

П. Т. БЕХТИР, В. П. БЕХТИР

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА

САМОЛЕТА Ил-76Т

*Допущено в качестве учебного пособия для слушателей
школ высшей летной подготовки и учебно-тренировочных
отрядов гражданской авиации*



МОСКВА «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1979

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Глава 1. Конструктивно-аэродинамические особенности и характеристики самолета	4
1.1. Геометрические характеристики самолета и их аэродинамическое обоснование	5
1.2. Аэродинамические характеристики самолета	9
1.3. Механизация крыла	25
Глава 2. Основные характеристики силовой установки	30
2.1. Тяга двигателя и удельный расход топлива	30
2.2. Дроссельная характеристика двигателя	32
2.3. Зависимость тяги двигателя и удельного расхода топлива от скорости полета	35
2.4. Зависимость тяги двигателя и удельного расхода топлива от высоты полета	36
Глава 3. Горизонтальный полет	37
3.1. Скорость и тяга, потребные для горизонтального полета	37
3.2. Кривые потребных и располагаемых тяг	39
3.3. Влияние полетного веса на летные данные самолета	43
3.4. Влияние высоты на летные данные самолета	44
Глава 4. Взлет	47
4.1. Общие сведения о взлете	47
4.2. Нормальный взлет	51
4.3. Взлетные характеристики самолета	56
4.4. Особенности взлета с грунтовых ВПП	66
4.5. Особые виды взлета	68
Глава 5. Набор высоты	72
5.1. Общие сведения о наборе высоты	72
5.2. Порядок набора высоты	74
Глава 6. Снижение	77
6.1. Общие сведения о снижении	77
6.2. Порядок снижения с эшелона полета	79
6.3. Экстренное снижение	80
Глава 7. Виражи и развороты самолета	81
Глава 8. Посадка самолета	83
8.1. Общие сведения о посадке	83
8.2. Нормальный заход на посадку, посадка и уход на второй круг	84
8.3. Особенности посадки в сложных условиях и особые случаи посадки	92
Глава 9. Устойчивость и управляемость	97
9.1. Общие сведения о балансировке, устойчивости и управляемости	97
9.2. Центровка самолета и ее расчет	98
9.3. Продольное равновесие и устойчивость самолета	101
9.4. Продольная управляемость	111
9.5. Боковое равновесие, устойчивость и управляемость	118
9.6. Особенности боковой устойчивости и управляемости само-	

лета ИЛ-76Т	125
Глава 10. Полет при несимметричной тяге	130
10.1. Поведение самолета при отказе одного или двух двигателей, расположенных на одной половине крыла	130
10.2. Действия экипажа для восстановления равновесия (балансировки) самолета	132
10.3. Особенности полета при отказе одного или двух двигателей	139
Глава 11. Характеристики прочности самолета и особенности полета в неспокойном воздухе	142
11.1. Характеристики прочности и летные ограничения самолета	142
11.2. Особенности полета в неспокойном воздухе	143
Глава 12. Особенности полета при обледенении	147

Глава 1. КОНСТРУКТИВНО-АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ И ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Скоростной реактивный дозвуковой самолет Ил-76Т предназначен для перевозки крупногабаритной техники и грузов на магистральных авиалиниях с коммерческой нагрузкой 40000 кгс при эксплуатации на бетонированных ВПП и 30000 кгс — на грунтовых с крейсерской скоростью 800—850 км/ч.

Самолет Ил-76Т (рис. 1) представляет собой свободнонесущий моноплан с верхнерасположенным стреловидным крылом, однокилевым Т-образным стреловидным оперением, пятиопорным шасси и турбореактивной силовой установкой.

Шасси самолета состоит из четырех основных и одной передней опоры. На каждой опоре установлено по четыре колеса. Колеса основных опор тормозные, а передней — управляемые.

Силовая установка самолёта состоит из четырех двухконтурных турбореактивных двигателей Д-30КП, установленных под крылом на пилонах. Двигатели имеют устройство для реверсирования тяги.

Сравнительно большая энерговооруженность самолета, эффективная механизация крыла—трехщелевые выдвижные закрылки, предкрылки, тормозные щитки и спойлеры (гасители подъемной силы), реверсирование тяги двигателей и надежные тормоза колес обеспечивают хорошие взлетно-посадочные характеристики на бетонированных ВПП, а также позволяют выполнять взлет и посадку на грунтовых аэродромах.

Вспомогательная силовая установка (ВСУ) обеспечивает запуск двигателей в воздухе, питание системы кондиционирования воздуха в кабинах самолета на земле и питание электросети самолета переменным и постоянным током.

Система управления рулевыми поверхностями самолета (рулями, элеронами и гасителями подъемной силы) бустерная и выполнена по необратимой схеме, т. е. по всем трем каналам управления имеет необратимые бустерные рулевые гидроприводы, отклоняющие рулевые поверхности при перемещении рычагов управления пилотом или по сигналам системы автоматического управления (САУ). Так как бустеры работают по необратимой схеме, то усилие на рычагах управления пилотов практически отсутствует. Для имитации этих усилий применяются пружинные загрузочные устройства (загрузатели). Наряду с бустерным управлением возможно и прямое безбустерное. В обоих случаях усилия пилота на рычагах управления снимаются: при бустерном управлении механизмами триммерного эффекта (МЭТ), а при безбустерном триммерами и пружинными сервокомпенсаторами. Гасители подъемной силы (спойлеры) работают в элеронном и тормозном режиме. Управление предкрылками, закрылками и тормозными щитками электрогидравлическое, а стабилизатором — электромеханическое.

Для обеспечения требуемых характеристик боковой устойчивости и управляемости в систему управления рулем направления и элеронами включены демпферы (гасители боковых колебаний самолета).

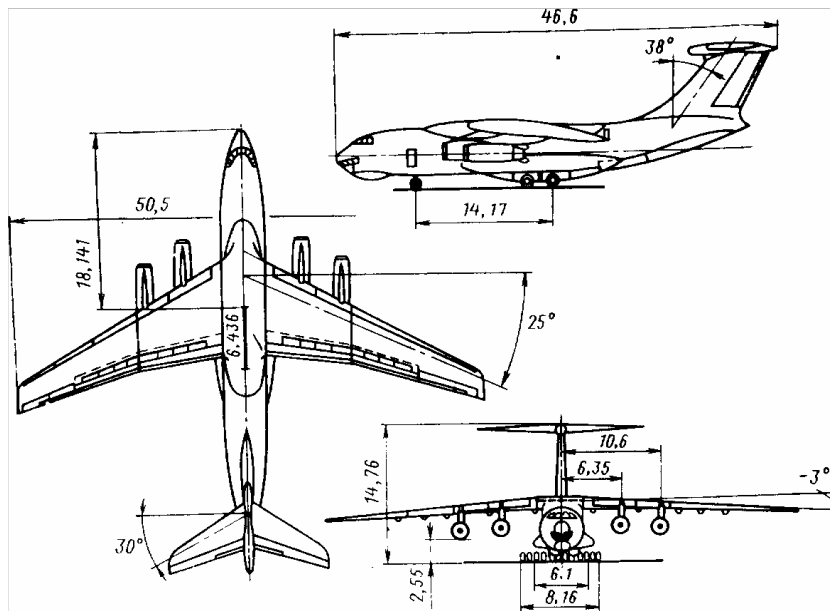


Рис. 1. Общий вид самолета Ил-76Т и его основные геометрические данные

Пилотажно-навигационное оборудование самолета обеспечивает: автоматическое счисление навигационных параметров полета по данным автономных средств навигации и выработку управляющих сигналов для выполнения полета по заданному маршруту и для захода на посадку; измерение и индикацию пилотажно-навигационных параметров полета; автоматическое и директорное управление самолетом в полете; требуемые характеристики боковой устойчивости с помощью демпферов крена и рыскания.

1.1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА И ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ

Сводная таблица геометрических данных самолета (см. рис. 1 и 2)

Размах крыла, м..... 50,50
 Длина самолета, м..... 46,60
 Высота самолета, м..... 14,76

Фюзеляж

Длина фюзеляжа, м	43,25
Диаметр миделева сечения, м	4,80
Удлинение	9
Длина грузовой кабины без ramпы, м.....	20
Длина грузовой кабины с ramпой (до гермоперегородки), м	24,5
Ширина грузовой кабины, м	3,45
Высота грузовой кабины, м	3,4
Длина ramпы, м	5
Ширина ramпы (эксплуатационная), м	3,45
Стойночный угол наклона ramпы, град	14
Расстояние от земли до пола грузовой кабины, м	2,2

<i>Крыло</i>	
Площадь без наплыва (по базовой трапеции), м ²	300
Поперечное V крыла, град	—3
Профили ЦАГИ	П-151
Средняя аэродинамическая хорда, м	6,346
Расстояние от передней кромки фюзеляжа до начала СЛХ. м	18,141
Угол установки, град:	
но борту фюзеляжа	3
в конце крыла	0
Геометрическая крутка, град	—3
Стреловидность по 1/4 хорд, град	25
Относительная толщина профиля, %:	
но борту фюзеляжа (0,095 z= 2.4м)	12,9
0,45 z= 11,4м	10,9
Относительная кривизна профиля, %:	
по борту фюзеляжа (0,095 z).....	0,8
0,45z	1,4
Удлинение	8,5
Сужение	3
Угол отклонения закрылков при взлете, град.	
с бетонированных ВПП (звенья закрылков сомкнуты—одноцелевые)	30
с грунтовых (звенья закрылка раздвинуты--трехщелевые)	43
Угол отклонения закрылков при посадке, град	43
Угол отклонения предкрылков при взлете, град:	
с бетонированных ВПП	14
с грунтовых	25
Угол отклонения предкрылков на посадке, град	25
Угол отклонения тормозного щитка на пробеге, град . .	40
Угол отклонения гасителей подъемной силы, град:	
на посадке и в полете в тормозном режиме	20
в элеронном режиме	20
Угол отклонения элеронов, град:	
вверх	28
вниз	16
Угол отклонения сервокомпенсатора при полном отклонении элеронов, град:	
вверх	30
вниз	20
Угол отклонения триммера элеронов, град	±15

Горизонтальное оперение

Размах, м	17,4
Площадь, м ²	63
Площадь руля высоты, м ²	17,2
Стреловидность по 1/4 хорд, град	30
Угол перестановки стабилизатора относительно СГФ, град от +2 до —8	
Угол отклонения руля высоты, град:	
вверх	21
вниз	15
Угол отклонения триммера-флетнера РВ, град:	
- качестве триммера: вверх	4
вниз	7
- качестве флетнера: вверх	5
вниз	7

Вертикальное оперение

Площадь, м ²	49,6
Площадь руля направления, м ²	15,6
Стреловидность по 1/4 хорд, град	38
Угол отклонения руля направления в полете, град	±27
Угол отклонения триммера РН, град	±10

Угол отклонения сервокомпенсатора при полном отклонении РН в полете,
град ± 20

Шасси

Колея шасси (по внешним колесам), м 8,16
База шасси, м 14,17
Угол отклонения колес передней опоры, град:
при рулении ± 50
на взлете и посадке ± 7

Двигатели

Расстояние от плоскости симметрии самолета до оси двигателя, м
внутреннего 6,35
внешнего 10,6
Расстояние от земли до нижней точки гондолы двигателя, м 2,55

Ознакомившись с конструктивной схемой и геометрическими данными самолета можно сделать следующие выводы.

