прямой на скорости не менее 140 км/ч по прибору;

5) маневр самолета для захода на очередной гон выполнять с углом крена не более 30° , а над лесами и оврагами, особенно в период интенсивного прогрева почвы, не более 20° , так как под воздействием восходящих потоков воздуха в этих условиях может резко увеличиться угол крена и фактический угол атаки крыла, что приведет к ухудшению устойчивости и управляемости самолета и к потере высоты.

При выполнении маневра строго соблюдать координацию отклонения рулей и плавность перевода самолета с одного крена в другой. Неточная координация движения вызывает скольжение самолета, а резкое отклонение рулей усиливает его. Иметь в виду, что гораздо большую опасность, особенно на больших углах атаки, представляет внешнее скольжение, создаваемое большим отклонением руля направления. В этом случае подъемная сила на внешней полукоробке крыльев возрастает, в результате чего интенсивно увеличивается угол крена. Увеличение угла крена (рис. 104) приводит к образованию разницы между весом самолета (G) и вертикальной составляющей подъемной силы Y_1 , под действием которой самолет снижается, и пилот, увеличивая угол атаки, может вывести самолет на сваливание;

6) при построении маневра для повторного захода на гон необходимо учитывать силу и направление ветра. Если имеется боковой ветер к линии полета над участком, следует при выполнении стандартного разворота увеличивать угол отворота против ветра на $10-15^\circ$, т. е. доводить разворот до $90-95^\circ$ по ГПК, а по ветру — уменьшить на $10-15^\circ$, т. е. доводить до $65-70^\circ$.

Невыполнение указанных рекомендаций усложняет построение захода по створу сигнальных знаков, приводит к форсированию разворота, которое является наиболее опасной ошибкой при выполнении маневра во время авиационно-химических работ, так как создает предпосылку к столкновению с землей. При этом одинаковую опасность представляет форсирование разворота как за счет уменьшения скорости, так и за счет увеличения перегрузки;

7) форсирование разворота при неизменных значениях перегрузки и угла крена возможно только при непрерывно изменяющемся угле атаки самолета и, следовательно, при изменяющемся значении коэффициента подъемной силы. Это выполнимо при условии такого изменения скорости полета, когда произведение $c_y V^2$ будет оставаться постоянным, обеспечивая постоянство подъемной силы.

Следовательно, непрерывное увеличение в процессе виража без набора высоты значения коэффициента подъемной силы должно сопровождаться таким же уменьшением значения квадрата скорости. Поэтому радиус виража будет непрерывно уменьшаться, а время разворота — сокращаться. Разворот же с неустановившейся скоростью при постоянной перегрузке приближает самолет к сваливанию на крыло;

8) если выполнение форсированного виража с неизменным углом крена происходит при непрерывном уменьшении скорости, то такое торможение без набора высоты возможно лишь при уменьшении тяги винга по сравнению с потребной тягой на начальной скорости виража. Однако уменьшение тяги усугубляет опасность, так как подъемная сила в этом случае уменьшается вследствие более слабой обдувки и уменьшения вертикальной составляющей тяги;

9) увеличение перегрузки на вираже с постоянным углом крена за счет увеличения угла атаки самолета приводит к одновременному увеличению обеих составляющих подъемной силы: вертикальной Y_1 и горизонтальной Y_2 . При этом увеличение центробежной силы Y_2 уменьшает радиус, а увеличение составляющей Y_1 приводит к искривлению траектории вверх, т. е. к переходу самолета из горизонтального полета в набор высоты вследствие избытка составляющей подъемной силы Y_1 по сравнению с полетным весом самолета.

Такое пилотирование неизбежно приведет к уменьшению скорости полета из-за расходования кинетической энергии на подъем самолета и к увеличению его сопротивления на большем угле атаки. Но одновременное увеличение перегрузки по сравнению с потребной для виража с заданным углом крена и уменьшение скорости полета приближают самолет к сваливанию на малой высоте. Вместе с этим сложность обстановки усугубляется еще и тем, что увеличение режима работы двигателя не создает достаточно большого избытка тяги для быстрого разгона самолета, так как самолет сельскохозяйственного варианта, особенно с опрыскивателем, имеет большое сопротивление.