Высокопланное расположение крыла с подвеской двигателей на пилонах снизу и Т-образное оперение позволили получить такой характер изменения коэффициента продольного момента самолета $m_z=f(\alpha)$, при котором обеспечивается продольная устойчивость самолета до больших углов атаки (при малых числах М до углов атаки $20 \dots 22^\circ$, а при выпущенных закрылках и предкрылках на максимальный угол до $\alpha=24..26^\circ$), см. рис. 61. Благодаря этому обеспечена безопасность полета на эксплуатационных углах атаки, особенно при взлете и посадке, а также при полетах на больших высотах, где используются повышенные углы атаки.

Размещение двигателей под крылом на вертикальных пилонах при схеме высокоплан обеспечивает достаточно большое их расстояние от земли (не менее 2,5 м). Вследствие этого создаются нормальные условия эксплуатации двигателей на режиме положительной тяги при взлете и посадке, а также при использовании реверсивной тяги на пробеге при посадке и прерванном взлете до скорости 50 км/ч, а в случае необходимости и до полной остановки самолета.

Крыло самолета выполнено из скоростных профилей ЦАГИ, обладающих хорошими несущими свойствами при сравнительно малом лобовом сопротивлении вплоть до максимальных скоростей полета. Геометрическая кривая крыла равна минус 3° . По форме в плане крыло трапециевидное с углом умеренной стреловидности 25° (по 1/4 хорд), углом поперечного V минус 3° , удлинением 8,5 и площадью по базовой трапеции, 300 м^2 . Выбранное таким образом крыло позволяет при сравнительно большой крейсерской скорости ($M_{\text{мах}} \approx 0,77$) получить большие значения коэффициента, подъемной силы C_y в области малых скоростей и обеспечит получение заданных взлетно-посадочных характеристик при принятой системе механизации.

Крыло самолета состоит из центроплана, двух средних и двух отъемных частей.

Средняя часть крыла (СЧК) имеет наплыв, увеличивающий его эффективную площадь. На каждой СЧК снизу установлены на пилонах по две гондолы двигателей, секции предкрылка с углом отклонения с углом отклонения 25° ,

на задней кромке внутренняя секция трехщелевого раздвижного и выдвигного закрылка с углом отклонения 43° и четыре секции (две внутренние и две внешние) тормозного щитка с углом отклонения 40° . Благодаря заднему наплыву СЧК стреловидность закрылка и тормозного щитка небольшая, что способствует повышению их эффективности.

На каждой отъемной части крыла (ОЧК) по всей передней кромке установлены три секции предкрылка. На задней кромке установлены внешние секции закрылка с углом отклонения 40° , четыре секции (две внутренние и две внешние) гасителей подъемной силы (спойлера) с углом отклонения 20° как в режиме торможения самолета, так и в элеронном режиме работы. Элероны установлены в конце ОЧК и отклоняются вверх на 28° , а вниз на 16° . Для разгрузки штурвала управления в безбустерном режиме каждый элерон имеет сервокомпенсатор и триммер. Угол отклонения сервокомпенсатора вверх 30° , а вниз 20° при полном отклонении элерона. Триммер отклоняется вверх и вниз на 15° .

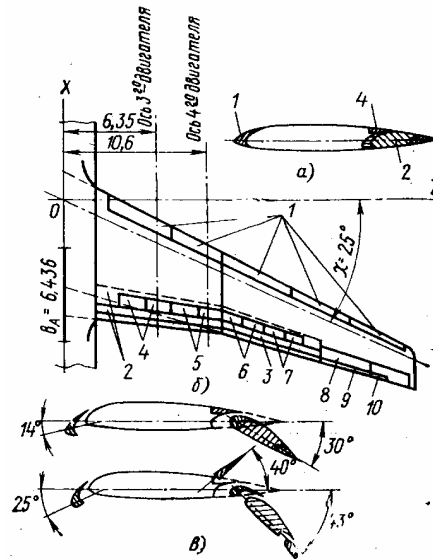


Рис. 2. Крыло самолета Ил-76Т:

- а—полетное положение механизации; б—взлетное; в—на пробеге
 1—предкрылок; 2—внутренний закрылок;
 3—внешний закрылок; 4—внутренняя секция щитка; 5—внешняя секция щитка; 6—внутренняя секция гасителя подъемной силы (спойлера); 7—внешняя секция гасителя подъемной силы; 8—элерон; 9—сервокомпенсатор элерона; 10—триммер

Наличие отрицательной геометрической кривизны и аэродинамической задерживает срыв потока в конце крыла до больших углов атаки. Благодаря этим особенностям компоновки крыла обеспечивается продольная и боковая устойчивость и управляемость до больших углов атаки. Такие крайне опасные явления как «подхватывание» самолета, боковая раскачка и срыв самолета, происходят на значительно меньших скоростях и больших углах атаки. Эффективной мерой борьбы с этими опасными явлениями являются гасители боковых колебаний самолета (демпферы крена и рыскания).

Обратное V крыла минус 3° понижает степень поперечной устойчивости самолета, что обеспечивает боковую устойчивость до больших углов атаки. Наличие наплыва крыла кроме увеличения эффективной площади вызывает уменьшение относительной кривизны и толщины профиля, что способствует увеличению $M_{кр}$. Значительное повышение $M_{кр}$ крыла достигается его стреловидностью 25° .

Хвостовое оперение — Т-образное, однокилевое, свободонесущее с уг-

лом аэродинамической стреловидности стабилизатора 30°, кия 38° Стабилизатор управляемый. Угол установки стабилизатора относительно строительной горизонтали фюзеляжа колеблется от плюс 2° до минус 8°. Руль высоты отклоняется вверх на 21°, а вниз на 15°. Продольная балансировка самолета на всех режимах (этапах) полета обеспечивается перестановкой стабилизатора, а необходимый маневр по перегрузке—отклонением руля высоты. В случае изменения продольной балансировки самолета с углом отклонения руля высоты более $\pm 2^\circ$ при включенной системе автоматического управления (САУ) перебалансировка самолета производится автоматически путем изменения угла установки стабилизатора. При выключенной САУ соответствующую перестановку стабилизатора в этом случае производит пилот. Угол установки стабилизатора на взлете зависит от полетного веса и центровки самолета и определяется по специальному графику. Киль установлен в плоскости симметрии самолета. Руль направления отклоняется на угол $\pm 27^\circ$

Критическое число $M_{кр}$ оперения несколько больше $M_{кр}$ крыла. Это достигается большей стреловидностью, меньшей относительной толщиной, меньшим удлинением, отсутствием кривизны профиля и меньшими углами атаки чем у крыла. Благодаря этому обеспечиваются нормальные характеристики устойчивости и управляемости на больших числах M .

1.2. Аэродинамические характеристики самолета

Значения аэродинамических характеристик самолета определяются опытным путем в аэродинамических лабораториях, уточняются в процессе летных испытаний и даются в виде графиков. Обычно даются графики зависимости коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α и поляры самолета, выражающей зависимость коэффициента C_y от коэффициента C_x самолета, т. е. $C_y = f(C_x)$.

На рис. 3 изображены графики аэродинамических характеристик самолета Ил-76Т при различной конфигурации, т. е. при различном положении шасси и механизации крыла.

Аэродинамические характеристики самолета с убраным шасси и механизацией крыла для малых чисел M . По этим графикам на рис. 3 (кривые 1 и 1') можно определить:

1. Аэродинамические характеристики самолета на каждом угле атаки. Для этого на оси абсцисс кривой $C_y = f(\alpha)$ находим заданный угол атаки α , а на оси ординат — значение C_y , на поляре — значение C_y и C_x , соответствующие α . По значениям C_y и C_x вычислим аэродинамическое качество $K = C_y / C_x$ и угол качества

$$\theta (\operatorname{tg} \theta = C_x / C_y = 1 / K).$$

2. Точка пересечения кривой $C_y = f(\alpha)$ с осью абсцисс даст значение угла атаки нулевой подъемной силы α_0 , который равен $1,5^\circ$. При этом угле атаки $C_y = 0$, $K = 0$, а $C_{x0} = 0,023 = C_{x_{\min}}$. Как видим α_0 положительный. Это объясняется тем, что за угол атаки самолета принимается угол атаки корневой части крыла. Известно, что крыло имеет геометрическую крутку $\Delta \Phi_{кр} = - 3^\circ$, при этом угол установки корневой части крыла 3^0 , а в конце крыла 0° . Поэтому, если корне-

вая часть крыла имеет угол атаки $\alpha_o = 1,5^\circ$, то концевая часть имеет $\alpha_o = -1,5^\circ$. Кроме того, при $\alpha_o = 1,5^\circ$ фюзеляж имеет отрицательный угол атаки ($-1,5^\circ$), а на стабилизаторе также отрицательный, но больше по абсолютной величине. Следовательно, на $\alpha_o = 1,5^\circ$ корневая часть крыла создает положительную подъемную силу, а концевая часть крыла, фюзеляж и горизонтальное оперение создают такую же отрицательную подъемную силу. В результате $C_y = 0$ при $\alpha_o = 1,5^\circ$. Это явление справедливо и на других углах атаки. Поэтому необходимо всегда учитывать, что угол атаки в концевой части крыла на 3° меньше чем корневой.

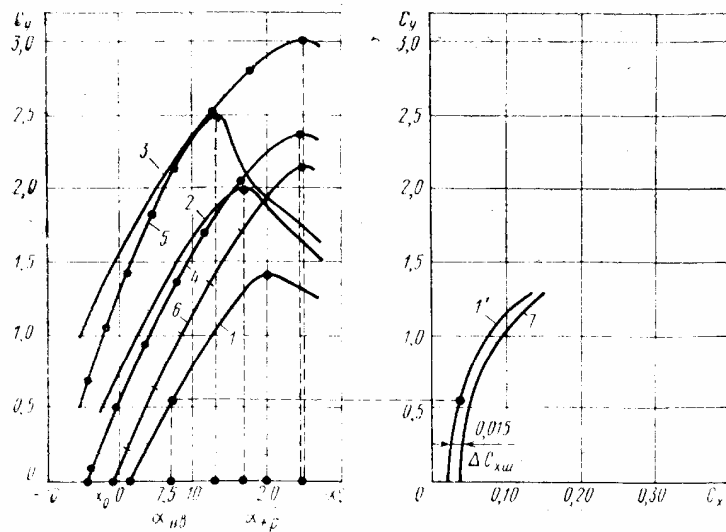


Рис. 3. Аэродинамические характеристики самолета Ил-76Т:

1—шасси и механизация крыла убраны;
 2— $\delta_3 = 30^\circ$; $\delta_{np} = 0$; $\delta_{т.щ} = 0$; $\delta_{сш} = 0$;
 3— $\delta_3 = 43^\circ$; $\delta_{np} = 0$; $\delta_{т.щ} = 0$; $\delta_{сш} = 0$; 4— $\delta_3 = 30^\circ$; $\delta_{np} = 14^\circ$; $\delta_{т.щ} = 0$; $\delta_{сш} = 0$; 5— $\delta_3 = 43^\circ$;
 $\delta_{np} = 25^\circ$; $\delta_{т.щ} = 0$; $\delta_{сш} = 0$; 6— $\delta_3 = 43^\circ$; $\delta_{np} = 25^\circ$; $\delta_{т.щ} = 40^\circ$; $\delta_{сш} = 20^\circ$; 7—механиза-
 ция крыла убрана, шасси вынуждено

3. Касательная к поляре, проведенная из начала координат, определяет в точке касания наиболее выгодный угол атаки $\alpha_{нв}$, который равен $7,5^\circ$ (по корневой хорде крыла). На этом угле атаки $K_{max} = 0,555/0,0358 = 15,5$.

4. Проведя касательную к графикам параллельно оси абсцисс, определим величину $C_{y \max} = 1,42$, которая соответствует критическому углу атаки $\alpha_{кр} = 20^\circ$.

5. Кривая $C_y = f(\alpha)$ на значительном диапазоне углов атаки (до $\alpha = 17 \dots 18^\circ$) представляет почти прямую. Это указывает на то, что C_y возрастает пропорционально увеличению угла атаки. При углах атаки более $17 \dots 18^\circ$ рост C_y замедляется. Это объясняется тем, что начиная с углов атаки 18° нарушается плавность обтекания по задней кромке крыла. Наличие вихрей на верхней поверхности профиля вызывает некоторое уменьшение средней величины разрежения над крылом. Вихреобразование в полете сопровождается появле-

нием слабой тряски, которая с дальнейшим увеличением углов атаки усиливается. Появление тряски предупреждает пилота о выходе самолета на углы атаки, близкие к критическому.

Для обеспечения безопасности полета необходимо знать срывные углы атаки и соответствующие им приборные скорости, при которых возможна потеря равновесия самолета.

Аэродинамические характеристики самолета при различных числах М. Самолет Ил-76Т имеет ограничения максимальной скорости полета по числу $M=0,77$. Эти ограничения вызваны прежде всего ненормальной работой крыла и хвостового оперения на больших числах M . Так, при числах $M > M_{кр}$, происходит смешанное обтекание крыльевых профилей, т. е. на профиле крыла имеет место дозвуковое обтекание, звуковое и образуются местные сверхзвуковые зоны, которые заканчиваются скачками давления. Сверхзвуковые зоны обтекания характеризуются значительными разрежениями воздуха, в результате чего при смешанном обтекании крыльевых профилей значительно изменяется картина распределения давления по профилю и как следствие изменяется величина аэродинамических характеристик, характеристик устойчивости и управляемости, возникают вибрации самолета. Большинство из этих явлений представляют большую опасность для полета. Для выяснения этих явлений в полете необходимо рассмотреть работу крыла на различных числах M . Для этой цели следует напомнить ряд общих положений из аэродинамики больших скоростей.

1. Уравнение состояния газа. Состояние всякого газа характеризуется его плотностью, температурой и давлением.

Зависимость между статическим давлением газа, его плотностью и абсолютной температурой выражается уравнением состояния идеального газа

$$p = \rho gRT$$

где p — статическое давление газа, $кгс/м^2$, ρ — массовая плотность газа в $кгс \cdot с^2/м^4$, R — постоянная величина, называемая газовой постоянной $кгс \cdot м / кгс \cdot град$. Газовая постоянная определяется опытным путем: для воздуха $R = 29,27$ $кгс \cdot м / кгс \cdot град$; T — абсолютная температура газа.

Из уравнения видно, что величина статического давления газа находится в прямой зависимости от его плотности, абсолютной температуры и газовой постоянной.

2. Звук, скорость звука и число М. В воздухе, как и в упругой среде, колебания распространяются в виде продольных волн. В процессе звуковых колебаний происходит сжатие и расширение воздуха. Учитывая высокую частоту колебаний, процесс сжатия и расширения воздуха можно считать адиабатическим. Следовательно, в процессе распространения звука плотность, температура и давление воздуха изменяются по адиабатическому закону. Скорость, с которой распространяются малые изменения давления, а значит и плотности воздуха, называется *скоростью звука*.

Скорость распространения звука в любом газе может быть определена по формуле: $a = \sqrt{kp / \rho}$

Подставив значение p в формулу, получим

где: для воздуха $k=1,4$; $g=9,81$ $м/с^2$. Подставив эти значения, получим

$$a = \sqrt{kgRT}$$

скорость звука в воздухе $a \approx 20,1 \sqrt{T}$ $м/с$.

Скорость звука в любом газе зависит от природы газа, так как k и R для разных газов различны. Кроме того, скорость звука находится в прямой зависимости от абсолютной температуры. При большей температуре скорость движения молекул воздуха и его упругость больше, поэтому процесс сжатия распространяется с большей скоростью. При $t=15^{\circ}\text{C}$, $T=288\text{K}$, $a=340,4\text{м/с}^2 \approx 1225 \text{ км/ч}$.

С поднятием на высоту температура воздуха понижается на каждые 1000 м высоты на $6,5^{\circ}\text{C}$; вследствие чего скорость звука уменьшается в среднем на 4 м/с. На высотах от 11 000 до 25 000 м температура воздуха не изменяется, следовательно, скорость звука остается постоянной. На $H=11000 \dots 25000 \text{ м}$, $t=-56,5^{\circ}\text{C}$, $T=216,5\text{K}$ $a=292,2 \text{ м/с} \approx 1063 \text{ км/ч}$.

Скорость звука связана со сжимаемостью воздуха, поэтому она может служить критерием при оценке влияния сжимаемости воздуха на полет самолета с большими скоростями. Влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические и летные характеристики самолета зависит от того, насколько скорость полета самолета близка к скорости звука. Многие явления в полете, в том числе и небезопасные (ухудшение устойчивости и управляемости, вибрация самолета и т. п.), зависят от сжимаемости воздуха, а следовательно, и от скорости звука. Поэтому экипажу самолета необходимо точно знать, как близка скорость полета самолета к скорости звука. Приборы, которые замеряют приборную и истинную скорости, определить близость скорости полета к скорости звука не могут, так как скорость звука в воздухе непостоянна. Следовательно, для контроля полета необходимо иметь прибор, который мог бы точно определить, как близка скорость полета к скорости звука. Таким прибором является указатель числа M .

Число M выражается отношением истинной скорости полета к скорости звука, т. е. $M=V/a$. Из этого определения следует, что дозвуковой полет характеризуется числом $M<1$, звуковой $M=1$, а сверхзвуковой $M>1$. Большинство современных транспортных самолетов являются дозвуковыми и имеют ограничения по числу M .

Для самолета Ил-76Т для всех элементов полета, включая и экстренное снижение, максимально допустимое число M равно 0,77.

3. Закон постоянства расхода воздуха в струйке. Закон постоянства расхода — это закон сохранения количества (массы) вещества в газовых (воздушных) струйках. Количество воздуха, проходящего за одну секунду через любое сечение струйки, зависит от его плотности ρ , площади сечения S и скорости течения V .

Таким образом, постоянство секундной массы воздуха, проходящей через любое сечение струйки, можно записать уравнением

$$m_{\text{сек}} = \rho SV = \text{const}$$

Практическое значение уравнения постоянства расхода заключается в том, что оно устанавливает связь между скоростью и сечением струйки.

4. Закон Бернулли. Закон Бернулли выражает зависимость между давлением и скоростью в любой точке установившегося воздушного потока.

В установившемся потоке молекулы воздуха имеют два вида движений: тепловое (беспорядочное) и поступательное в направлении потока. В результате теплового движения молекул возникает статическое давление $p=\rho gKT$. В результате поступательного движения молекул воздушный поток создает динамическое давление (скоростной напор), которое может быть выражено формулой $q=\rho V^2/2$.

На основании закона сохранения энергии в изолированной струйке сумма статического давления p и динамического давления есть величина постоянная, т. е. $p + \rho V^2/2 = const$.

Это уравнение устанавливает связь между статическим давлением и скоростью в струйке и носит название уравнения Бернулли (для малых чисел M). Из уравнения Бернулли видно, что увеличение скорости потока и его кинетической энергии возможно только вследствие уменьшения статического давления.

Если течение воздуха происходит при числах $M > 0,4$, то при изменении сечения изолированной струйки воздух адиабатически сжимается, а его плотность, температура и внутренняя энергия изменяются. Поэтому связь между давлением и скоростью, выраженная предыдущим уравнением, будет неточной. Уравнение Бернулли для больших чисел M

$$\frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = const$$

где k — показатель адиабаты.

Коэффициент $k/(k-1)$ в первом слагаемом вводит поправку в зависимость между скоростью и давлением в сжимаемом потоке.

Используя уравнение состояния газа, можно написать, что $p/\rho = gRT$ и заменив в первом слагаемом уравнения величину p/ρ на gRT , получим следующее выражение уравнения Бернулли:

$$\frac{k}{k-1} gRT + \frac{V^2}{2} = const$$

В этом виде уравнение Бернулли устанавливает связь между скоростью и температурой воздуха вдоль струйки сжимаемого потока.