Увеличение перегрузки на вираже может происходить и без нарастания составляющей подъемной силы Y_1 , что возможно в условиях непрерывного увеличения угла крена в процессе виража. В этом случае составляющая подъемной силы Y_1 , равная $Y_B \cos \gamma$, при увеличивающемся значении подъемной силы сохраняется постоянной за счет уменьшения в таком же темпе $\cos \gamma$. Центросредительная сила Y_2 , равная $Y_B \sin \gamma$, непрерывно увеличивается, за счет чего происходит формирование виража. И опять, как и в первом случае, происходит уменьшение скорости полета из-за необходимости увеличить угол атаки по мере увеличения угла крена, в результате чего самолет приближается к сваливанию.

При этом сваливание самолета наступает тем раньше, чем больше крен самолета ($V_{св.р.} = V_{св.г.п.} \sqrt{n}$). Так, например, при развороте с креном 30° сваливание самолета происходит на скорости, превышающей скорость сваливания самолета в горизонтальном полете на 8%, а с креном 45° — на 20%.

Кроме того, форсирование разворота, связанное в первую очередь с непрерывным уменьшением скорости полета, значительно усложняет пилотирование самолета на малых высотах, так как в условиях быстрого изменения режима виража одновременно меняются и характеристики управляемости самолета;

10) учитывая особенности управляемости самолета сельскохозяйственного варианта, вызванные увеличением инерционных сил из-за отлива топлива и жидких ядохимикатов, подъем хвостового колеса на разбеге при взлете с боковым ветром (особенно на самолете в варианте опрыскивателя) следует производить как можно плавнее, а борьбу со сносом после отрыва — углом упреждения;

11) при заходе на посадку и при выполнении самой посадки учитывать отсутствие химикатов и малый запас топлива в баках, в результате чего центровка самолета становится более передней (в пределах 21—23% САХ). Это сопровождается резким увеличением пикирующего момента, увеличением отклонения руля высоты и усилий на штурвале в процессе выдерживания самолета и создания ему посадочного угла атаки. Для устранения пикирующего момента необходимо полностью снять триммером нагрузку на штурвале и энергично переводить самолет в трехточечное положение.

Поскольку минимальная вертикальная скорость планирования самолета сельскохозяйственного варианта на 1,2 м/сек больше, чем транспортного, то при заходе на посадку с боковым ветром борьбу со сносом целесообразно вести углом упреждения. При устранении сноса углом крена снижаются на скорости не менее 145 км/ч, а выравнивание начинают на высоте не менее 6 м.

Ни в коем случае не допускать посадку с попутным ветром, так как при этом создаются предпосылки к капотированию самолета и возникновению неуправляемых разворотов на пробеге. Тормозами на пробеге следует пользоваться только при необходимости и плавными пульсирующими нажатиями на тормозную гашетку.

Вопросы для самоконтроля

1. Отличительные особенности выполнения полета на самолете сельскохозяйственного варианта.
2. Аэродинамические характеристики самолета с аппаратурой опрыскивателя.
3. Аэродинамические характеристики самолета с аппаратурой опыливателя.
4. Взлетные характеристики самолета сельскохозяйственного варианта с полетным весом 5 250 кг при взлете в стандартных условиях.
5. Порядок определения длины разбега самолета сельскохозяйственного варианта по номограмме.
6. Летные данные самолета сельскохозяйственного варианта с опылителем в горизонтальном полете.
7. Летные данные самолета сельскохозяйственного варианта в режиме подъема.
8. Влияние сельскохозяйственной аппаратуры на снижение самолета.
9. Влияние сельскохозяйственной аппаратуры, топлива и жидких химикатов на маневренные качества самолета.
10. Влияние сельскохозяйственной аппаратуры на устойчивость и управляемость самолета.
11. Меры обеспечения безопасности при построении маневра во время выполнения авиационно-химических работ.
12. Наиболее грубые ошибки, допускаемые пилотами при выполнении маневра во время авиационно-химических работ, и их анализ.
13. Особенности выполнения полета по обработке участка на пересеченной местности.
14. Меры обеспечения безопасности при выполнении взлета, захода на посадку и производстве посадки на самолете сельскохозяйственного варианта.