Используя формулу для определения скорости звука $a^2 = kgRT$, получим уравнение Бернулли, которое устанавливает связь между скоростью потока и

$$\frac{a^2}{k-1} + \frac{V^2}{2} = const$$

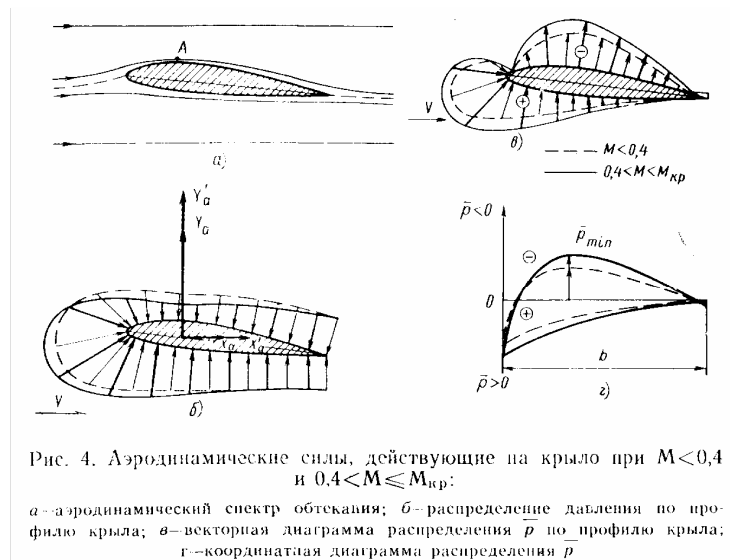
скоростью звука в этом потоке

Из уравнения Бернулли для больших чисел M следует, что при ускорении воздушного потока в струйке кинетическая энергия увеличивается, при этом воздух адиабатически расширяется, а его плотность ρ , температура T , давление $p = \rho gRT$ и скорость звука $a = 20,1\sqrt{T}$ уменьшаются. И, наоборот, при торможении воздух адиабатически сжимается, его плотность, температура, давление и скорость звука в нем увеличиваются (кинетическая энергия переходит в тепловую).

На основании закона постоянства расхода воздуха в струйке и закона Бернулли можно изучить особенности работы крыла и изменение его аэродинамических характеристик при увеличении числа M . Рассмотрим аэродинамические силы крыла при малых числах $M < 0,4$ (рис. 4).

На верхней поверхности профиля крыла, установленного под положительным углом атаки, сечения струек набегающего потока до точки профиля A постепенно уменьшаются, скорость течения увеличивается вследствие уменьшения статического давления (см. рис. 4, б). От точки A сечения струек постепенно увеличиваются, скорость потока уменьшается вследствие увеличения статического давления. В итоге на верхней поверхности крыла статическое давление воздуха меньше давления в набегающем потоке.

Впереди крыла и под крылом сечение струек больше, скорость потока меньше, статическое давление больше давления в невозмущенном потоке.



Такие явления наблюдаются в основном потоке (вне пограничного слоя).

Кроме основного потока, обтекающего профиль крыла, в непосредственной близости к его поверхности имеется пограничный *слой*, в котором происходит относительное движение слоев, а значит, и проявляются силы вязкости (силы трения), приложенные к поверхности крыла, направленные по потоку (касательно поверхности профиля).

В результате неравномерного распределения давления по поверхности крыла и сил трения в пограничном слое возникает аэродинамическая сила R_a , которая приложена в центре давления крыла и направлена в сторону пониженного давления.

Так как при изменении углов атаки крыла давление на профиле перераспределяется, а величина, направление и точки приложения силы R_a изменяются, то силу R_a раскладывают на две составляющие, которые имеют постоянное направление.

Аэродинамическая подъемная сила Y_a всегда направлена перпендикулярно к набегающему потоку (вектору скорости полета) в сторону пониженного давления и возникает вследствие разности давлений под крылом и над ним.

Сила лобового сопротивления X_a направлена параллельно набегающему потоку (параллельно вектору скорости полета, но в обратную сторону).

Сила лобового сопротивления возникает вследствие разности давлений впереди крыла и за ним, а также вследствие трения воздуха в пограничном слое крыла.

Величина этих сил определяется соответственно по формулам:

$$Y_a = C_{ya} S \rho V^2 / 2 \quad X_a = C_{xa} S \rho V^2 / 2$$

где $q = \rho V^2 / 2$ — скоростной напор; C_{ya} — коэффициент подъемной силы; C_{xa}

— коэффициент силы лобового сопротивления; S — площадь крыла, m^2 ; ρ — плотность воздуха, $kg\ m^{-3}$; V — скорость полета (набегающего потока), m/s .

Коэффициенты C_{ya} и C_{xa} определяются опытным путем. Они соответственно учитывают зависимость Y_a и X_a от угла атаки, его формы, состояния поверхности крыла и числа M (оно учитывает влияние сжимаемости воздуха).

Коэффициент C_{ya} зависит прежде всего от распределения давления по профилю крыла, а коэффициент C_{xa} кроме того, и состояния поверхности крыла. В дальнейшем величины Y_a , X_a , C_{ya} и C_{xa} будут обозначаться соответственно Y , X , C_y и C_x , так как везде речь будет идти об аэродинамических силах и их коэффициентах, рассмотренных в скоростной системе координат $Ox_a y_a z_a$ (см. ГОСТ 20058-74).

Картину распределения давления по профилю удобно изображать при помощи коэффициентов давления p с чертой (рис. 4, в, г). Если давление в невозмущенном потоке (вдали от профиля крыла) обозначим через p , а давление в какой-либо точке профиля — через $p_{мест}$, то разность $p_{мест} - p = \Delta p$ выражает избыточное давление в данной точке профиля. Коэффициент давления определяется так:

$$\bar{p} = \frac{p_{мест} - p}{\rho V^2 / 2} = \frac{\Delta p}{\rho V^2 / 2} \quad \text{или} \quad \bar{p} = 1 - \frac{V_{мест}^2}{V^2}$$

Таким образом, коэффициент давления p выражается отношением избыточного давления в данной точке профиля к динамическому давлению невозмущенного потока.

Из определения коэффициента p (с чертой) видно, что если избыточное давление на крыле Δp растет пропорционально динамическому давлению $\rho V^2 / 2$, то коэффициент p (с чертой) остается величиной постоянной.

Если в какой-либо точке профиля (например, под крылом при $\alpha > 0$) давление $p_{мест}$ больше, чем давление p в невозмущенном потоке, то избыточное давление Δp и коэффициент давления p положительны (векторы на рис. 4, в направлены по нормали к контуру профиля). И, наоборот, если давление в точке профиля (над крылом при $\alpha > 0$) $p_{мест}$ меньше давления p невозмущенного потока, то избыточное давление и коэффициент давления p отрицательны (векторы направлены по нормали от контура профиля крыла).

Из выражения для коэффициента давления следует, что если при постоянном угле атаки крыла увеличить скорость набегающего потока, то пропорционально ей увеличиваются и все местные скорости на профиле, а это значит, что отношение $V_{мест}^2 / V^2$ и коэффициенты давления p останутся постоянными в каждой точке профиля. Следовательно, избыточные давления на профиле в этом случае растут прямо пропорционально динамическому давлению невозмущенного потока.

Пропорциональность между избыточным давлением Δp на профиле крыла и динамическим давлением $\rho V^2 / 2$ невозмущенного потока (постоянство коэффициентов p) при изменении скорости нарушается при таких числах M , когда начинает сказываться сжимаемость воздуха. Например, при числах $M > 0,4$ в критической точке профиля крыла (передняя кромка) поток тормозится, воздух сжимается, его плотность увеличивается, а значит, увеличивается и динамическое давление по сравнению с динамическим давлением невозмущенного потока. Это вызывает дополнительный прирост избыточного

давления и коэффициента давления p .

В тех точках профиля, где поток ускоряется, воздух расширяется, его плотность, температура и давление уменьшаются. Это вызывает дополнительное ускорение потока, в результате которого создается большее разрежение. Отрицательные избыточные давления по абсолютной величине возрастают быстрее, чем динамическое давление невозмущенного потока, а значит и отрицательные значения коэффициентов давления по абсолютной величине увеличиваются.

Отложив в некотором масштабе величины коэффициента давления по нормали, к контуру профиля, получим векторную диаграмму распределения давления (см. рис. 4, в).

Можно построить также координатную диаграмму распределения давления (см. рис. 4, з). В этом случае хорду профиля принимают за единицу и располагают по оси абсцисс, а коэффициент давления p откладывают по оси ординат. Отрицательные значения p откладывают вверх, а положительные — вниз.

На диаграммах рис. 4, в, з, распределение давления соответствует картине распределения давления, изображенной на рис. 4 б. По величине площади диаграммы коэффициентов давления можно судить о величине коэффициента C_y . Избыточные давления под крылом и над ним можно заменить их средними значениями, соответственно $\Delta p_{н.ср}$ и $\Delta p_{в.ср}$. Тогда подъемная сила крыла будет равна произведению разности средних избыточных давлений под крылом и над ним $\Delta p_{н.ср} - \Delta p_{в.ср}$ на площадь крыла S

$$Y = (\Delta p_{н.ср} - \Delta p_{в.ср})S$$

Так как коэффициент давления:

$$\bar{p} = \frac{\Delta p}{\rho V^2 / 2}$$

то из этого выражения

$$\Delta p = \bar{p}(\rho V^2 / 2)$$

а подъемная сила

$$C_y = (\bar{p}_{н.ср} - \bar{p}_{в.ср})S\rho V^2 / 2$$

Сравнивая формулы определения подъемной силы, видим, что

$$Y = (\bar{p}_{н.ср} - \bar{p}_{в.ср})S\rho V^2 / 2$$

Таким образом,

$$Y = (\bar{p}_{н.ср} - \bar{p}_{в.ср})S\rho V^2 / 2 = C_y S\rho V^2 / 2$$

т. е. коэффициент подъемной силы C_y — разность средних коэффициентов давления под крылом и над ним.

Из выражения для C_y видим, что он зависит от тех же факторов, что и раз-

$$C_y = \bar{p}_{н.ср} - \bar{p}_{в.ср}$$

ность средних коэффициентов давления, т. е. от формы крыла, угла атаки и числа M .

Если изменить форму крыла или угол атаки, то изменятся местные давления, избыточные давления и коэффициенты давления по крылу, а значит, изменятся и величины коэффициентов C_y и C_x .

При числах $M < 0,4$ сжимаемость воздуха практически не влияет на картину распределения давления по профилю крыла, а значит избыточное давление Δp по профилю изменяется пропорционально скоростному напору $\rho V^2/2$, величина коэффициентов давления p , а также коэффициентов C_y и C_x на каждом угле атаки остается постоянной. Следовательно, положение графиков $C_y = f(\alpha)$ и $C_y = f(C_x)$ в системе координат не изменится (рис. 5 при $M < 0,4$). На рис. 4 картина распределения давления и коэффициентов давления p ограничена пунктирной линией.

Учитывая особенности течения воздуха при $M > 0,4$, можно установить особенности работы крыла при этих числах M . Картина распределения давления по профилю на рис. 4 ограничена контурной линией.

На верхней поверхности крыла, так же как и при малых числах M поток ускоряется, но в процессе ускорения воздух адиабатически расширяется. Его плотность и температура значительно уменьшаются, вследствие чего более значительно уменьшаются местные давления. Впереди крыла и под ним поток тормозится, воздух адиабатически сжимается, его плотность, температура и давление повышаются в большей степени, чем при малых числах M .

Вследствие дополнительного понижения давления (разрежения) над крылом и дополнительного повышения давления под крылом, вызванного сжимаемостью воздуха, подъемная сила крыла увеличивается. Дополнительное повышение давления впереди крыла и рост силы трения в пограничном слое вызывает увеличение лобового сопротивления. Подъемная сила и сила лобового сопротивления при этих числах M возрастают не пропорционально квадрату скорости, а в несколько большей степени, что учитывается увеличением коэффициентов подъемной силы C_y и лобового сопротивления C_x .

Величину коэффициента C_y с учетом сжимаемости воздуха до $M_{кр}$ приближенно можно определить по формуле

$$C_{y\ cж} = C_{y\ несж} / \sqrt{1 - M^2}$$

где $C_{y\ несж}$ соответствует числам $M = 0,2 \dots 0,3$.

Так, если $C_{y\ несж} = 0,4$, то при $M = 0,7$ получим $C_{y\ сж} = 0,56$.

Подъемная сила при этих числах M растет пропорционально квадрату скорости и вследствие увеличения C_y , вызванного сжимаемостью воздуха.

Сила лобового сопротивления увеличивается пропорционально квадрату скорости, а также вследствие увеличения коэффициента C_x .

Величина аэродинамического качества самолета несколько уменьшается. Рост коэффициентов C_y и C_x в результате сжимаемости воздуха вызывает смещение каждого угла атаки и самой поляры вверх и вправо, а кривая $C_y = f(\alpha)$ увеличивает угол наклона относительно оси абсцисс (см. рис. 5, $M = 0,6$, $M_{кр}$ со звездой и α).

Рост коэффициента C_y на каждом угле атаки не означает, что при больших числах M растет и $C_{y\ max}$. Наоборот, при числах $M >> 0,4$ наблюдается уменьшение $C_{y\ max}$ и $C_{y\ tr}$ вследствие уменьшения $\alpha_{кр}$ и α_{tr} . Критический угол атаки и угол атаки тряски в этом случае уменьшаются потому, что срыв потока на крыле начинается на меньших углах атаки. Это можно объяснить следующим. На верхней поверхности профиля крыла воздух в процессе ускорения значительно расширяется, а давление понижается, затем воздух резко

тормозится у задней поверхности профиля и давление резко возрастает. Большая разность давлений вызывает перемещение пограничного слоя воздуха от задней кромки вперед, вследствие чего он набухает и срывается в виде вихрей при меньших углах атаки.

Таким образом на больших числах M уменьшается критический угол атаки и величина $C_{y\max}$. Тряска самолета начинается также при меньших углах атаки и величина $C_{y\text{тр}} \approx C_{y\text{доп}}$ уменьшается. Учитывая это, полет в неспокойном воздухе следует выполнять на меньших числах M , так как возможно резкое увеличение углов атаки.

Такие изменения в работе крыла и его аэродинамических характеристик наблюдаются до $M_{\text{кр}}$.

Пусть скорость набегающего потока на крыло, установленное под положительным углом атаки, меньше скорости звука в этом потоке ($V < a$). Поток в верхней части профиля ускоряется, его плотность, температура, давление и местная скорость звука уменьшаются. Одновременное увеличение скорости потока и уменьшение скорости звука в нем приводит к тому, что в определенной точке профиля (точке А на рис. 6) местная скорость потока становится равной местной скорости звука. Скорость набегающего потока (скорость полета) в этом случае называют скоростью волнового кризиса или критической.

Число M , соответствующее этой скорости, называется критическим $M_{\text{кр}}$.

Таким образом, число M полета, при котором впервые на поверхности обтекаемого тела (крыла, оперения и др.) хотя бы в одной точке возникает скорость потока, равная местной скорости звука, называется *критическим*.

Например, на высоте 10000 м $t = -50^\circ\text{C}$ ($T = 223\text{K}$) скорость звука $a = 1078$ км/ч. Если при скорости полета 755 км/ч на профиле крыла будет достигнута местная скорость звука, то $M_{\text{кр}} = V/a = 755/1078 = 0,7$.

На рис. 6 точка А, в которой впервые местная скорость потока достигает скорости звука, находится в верхней части профиля, где местная скорость потока максимальная, а давление и коэффициент давления минимальные. На координатной диаграмме распределения давления точка, соответствующая минимальному значению коэффициента давления (максимальному разрежению) на профиле, отмечена p_{min} , (см. рис. 4,г).

Рассмотрим аэродинамические силы и характеристики профиля крыла на числах $M > M_{\text{кр}}$.

На рис. 6 показано распределение давления по профилю в условиях обтекания крыла потоком при $M_{\text{кр}}$ и числах $M > M_{\text{кр}}$.

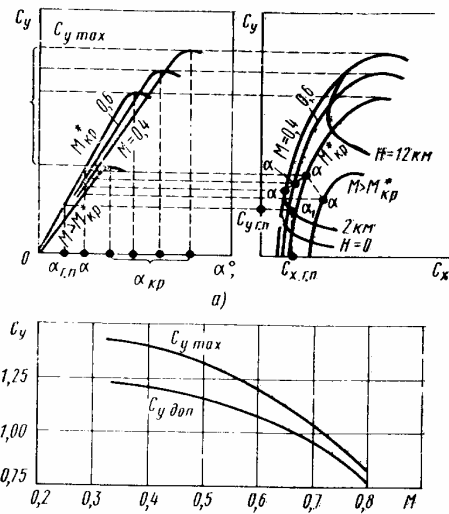


Рис. 5. Аэродинамические характеристики самолета при различных числах M :
 а—кривые $C_y = f(\alpha)$ и поляры $C_y = f(C_x)$ в общем виде; б—зависимость $C_{y\max}$ и $C_{y\text{доп}}$ от числа M самолета Ил-76Т

При $M_{кр}$ только в одной точке профиля крыла была достигнута потоком местная скорость звука. Наличие звуковой скорости в одной точке потока не изменяет величины местных скоростей и давлений по профилю крыла. Следовательно, при $M_{кр}$ крыло работает так же, как и при числе M , несколько меньшем $M_{кр}$.

Если число M невозмущенного потока становится значительно больше $M_{кр}$, то наступает режим смешанного обтекания, т. е. наряду с дозвуковыми и звуковыми местными скоростями на профиле появляются и сверхзвуковые.

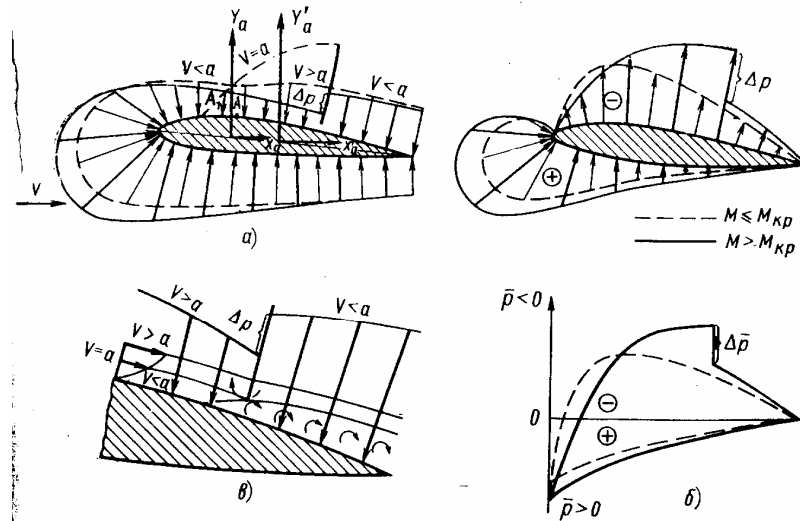


Рис. 6. Аэродинамические силы, действующие на крыло при $M \leq M_{кр}$ и $M > M_{кр}$:

а — распределение давления по профилю крыла; б — векторная и координатная диаграммы распределения p по профилю; в — срыв пограничного слоя в зоне скачка давления

Поток, обтекающий верхнюю поверхность крыла, в передней части профиля будет дозвуковым (на рис. 6 дозвуковая зона потока отмечена $V < a$). По мере набегания на профиль поток ускоряется вследствие уменьшения сечения струек. В процессе ускорения происходит адиабатическое расширение воздуха. Его плотность, температура, давление и скорость звука уменьшаются. В той линии тока, где при $M_{кр}$ была впервые достигнута местная скорость звука (точка A), при числах $M > M_{кр}$, она достигается несколько ближе к передней кромке крыла (точка A_1). Это объясняется тем, что при увеличении числа M за $M_{кр}$ все местные скорости потока на профиле увеличились, а местные скорости звука уменьшились. Такое изменение местных скоростей потока и скоростей звука обеспечивает достижение потоком местных скоростей звука и в линиях тока, находящихся на некотором расстоянии от поверхности крыла, только несколько дальше от передней кромки (см. штриховую линию на рис. 6 а, где $V = a$). Это объясняется тем, что в этой части потока сечение струек несколько больше, чем в непосредственной близости к профилю. Поэтому для достижения потоком местных звуковых скоростей требуется дополнительное

ускорение, которое происходит вследствие дальнейшего уменьшения сечения струек над передней половиной профиля крыла.