Приложение 1

**Таблица единиц измерения технической (МКГСС)
и международной (СИ) систем**

Наименование величин	Символ и формула определения	Название системы	
		Техническая МКГСС (м — кг — сила — сек)	Международная СИ (м — кг — сек)
Длина	l	1 м	1 м
Масса	$m = \frac{F}{j}$	1 и (инерта) = 9,80665 кг = = кг · сек ² /м	1 кг
Время	t	1 сек	1 сек
Скорость	$V = \frac{l}{t}$	1 м/сек	1 м/сек
Ускорение	$j = \frac{V_2 - V_1}{t}$	1 м/сек ²	1 м/сек ²
Сила	$F = mj$	1 кг	1 н (ньютон) = = 1 кг · м/сек ²
Работа	$A = Fl$	1 кг · м	1 дж (джоуль) = = 1 кг · м ² /сек ²
Мощность	$N = \frac{A}{t}$	1 кг · м/сек	1 вт (ватт) = = 1 дж/сек = = 1 кг · м ² /сек ³
Давление	$p = \frac{F}{S}$	1 кг/м ²	1 н/м ² = 1 кг/м · сек ²

Анализ таблицы показывает, что из трех основных единиц в механике длина (l) и время (t) являются общими как для технической, так и для Международной систем. В качестве третьей основной единицы в технической системе взята сила (F), в Международной — масса (m).

В технической системе единицей массы служит инерта—масса материальной точки, получающей ускорение 1 м/сек^2 под действием силы в 1 кг . Иногда эту величину называют *т. е. м.* (техническая единица массы). Килограмм, как единица массы, отличается от килограмма, как единицы силы, тем, что ему сообщается ускорение, равное $9,81 \text{ м/сек}^2$.

Килограмм-силу в отличие от килограмм-массы обозначают кг . Все остальные единицы, образующие систему, являются производными. Перевод из единиц измерения технической системы (МКГСС) в единице измерения Международной системы (СИ) осуществляется с помощью переводных множителей:

Единицы массы		кг	Инерта (т. е. м.)	Единицы силы	н (ньютон)	кг
1 кг =		1	0,102	1 н =	1	0,102
Инерта (т. е. м.) =		9,81	1	1 кг =	9,81	1

Единицы работы и энергии	дж	кдж	кг · м	Единицы мощности	вт	квт	кг · м/сек
1 дж =	1	10^{-3}	0,102	1 вт =	1	10^{-3}	0,102
1 кдж =	10^3	1	102	1 квт =	10^3	1	102
1 кгм =	9,8	$9,81 \cdot 10^{-3}$	1	1 кг · м/сек =	9,81	$9,81 \cdot 10^{-3}$	1

Единицы давления	н/м ²	кг/м ²	ат	кг/см ²
1 н/м ² =	1	0,102	$9,87 \cdot 10^{-6}$	$1,02 \cdot 10^{-5}$
1 кг/м ² =	9,81	1	$9,68 \cdot 10^{-5}$	10^{-4}
1 ат =	$1,013 \cdot 10^5$	$1,033 \cdot 10^4$	1	1,033
1 кг/см ² =	$9,81 \cdot 10^4$	10^4	0,968	1

Приложение 2

Вывод формул основных характеристик установившихся режимов полета и выража

Горизонтальный полет

1. Скорость, необходимая для горизонтального полета (см. рис. 73) определяется из первого уравнения движения самолета $Y=G$.