Поток, достигший местной скорости звука, продолжает ускоряться и становится сверхзвуковым. Ускорению потока (переходу через скорость звука) способствует выпуклость верхней поверхности профиля. Благодаря этому сечение струек, особенно над задней половиной профиля, увеличивается. Воздух в процессе ускорения над задней половиной профиля продолжает адиабатически расширяться, а его плотность, температура и давление падают. Снижение давления и способствует ускорению сверхзвукового потока.

Таким образом, на профиле крыла появляется сверхзвуковая зона (на рис. 6 а она отмечена $V > a$). Так как невозмущенный поток воздуха далеко впереди крыла дозвуковой и, кроме того, сечения струек и всего потока впереди крыла и за ним практически одинаковые, то скорость и давление также одинаковы. Следовательно, за профилем крыла поток также дозвуковой, а давление в нем значительно больше, чем в сверхзвуковой зоне на профиле крыла.

Поток сверхзвуковой зоны, встречая значительное противодавление потока за профилем крыла, начинает тормозиться. В процессе торможения сверхзвукового потока происходит мгновенное сжатие воздуха. Плотность, температура, давление и местная скорость звука скачкообразно возрастают, а скорость потока также скачкообразно уменьшается и становится дозвуковой. Скачкообразный рост давления и вызывает скачкообразное уменьшение скорости потока. Таким образом, вследствие торможения сверхзвукового потока на профиле крыла возникает прямой скачок уплотнения, замыкающий сверхзвуковую зону. Давление за скачком уплотнения резко увеличивается, но не достигает той величины, которая была при $M_{кр}$, когда не было сверхзвуковой зоны со скачком уплотнения. Это видно и на диаграмме распределения давления (см. рис. 6 б), где векторы p (с чертой) за скачком оказались большими, чем при $M_{кр}$. Такое изменение давления и его коэффициентов подтверждает то, что в скачке уплотнения протекает необратимый процесс сжатия воздуха, при котором часть тепловой энергии в скачке рассеивается, а значит давление и коэффициент давления p полностью восстановиться не могут.

Если профиль крыла симметричный, то при $\alpha=0$ процессы образования сверхзвуковых зон со скачками уплотнения возникают одновременно на верхней и нижней поверхностях профиля. Если же профиль крыла несимметричный или же симметричный профиль расположен под положительным углом атаки, то на нижней поверхности крыла появление сверхзвуковых зон со скачками уплотнения происходит при несколько большем числе M .

Следует обратить внимание на то, что при $M > M_{кр}$ размеры сверхзвуковой зоны на профиле крыла увеличиваются по мере увеличения числа M . Это объясняется тем, что при больших числах M поток достигает местных скоростей звука ближе к передней кромке и на большем расстоянии от профиля. Следовательно, большая масса воздуха приобретает сверхзвуковую скорость и ее торможение начинается ближе к задней кромке профиля, т. е. скачок уплотнения смещается назад. Эти явления наблюдаются в верхней и нижней сверхзвуковых зонах. При числах M , близких к единице, скачки уплотнения, замыкающие сверхзвуковые зоны, смещаются к задней кромке крыла.

Наличие сверхзвуковых зон со скачками уплотнения на крыле совершенно

по другому распределяет давление по профилю. Вследствие этого изменяется величина аэродинамических сил и перемещается точка приложения их по хорде, а следовательно, изменяются и аэродинамические характеристики профиля крыла.

Появление и развитие местных сверхзвуковых зон со скачками уплотнения на профиле крыла, приводящее к резкому изменению его аэродинамических характеристик, получило название волнового кризиса крыла.

Характер изменения коэффициента C_u при $M > M_{кр}$ на положительных углах атаки крыла определяется в основном следующими явлениями, характеризующими работу крыла.

1. При $M > M_{кр}$ в дозвуковых зонах потока на профиле крыла наблюдаются те же явления, что и при $M < M_{кр}$, т. е. на верхней поверхности увеличивается разрежение, что способствует увеличению коэффициента C_u (см. рис. 6 а, б).

2. При $M > M_{кр}$ развивается сверхзвуковая зона на верхней поверхности, в которой воздух продолжает ускоряться и расширяться. Расширение воздуха вызывает значительное понижение давления вследствие уменьшения его плотности и температуры, а следовательно, рост разрежения. Это способствует увеличению C_u .

3. В скачке уплотнения при сжатии воздуха происходит необратимый процесс, часть тепловой энергии потока рассеивается, поэтому за скачком давление оказывается меньшим, чем на докритических числах M , что способствует увеличению коэффициента C_u .

Таким образом, некоторое увеличение коэффициента C_u после $M_{кр}$ до числа $M^*_{кр}$, происходит вследствие перечисленных явлений.

4. Вслед за появлением сверхзвуковой зоны со скачком уплотнения на верхней поверхности при числе M , несколько большем $M_{кр}$, начинает появляться и развиваться сверхзвуковая зона со скачком уплотнения на нижней поверхности, причем обычно несколько ближе к задней кромке крыла. Эта зона характеризуется значительным разрежением воздуха, а значит и сильным уменьшением плотности, температуры и давления (особенно на малых углах атаки). Значительное падение давления в этой зоне является причиной уменьшения коэффициента C_u после $M^*_{кр}$. Уменьшение C_u называется срывом потока за скачком—волновым срывом.

Такое изменение коэффициента C_u после $M_{кр}$ оказывает существенное влияние на величину подъемной силы. Так, до $M^*_{кр}$ подъемная сила продолжает увеличиваться пропорционально квадрату скорости и вследствие роста C_u . После $M^*_{кр}$ C_u резко уменьшается и подъемная сила крыла также уменьшается, хотя число M (скорость полета) возрастает. Появление и развитие сверхзвуковых зон со скачками уплотнения на верхней и нижней поверхностях профиля при $M > M_{кр}$ вызывает резкое увеличение коэффициента C_x . Увеличение коэффициента C_x на этих числах M определяется следующими причинами.

1. У передней кромки профиля происходит процесс сжатия воздуха, вследствие которого величина коэффициентов давления p увеличивается, что способствует увеличению и коэффициента C_x .

2. Появление и развитие сверхзвуковых зон вызывает увеличение разрежения на задней половине профиля, что способствует увеличению коэффициента C_x , причем на больших числах M сверхзвуковые зоны разрежения охватывают

более задние участки профиля, поэтому разность величин коэффициентов давления впереди профиля и за ним резко возрастает. Это вызывает более значительный рост и коэффициента C_x .

3. Так как в скачке уплотнения происходит необратимый процесс сжатия воздуха, то величина давления за скачком оказывается несколько меньше, чем на докритических числах M . Это также способствует некоторому увеличению C_x .

4. Немалую роль в росте коэффициента C_x может играть также волновой срыв пограничного слоя (см. рис. 6 в). Срыв пограничного слоя связан с тем, что скачок уплотнения начинается не на самой поверхности профиля (непосредственно у поверхности скорости течения пограничного слоя дозвуковые). Следовательно скачок уплотнения начинается на некотором (малом) расстоянии от поверхности профиля, где пограничный слой становится звуковым. Следует помнить, что пограничный слой воздуха всегда стремится перемещаться из области высокого давления в область низкого. Так как давление на профиле постепенно понижается от передней кромки до скачка уплотнения, то пограничный слой на этом участке перемещается в направлении основного потока. За скачком уплотнения давление в основном потоке и пограничном слое значительно больше, чем перед скачком в сверхзвуковой зоне. Вследствие такой разности давлений пограничный слой от задней кромки профиля перемещается под скачком уплотнения в сверхзвуковую зону. Такое течение вызывает утолщение пограничного слоя и отрыв его от поверхности крыла перед скачком уплотнения. Вихри, возникающие в зоне срыва, сносятся потоком и постепенно размываются. Лобовое сопротивление на закритических числах M резко возрастает вследствие роста C_x и пропорционально квадрату скорости.

Увеличение C_y и C_x до $M^*_{кр}$ вызывает увеличение угла наклона кривой $C_y=f(\alpha)$. Каждый угол атаки и поляра $C_y=f(C_x)$ смещается вверх из-за роста C_y и вправо из-за увеличения C_x (см. рис. 5, $M^*_{кр}$).

При числах $M > M^*_{кр}$ вследствие уменьшения C_y и увеличения C_x наклон кривой $C_y=f(\alpha)$ уменьшается, а каждый угол атаки поляру $C_y=f(C_x)$ в системе координат перемещает вниз (падение C_y) и вправо (увеличение C_x). Значение $C_{y_{max}}$ и $\alpha_{кр}$ в этом случае резко уменьшается (см. рис. 5, $M > M^*_{кр}$).

Зависимость $C_{y_{max}}$ и $C_{уд}$ от числа M для самолета Ил-76Т выражена графиком на рис. 5 б.

Поляра самолета при выпущенном положении шасси.

При выпуске шасси коэффициент C_y не изменяется и положение кривой $C_y=f(\alpha)$ в системе координат тоже не изменяется. Коэффициент лобового сопротивления самолета увеличивается в среднем на $\Delta C_{x_{ш}} \approx 0,015$, вследствие чего каждый угол атаки поляры и вся поляра в системе координат смещается вправо на эту величину (см. рис. 3, кривая 7). При увеличении C_x аэродинамическое качество уменьшается, $K_{max} \approx 10,5 \dots 11$.

Рассмотрим основные особенности стреловидного крыла самолета Ил-76Т, имеющего стреловидное крыло с углом умеренной аэродинамической стреловидности 25° , стабилизатор— 30° и киль — 38° .

Аэродинамическая стреловидность крыла χ определяется углом между поперечной осью самолета OZ и линией, которая соединяет точки, лежащие на $1/4$ хорд от передней кромки крыла.

При наличии стреловидного крыла (рис. 7 г) вектор скорости набегающего потока V можно разложить на две составляющие: $V_1=V \cos\chi$, направленную перпендикулярно линии фокусов, и $V_2=V \sin\chi$, направленную параллельно линии фокусов. Такое разложение вектора скорости потока V на составляю-

щие эквивалентно одновременному обтеканию крыла двумя потоками: потоком, перпендикулярным линии фокусов со скоростью V_1 , и потоком, параллельным линии фокусов, со скоростью V_2 .

Поток, обтекающий крыло вдоль линии фокусов со скоростью V_2 , практически не влияет на величину аэродинамических сил и их коэффициентов, так он по всей линии крыла имеет постоянную скорость и давление. Следовательно, при обтекании крыла этим потоком практически никаких изменений в картине распределения давления по крылу не происходит. Однако вследствие вязкости воздуха составляющая скорости V_2 существенно влияет на характер течения пограничного слоя, вызывая его набухание и срыв в конце крыла.