Подставив значение подъемной силы, получим

$$c_y \frac{\rho V_{г.п}^2}{2} S = G, \quad \text{откуда} \quad V_{г.п} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \quad (\text{м/сек}).$$

2. Тяга, необходимая для горизонтального полета, определяется из второго уравнения движения $P_{г.п} = Q$.

Сила лобового сопротивления может быть определена по формуле $Q = \frac{Y}{K}$.

Учитывая, что в горизонтальном полете $Y=G$, получим $Q = \frac{G}{K}$.

Подставив значение Q в формулу для определения потребной тяги, получим:

$$P_{г.п} = \frac{G}{K} (\kappaГ).$$

3. Мощность, потребная для горизонтального полета, определяется произведением потребной тяги на скорость: $N_{г.п} = P_{г.п} V_{г.п}$ ($\kappaГм/сек$).

Для получения мощности, выраженной в лошадиных силах, следует полученное выражение разделить на 75: $N_{г.п} = \frac{P_{г.п} V_{г.п}}{75}$ (л. с.).

Подставив значение тяги и скорости, можно получить развернутую формулу мощности, потребную для горизонтального полета:

$$N_{г.п} = \frac{G \sqrt{2G}}{75K \sqrt{c_y \rho S}}; \quad N_{г.п} = \frac{\sqrt{2G^3}}{75K \sqrt{c_y \rho S}}; \quad N_{г.п} = \frac{\sqrt{2G^3}}{75K \sqrt{c_y} \sqrt{\rho S}} \text{ (л. с.)}$$

Подъем

1. Скорость, потребная для подъема (см. рис. 79) определяется из первого уравнения движения самолета: $Y = G_1 = G \cos \theta_{под}$.

Подставив значение подъемной силы, получим $c_y \frac{\rho V_{под}^2}{2} S = G \cos \theta_{под}$,

откуда
$$V_{под} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta_{под}}{c_y \rho S}},$$

или
$$V_{под} = V_{г.п} \sqrt{\cos \theta_{под}}.$$

2. Угол подъема определяется из соотношения сторон прямоугольных треугольников, образовавшихся при разложении силы веса при подъеме.

На схеме сил, действующих на самолет при подъеме, видно, что

$$\sin \theta_{под} = \frac{G_2}{G}, \quad G_2 = P_{расп} - Q.$$

Разность между располагаемой тягой ($P_{расп}$) и тягой, потребной для преодоления лобового сопротивления, называется избытком тяги и обозначается

через ΔP . Таким образом, $\sin \theta_{под} = \frac{\Delta P}{G}$.

3. Вертикальная скорость подъема определяется из соотношения сторон прямоугольного треугольника, который можно получить при разложении вектора скорости подъема ($V_{под}$) на составляющие: горизонтальную (V_x) и вертикальную ($V_{у.под}$): $V_{у.под} = V_{под} \cdot \sin \theta_{под}$.

Подставив значение $\sin \theta_{под}$, получим $V_{у.под} = \frac{\Delta P}{G} V_{под}$.

Произведение $V_{под}$ на ΔP есть избыток мощности ΔN , выраженный в $\kappaГ \cdot м/сек$. Таким образом, $V_{у.под} = \frac{\Delta N}{G}$ ($м/сек$).

Если же избыток мощности выразить в лошадиных силах, то

$$V_{у.под} = 75 \frac{\Delta N}{G} \text{ (м/сек)}.$$

Планирование

1. Скорость, необходимая для планирования (см. рис. 82), определяется, как и скорость, необходимая для подъема, из первого уравнения движения самолета:

$$Y = G_1 \cos \theta_{пл}, \text{ или } c_y \frac{\rho V_{пл}^2}{2} S = G \cos \theta_{пл}, \text{ откуда } V_{пл} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta_{пл}}{c_y \rho S}},$$

или
$$V_{пл} = V_{г.п} \sqrt{\cos \theta_{пл}}.$$

2. Угол планирования определяется с помощью схемы сил, действующих на самолет при планировании.

Из рис. 82 видно, что угол, образованный вектором сил R и Y , т. е. угол качества (θ_k) и угол, образованный векторами сил G и G_1 между собой равны.

Поскольку угол, образованный векторами сил G и G_1 , и угол планирования ($\theta_{пл}$) как углы, образованные взаимно перпендикулярными сторонами, тоже равны, то можно записать, что $\theta_k = \theta_{пл}$.

Поскольку углы между собой равны, то и тангенсы их будут также равны.

$$\operatorname{tg} \theta_k = \operatorname{tg} \theta_{пл}, \text{ а также } \operatorname{tg} \theta_k = \frac{1}{K}, \text{ то } \operatorname{tg} \theta_{пл} = \frac{1}{K}.$$

3. Вертикальная скорость планирования, как и вертикальная скорость подъема, может быть определена из треугольника скоростей при разложении вектора скорости планирования ($V_{пл}$) на составляющие: горизонтальную (V_x) и вертикальную ($V_{у.пл}$). $V_{у.пл} = V_{пл} \sin \theta_{пл}$.

При малых углах планирования (до 14°) $\sin \theta_{пл} \approx \operatorname{tg} \theta_{пл}$, следовательно, $V_{у.пл} \approx V_{пл} \operatorname{tg} \theta_{пл}$, а поскольку $\operatorname{tg} \theta_{пл} = \frac{1}{K}$,

то
$$V_{у.пл} = \frac{V_{пл}}{K} \text{ (м/сек).}$$

Для выяснения факторов, влияющих на величину вертикальной скорости планирования, можно записать, что

$$V_{у.пл} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \cdot \frac{1}{K}, \text{ или } V_{у.пл} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \cdot \frac{1}{K \sqrt{c_y}}.$$

Выраж

1. Перегрузка, необходимая для выполнения правильного виража, определяется из первого уравнения движения самолета на вираже $Y_B \cos \gamma = G$.

Зная, что перегрузка на вираже $n_B = \frac{Y_B}{G}$,

подставив значение веса самолета, получим
$$n_B = \frac{Y_B}{Y_B \cos \gamma} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

2. Скорость виража определяется также из первого уравнения движения

$$Y_B \cos \gamma = G, \text{ или } c_y \frac{\rho V_B^2}{2} S \cos \gamma = G, \text{ откуда } V_B = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S \cos \gamma}},$$

или
$$V_B = V_{г.п} \sqrt{n}.$$

3. Тяга, необходимая для виража, определяется из третьего уравнения движения

самолета на вираже
$$P_B = Q_B = c_x \frac{\rho V_B^2}{2} S.$$

Поскольку $V_B^2 = V_{Г.П}^2 n$, то $P_B = c_x \frac{\rho V_{Г.П}^2}{2} S n$, а так как $c_x \frac{\rho V_{Г.П}^2}{2} S = P_{Г.П}$,

то

$$P_B = P_{Г.П} n (\kappa \Gamma).$$

4. Мощность, потребная для выполнения виража, определяется по формуле

$$N_B = \frac{P_B V_B}{75} \text{ (л. с.)}$$

Поскольку $P_B = P_{Г.П} n$, а $V_B = V_{Г.П} \sqrt{n}$, то $N_B = \frac{P_{Г.П} V_{Г.П}}{75} n \sqrt{n}$.

Но так как

$$\frac{P_{Г.П} V_{Г.П}}{75} = N_{Г.П}, \text{ то после подстановки получим: } N_B = N_{Г.П} \sqrt{n^3}.$$

5. Величину радиуса виража можно определить, воспользовавшись третьим уравнением движения самолета на вираже:

$$Y_2 = Y_B \sin \gamma = \frac{m V_B^2}{r_B}.$$

Поскольку $m = \frac{G}{9,81}$, то из первого уравнения получим: $r_B = \frac{V_B^2}{9,81 \frac{Y}{G} \sin \gamma}$.