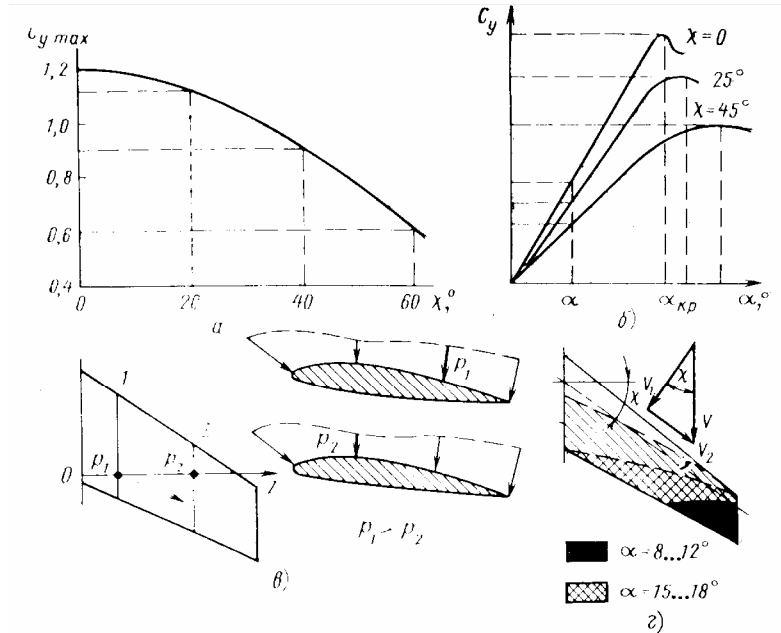


Рис. 7. Аэродинамические особенности стреловидного крыла: а) зависимость $C_{y\max}$ от угла стреловидности крыла χ ; б) зависимость C_y от α при различных χ ; в) перемещение пограничного слоя вдоль размаха крыла вследствие $p_1 > p_2$; г) развитие зон срыва вихока с увеличением α

Поток, обтекающий крыло перпендикулярно линии фокусов со скоростью V_1 , изменяет сечение струек и скорость их течения. При этом он создаёт такую картину распределения давления, которая определяет величину и точку приложения аэродинамических сил и их коэффициентов.

Учитывая эти особенности работы стреловидного крыла, можно сделать вывод о величине $M_{кр}$.

Стреловидное крыло достигает критического числа M при такой скорости потока V , когда составляющая $V_1 = V \cos \chi$ достигнет своего критического зна-

чения. Это явление будет иметь место при скорости потока $V=V_1 \cos \chi$. Разделив левую и правую части этого выражения на скорость звука a , определим величину критического числа M стреловидного крыла бесконечного размаха $M_{кр\chi} = M_{кр\chi=0}/\cos\chi$, где $M_{кр\chi=0}$ - критическое число M нестреловидного крыла. Так, например, если критическое число M прямого крыла равно 0,7, то это же крыло, установленное под углом стреловидности $\chi=25^\circ$, будет иметь $M_{кр\chi} = 0,773$.

Такое изменение $M_{кр}$ будет только у стреловидного крыла бесконечного размаха. Реальные стреловидные крылья, т. е. крылья самолетов с конечным размахом, имеют критическое число M несколько меньше, что можно объяснить следующим.

Характер обтекания, а значит, и распределение давления по стреловидному крылу нарушается в его центральной части (у плоскости симметрии), где происходит излом линии фокусов половин крыла. Вследствие этого местный угол стреловидности на некотором (центральном) участке крыла становится равным нулю. Поэтому крыло здесь обтекается как прямое (нестреловидное).

Картина обтекания и распределения давления нарушается также и в конце крыла, где вследствие разности давлений происходит перетекание потока с нижней поверхности на верхнюю.

Эти явления получили соответственно название *срединного и концевого эффекта стреловидного крыла*.

Особые условия обтекания и распределения давления по стреловидному крылу создаются и наличием фюзеляжа.

Таким образом, вследствие срединного и концевого эффектов, а также вследствие влияния фюзеляжа несколько уменьшается эффект стреловидности, что вызывает изменение величины аэродинамических характеристик крыла и некоторое уменьшение $M_{кр}$. Обычно величину критического числа M стреловидного крыла самолета определяют приближенно по формуле:

$$M_{кр\chi} = M_{кр\chi=0} / \cos\chi.$$

1. Стреловидность оказывает значительное влияние не только на величину $M_{кр}$, но также и на все аэродинамические характеристики крыла самолета. Распределение давления по крылу определяется составляющей скорости $V_1 = V \cos \chi$. Это значит, что величина избыточных давлений и их коэффициентов p на поверхности крыла определяется не скоростью потока V , а ее составляющей V_1 , которая при больших углах стреловидности значительно меньше V . Уменьшение реальной скорости обтекания вызывает уменьшение абсолютной величины коэффициентов давления p , вследствие чего коэффициенты C_y и C_x уменьшаются (см. рис. 7, б).

2. Аэродинамическое качество самолета со стреловидным крылом несколько меньше, чем с прямым (нестреловидным). Это уменьшение объясняется в основном тем, что коэффициент C_y самолета практически равен C_y крыла, а коэффициент C_x состоит из C_x крыла и других деталей (фюзеляжа, шасси, гондол двигателей и т. п.). Величина коэффициентов C_x этих деталей определяется распределением давления, создаваемым основным потоком, имеющим скорость $V > V_1$. Вследствие этого C_y самолета со стреловидным крылом уменьшается в большей степени, чем C_y , что вызывает уменьшение аэродинамического качества.

3. При увеличении угла стреловидности рост коэффициента C_y начинает

замедляться при меньших докритических углах атаки, а величина $C_{умах}$ уменьшается (см. рис. 7 а и б).

Для выяснения этого сравним величину давления в двух сечениях крыла (1 и 2) на оси OZ , перпендикулярной плоскости симметрии (см. рис. 7 в). Из рисунка видно, что в сечении 2 местные скорости потока больше (сечения струек меньше), а давление меньше, т. е. существует градиент падения давления от сечения 1 к сечению 2. Это справедливо для всех сечений в диффузорной (задней) части крыла. Наличие такого градиента вызывает перетекание пограничного слоя от корневой части крыла к концевой, в результате чего пограничный слой в конце крыла набухает и начинает срывать в виде вихрей при меньших углах атаки. При увеличении углов атаки срыв постепенно распространяется от задней кромки профиля вперед по хорде и к корневой части крыла (см. рис. 7 г). Вследствие такого процесса развития вихревого срыва пограничного слоя рост коэффициента C_u начинает замедляться при меньших докритических углах атаки и более медленно уменьшается на закритических.

Уменьшение коэффициента $C_{умах}$ стреловидного крыла происходит в основном по двум причинам. Одна из них была изложена в п. 1 этого раздела: величина C_u на каждом угле атаки, в том числе и на $\alpha_{кр}$, определяется составляющей потока V_1 , которая меньше V . Второй причиной является преждевременное нарушение плавности обтекания крыла.

Следует отметить, что развитие вихревого обтекания в конце крыла значительно ухудшает эффект элеронов на больших углах атаки. Кроме того, при увеличении углов атаки центр давления крыла перемещается вперед, особенно на околокритических углах атаки, что вызывает ухудшение продольной устойчивости самолета вследствие появления кабрирующего момента крыла. В этом случае возможен выход самолета на срывные углы атаки. Большую опасность для полета на повышенных углах атаки вызывает случайно возникшее скольжение самолета, вследствие которого может возникнуть боковая раскачка по углу крена и курсу.

Для предотвращения преждевременного срыва потока в конце крыла, а значит для улучшения продольной и боковой устойчивости и управляемости стреловидность крыла самолета Ил-76Т относительно небольшая 25° , применяется геометрическая и аэродинамическая крутка крыла, включаются в систему управления самолетом демпферы (гасители) боковых колебаний, т. е. колебаний по крену и курсу.

1.3. Механизация крыла

Для улучшения взлетно-посадочных характеристик, характеристик прерванного полета, нормального и экстренного снижения самолет Ил-76Т имеет мощную (большой эффективности) механизацию крыла, которая позволила реализовать значительные приращения коэффициента подъемной силы ($C_{умах} = 3$) и обеспечить эксплуатацию самолета не только на ВПП с искусственным покрытием, но и на грунтовых.

Система механизации состоит из закрылка, предкрылка, тормозного щитка и гасителя подъемной силы (см. рис. 2).

1. Закрылок трехцелевой (выдвижной и раздвижной) с переменной кри-

визной. Состоит из четырех секций (см. рис. 2, 2 и 3): две внутренние секции установлены на средних частях крыла (СЧК) и две внешние—на отъемных частях крыла (ОЧК). Площадь закрылка S_z составляет 22,35% площади крыла $S_{кр}$, хорда b_z 26 ... 36% хорды крыла $b_{кр}$, размах l_z —64% размаха крыла $l_{кр}$. Максимальный угол отклонения внутренних секций 43° , а внешних— 40° . При отклонении до 30° закрылок остается одноцелевым, так как его элементы (собственно закрылок, дефлектор и хвостовая часть) остаются сомкнутыми (см. рис. 2 и 8 б). При отклонении на угол более 30° элементы закрылка, раздвигаясь, искривляют профиль и образуют дополнительно две щели (см. рис. 2 и 8 в). Полный эффект от всех трех щелей будет при полном отклонении закрылка (43° и 40°). Закрылки отклоняются при взлете: с бетонной ВПП на 30° ; с грунтовой ВПП при взлетном весе до 120 т — 30° , а с большим весом — 43° , при посадке—на 43° .

Рассмотрим обтекание крыла и аэродинамические характеристики самолета при отклоненных закрылках. Для выяснения этого сначала рассмотрим обтекание профиля крыла на больших углах атаки при убранных закрылках (см. рис. 8 а). В этом случае поток, обтекающий профиль, в наименьшем сечении (точка В) имеет наибольшую скорость, так как и этом месте минимальное давление. Давление в пограничном слое по профилю распределяется точно так же, как в основном потоке (в точке В оно также минимальное).