Так как при выполнении правильного виража

$$\frac{Y}{G} = n_B = \frac{1}{\cos \gamma}, \text{ а } \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \operatorname{tg} \gamma, \text{ то } r_B = \frac{V_B^2}{9,81 \operatorname{tg} \gamma} \text{ (м)}.$$

Зная радиус виража, можно определить время виража, разделив длину пути, пройденного самолетом при вираже, на скорость:

$$t_B = \frac{2\pi r_B}{V_B}, \text{ или } t_B = \frac{2\pi}{V_B} \cdot \frac{V_B^2}{9,81 \operatorname{tg} \gamma}.$$

Разделив $2\pi = 6,28$ на $9,81$ и сократив числитель и знаменатель на V_B , получим: $t_B = 0,64 \frac{V_B}{\operatorname{tg} \gamma} \text{ (сек)}$.

Введение	3
Основные обозначения	4
Г Л А В А I. Основные свойства и законы движения воздуха	
1. Основные параметры воздуха	5
2. Основные физические свойства воздуха	6
3. Воздушный поток и виды его движения	7
4. Закон постоянства секундного расхода воздуха	7
5. Закон Бернулли	8
6. Принцип измерения скорости	10
7. Аэродинамический спектр и его элементы	12
8. Основной закон сопротивления воздуха	14
Г Л А В А II. Аэродинамические силы крыла	
1. Геометрические характеристики крыла	16
2. Полная аэродинамическая сила и ее составляющие	18
3. Подъемная сила крыла	21
4. Профильное сопротивление крыла	22
5. Индуктивное сопротивление крыла	23
6. Лобовое сопротивление крыла	24
7. Аэродинамическое качество крыла	25
8. Поляры крыла	26
9. Способы увеличения подъемной силы крыла	27
Г Л А В А III. Особенности компоновки и аэродинамические характеристики самолета Ан-2	
1. Аэродинамические силы самолета	31
2. Аэродинамическое качество самолета	31
3. Аэродинамические особенности компоновки	33
4. Аэродинамические характеристики самолета	37
5. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолета	40
Г Л А В А IV. Силовая установка	
1. Высотная характеристика и основные режимы работы двигателя	42
2. Характеристики воздушного винта	44
3. Аэродинамические силы воздушного винта	46
4. Мощность, потребная на вращение винта, и тяговая мощность винта	48
5. Коэффициент полезного действия винта	49
6. Располагаемая мощность силовой установки	50
7. Принцип работы винта изменяемого шага	52
8. Работа винта изменяемого шага и управление им в полете	54
9. Раскрутка винта и меры борьбы с ней	56
10. Сопротивление винта при отказе двигателя	56
11. Специальные винты изменяемого шага	57
12. Влияние работы воздушного винта на аэродинамические характеристики самолета	57
Г Л А В А V. Равновесие, устойчивость и управляемость самолета	
1. Центр тяжести и центровка самолета	60
2. Размещение грузов в самолете и расчет центровки	62
3. Моменты сил, действующие на самолет	67
4. Понятие о равновесии самолета	68
5. Продольное равновесие	68
6. Поперечное равновесие	70
7. Путевое равновесие	71

8. Боковое равновесие	71
9. Понятие об устойчивости самолета	71
10. Продольная устойчивость	72
11. Поперечная устойчивость	80
12. Путевая устойчивость	83
13. Боковая устойчивость	84
14. Понятие об управляемости самолета	84
15. Способы уменьшения усилий	85
16. Продольная управляемость	86
17. Балансировочные кривые самолета	87
18. Поперечная управляемость	90
19. Путевая управляемость	92
20. Связь между поперечной и путевой управляемостью	93
Г Л А В А VI. Штопор самолета	
1. Причины штопора и его виды	95
2. Вывод самолета из штопора	98
3. Срывные характеристики самолета	99
Г Л А В А VII. Горизонтальный полет самолета	
1. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете	101
2. Скорость, необходимая для горизонтального полета	101
3. Тяга, необходимая для горизонтального полета	102
4. Мощность, необходимая для горизонтального полета	103
5. Кривые располагаемой и необходимой мощностей	104
6. Два режима горизонтального полета	105
7. Влияние веса и высоты на летные данные самолета	107
8. Дальность и продолжительность полета	108
Г Л А В А VIII. Подъем самолета	
1. Силы, действующие на самолет при подъеме	111
2. Скорость, необходимая для подъема	112
3. Тяга, необходимая для подъема	112
4. Мощность, необходимая для подъема	112
5. Угол подъема	113
6. Вертикальная скорость подъема	113
7. Поляры скоростей подъема	113
8. Факторы, влияющие на характеристики подъема самолета	114
9. Порядок набора заданной высоты	116
Г Л А В А IX. Снижение самолета	
1. Силы, действующие на самолет при планировании	118
2. Скорость, необходимая для планирования	118
3. Угол планирования	119
4. Вертикальная скорость планирования	119
5. Дальность планирования	120
6. Факторы, влияющие на снижение самолета	120
7. Поляры скоростей планирования и снижения с работающим двигателем	121
Г Л А В А X. Вираж, стандартный разворот, спираль	
1. Силы, действующие на самолет при вираже	123
2. Перегрузка на вираже	124
3. Скорость, необходимая для виража	124
4. Тяга, необходимая для виража	124
5. Мощность, необходимая для виража	125
6. Радиус и время виража	126
7. Техника выполнения виража	127
8. Стандартные развороты	128
9. Характерные ошибки на виражах	129
10. Спираль	129
	199

ГЛАВА XI. Маневренность и устойчивость самолета при движении по земле

1. Маневренные свойства самолета при движении по земле	132
2. Устойчивость самолета при движении по земле	132
3. Меры безопасности при движении самолета по земле	135

ГЛАВА XII. Взлет самолета

1. Схема взлета	137
2. Силы, действующие на самолет при взлете	137
3. Виды взлета и взлетные характеристики самолета	139
4. Факторы, влияющие на разбег самолета	141
5. Определение длины разбега самолета	142
6. Взлет без применения закрылков	144
7. Взлет с отклоненными закрылками	145
8. Взлет в условиях малой плотности воздуха	146
9. Взлет с аэродрома с вязким грунтом или снежным покровом	147
10. Взлет с боковым ветром	147

ГЛАВА XIII. Посадка самолета

1. Расчет на посадку	149
2. Этапы посадки	150
3. Посадочные характеристики самолета	153
4. Посадка с отклоненными закрылками	154
5. Посадка без применения закрылков	156
6. Посадка на основные колеса	156
7. Посадка с боковым ветром	157
8. Посадка на вязкий или снежный аэродром	158
9. Вынужденная посадка	158
10. Ошибки при посадке	160
11. Уход на второй круг	162

ГЛАВА XIV. Полет в условиях обледенения

1. Характер, степень и интенсивность обледенения	163
2. Влияние обледенения на аэродинамические характеристики самолета	165
3. Влияние обледенения на безопасность полета	165
4. Особенности полетов в условиях обледенения	168

ГЛАВА XV. Перегрузка и прочность самолета

1. Общие сведения	169
2. Безопасность полета и прочность самолета при перегрузках	170
3. Перегрузки при вынужденном маневре и при полете в неспокойной атмосфере	174
4. Полет в условиях турбулентности, грозовой деятельности и горной местности	175
5. Вибрации на самолете и меры борьбы с ними	177

ГЛАВА XVI. Особенности аэродинамики и эксплуатации самолета Ан-2 в сельскохозяйственном варианте

1. Аэродинамические характеристики самолета	181
2. Летные данные самолета	182
3. Пилотажные свойства самолета	186
4. Особенности эксплуатации самолета	189
Приложение 1	193
Приложение 2	194