Слева и справа от точки В давление в пограничном слое будет больше. Под действием разности давлений частицы воздуха стремятся перетекать из зон повышенного давления в зоны пониженного. Слева от точки В пограничный слой течет в направлении основного потока (в зону падения давления). Обратное явление наблюдается справа от точки В, где частицы воздуха под действием разности давлений стремятся перемещаться против основного потока и у самой поверхности профиля они уже перемещаются. Такой характер течения приводит к тому, что движущиеся в различном направлении массы

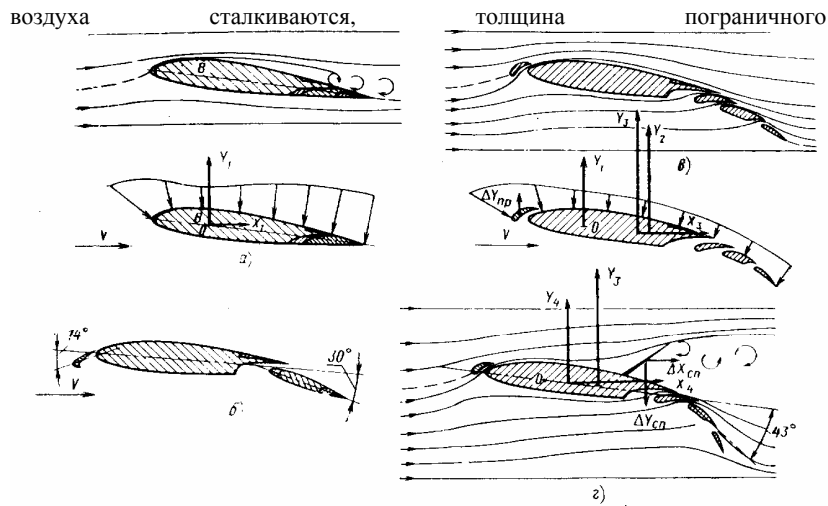


Рис. 8. Картина обтекания, распределение давления по профилю и аэродинамические силы крыла на больших углах атаки: а—с убранной механизацией крыла; б—при $\delta_3=30^\circ$ и $\delta_{пр}=14^\circ$; в—при $\delta_3=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$; г—при $\delta_3=43^\circ$; $\delta_{пр}=25^\circ$; $\delta_{г.щ}=40^\circ$; $\delta_{сд}=20^\circ$

слоя увеличивается, слой подхватывается набегающим потоком и отрывается в виде вихрей. Плавность обтекания профиля крыла нарушается, образуется зона срыва пограничного слоя. При этом давление по профилю крыла перераспределяется, коэффициент подъемной силы C_y уменьшается, а коэффициент лобового сопротивления C_x увеличивается.

Если при этих углах атаки отклонить трехщелевые выдвижные закрылки переменной кривизны (см. рис. 8, б и в), то воздух, находящийся под крылом, проходит через щели между крылом и дефлектором закрылка, а также через щели самого закрылка. Сечение потока постепенно уменьшается, его скорость течения увеличивается, а давление в конце каждой щели (сверху профиля крыла) уменьшается. Понижение давления в этих местах вызывает отсос пограничного слоя на верхней части профиля в направлении основного потока, вследствие чего вся верхняя поверхность крыла обтекает плавно, без вихрей, пограничный слой над закрылком приобретает большую скорость, а это значит, что и закрылок обтекает более плавно и с большей скоростью. В результате этого давление на всей поверхности профиля значительно понижается, а под крылом давление возрастает.

При отклонении закрылков увеличивается кривизна профиля, а также и площадь всего крыла. Вследствие изменения картины обтекания и увеличения кривизны профиля и площади крыла коэффициенты C_y и C_x значительно возрастают. Причем C_x возрастает в большей степени, что приводит к падению аэродинамического качества. Все эти изменения можно видеть на кривых $C_y=f(\alpha)$ с отклоненными закрылками (см. рис. 3, кривые 2, 3).

Значительное понижение давления в верхней задней части поверхности профиля крыла, а также значительное повышение давления в этой же части

профиля снизу кроме увеличения коэффициента C_u вызывает значительное перемещение центра давления крыла назад. В результате этого возникает большой пикирующий момент крыла и самолета в целом.

2. Предкрылок расположен на передней кромке крыла и составляет 87% размаха крыла. По две секции предкрылка установлено на СЧК и по три—на ОЧК. Площадь предкрылка составляет 11,63% площади крыла, а его хорда—15,5% хорды крыла. Максимальный угол отклонения 25° . Предкрылки отклоняются на взлете: с бетонной ВПП—на 14° ($\delta z=30^{\circ}$); с грунтовой ВПП при взлетном весе до 120 т—на 14° ($\delta z=30^{\circ}$), а при большем весе—на 25° ($\delta z=43^{\circ}$), при посадке — на 25° ($\delta z=43^{\circ}$).

При выпуске предкрылка (см. рис. 8 б, в и г) воздушный поток, проходящий через щель между крылом и предкрылком, ускоряется. Вследствие этого улучшается плавность обтекания всей поверхности крыла. Давление в этой части потока понижается. На повышенных углах атаки увеличивается коэффициент C_u , критический угол атаки $\alpha_{кр}$ и $C_u \max$.

Так, при выпущенных только закрылках на 30° $\alpha_{кр}=17^{\circ}$, $C_u \max=2$, а при выпущенных закрылках и предкрылках $\alpha_{кр}=24,5^{\circ}$, $C_u \max=2,37$. При выпущенных только закрылках на 43° $\alpha_{кр}=13,5^{\circ}$, $C_u \max=2,5$, а при выпущенных закрылках и предкрылках $\alpha_{кр}=25^{\circ}$, $C_u \max=3$ (см. рис. 3, кривые 2, 4 и 3,5).

Выпуск закрылков с предкрылками обеспечивает требуемые значения C_u для взлета и посадки. Кроме того, вследствие улучшения обтекания концевых частей профиля обеспечивается благоприятный характер изменения коэффициента продольного момента самолета m_z до углов атаки $24... 26^{\circ}$ и этим обеспечивается достаточная устойчивость и управляемость на эксплуатационных углах атаки. Следует подчеркнуть, что при углах атаки менее 0° возникает срыв потока на нижней поверхности профиля крыла и возникает тряска при полностью выпущенных закрылках и предкрылках. Это следует учитывать при заходе на посадку, не допуская полета на углах атаки менее 0° .

3. Тормозные щитки и гасители подъемной силы расположены на верхней задней поверхности профиля крыла впереди закрылков. Тормозные щитки состоят из двух внутренних и двух внешних секций, установленных на каждой СЧК (см. рис. 2, 4 и 5). Площадь щитка составляет 5,27% площади крыла, размах—30% размаха крыла, отклоняются вверх на угол— 40° . Тормозные щитки отклоняются на полный угол после приземления и при прерванном взлете. Гасители подъемной силы состоят также из двух внутренних двух внешних секций, установленных на каждой ОЧК. Площадь гасителей подъемной силы составляет 3,62% площади крыла, размах—25,2% размаха крыла, отклоняются вверх на угол 20° . Гасители подъемной силы работают в двух режимах: в *тормозном режиме* на пробеге после приземления и при прерванном взлете, а также при экстренном снижении и, по усмотрению командира корабля, при нормальном снижении с эшелона полета: в *элеронном режиме*. При этом в этом случае отклоняется гаситель подъемной силы вверх на той ОЧК, где элерон поднимается вверх. Если при выпущенных закрылках и предкрылках выпустить тормозные щитки на 40° и гасители подъемной силы на 20° (см. Рис. 2 и рис. 8, г), картина обтекания и распределения давления по профилю значительно изменится. В верхней части профиля впереди тормозного щитка или гасителя подъемной силы поток тормозится, а давление увеличивается. За

щитком или гасителем подъемной силы создается большое разрежение и давление уменьшается. При таком изменении давления коэффициент подъемной силы значительно уменьшается, а C_x увеличивается, причем при выпуске щитка в большей степени, чем при выпуске гасителя подъемной силы. Кривая зависимости $C_y=f(\alpha)$ при выпущенных закрылках на 43° , предкрылках на 25° , тормозных щитках - на 40° и гасителях подъемной силы - 20° изображена на рис. 3, 6. Легко видеть, что если после приземления выпустить щиток и гаситель подъемной силы на полный угол, то на $\alpha=3^\circ$ C_y уменьшится от 1.8 до 0,5, т.е. $\Delta C_y=1,3$, на $\alpha=10^\circ$ $\Delta C_y \approx -1,2$ (см. Рис. 3, 3 и 6).

Изменение аэродинамических характеристик при различной конфигурации самолёта кроме графиков (см. Рис. 3) показано в табл. 1.

Изменение аэродинамических характеристик, вызванное выпуском механизации крыла, вызывает значительные изменения и лётных характеристик самолёта.

1. Уменьшается скорость отрыва. В момент отрыва подъемная сила практически равна взлётному весу самолёта. При отклонении закрылков и предкрылков C_y увеличивается и равенство $Y \approx G$ будет достигнуто на меньшей скорости на разбеге. Самолёт Ил-76 отрывается на угле атаки около 10° . С убранной механизацией $C_y=0,8$, а при $\delta_z=30^\circ$ и $\delta_{пр}=14^\circ$ $C_y=1,58$. Следовательно, C_y увеличится в $\approx 1,96$, а скорость отрыва уменьшится в $\sqrt{1,96}=1,4$. Так, например, при взлётном весе 170 т скорость отрыва с выпущенной механизацией 14/30 равна 270 км/ч, а с убранной – она была бы 370 км/ч. Как видно из этого примера скорость отрыва вследствие выпуска механизации уменьшается на 100 км/ч.

При отклонении закрылков на 43° и предкрылков на 25° (взлёт с ГВП) C_y увеличивается в большей степени, а скорость отрыва уменьшается в 1,6 – 1,7 раза. Следует помнить, что максимально допустимая путевая скорость самолёта на разбеге по условиям прочности пневматиков колёс основных опор шасси равна 290 км/ч. Следовательно, учитывая это ограничение взлёт с убранной механизацией недопустим.

2. Уменьшается длина разбега. Если закрылки и предкрылки отклонены во взлетное положение, ускорение самолета при разбеге почти не изменяется, так как при любой скорости на разбеге лобовое сопротивление увеличено, но сопротивление трения качения колёс по ВПП примерно на такую же величину уменьшено.

Таблица 1

Основные аэродинамические характеристики при различной конфигурации самолета Ил-76Т (см. рис. 3).

Конфигурации самолета	$\alpha_{кр}^{\circ}$	$C_{y \max}$	$\Delta C_{y \max}$	$\Delta C_{y \text{ при } \alpha=10^{\circ}}$
Полетная: $\delta_a, \delta_{пр}, \delta_{т.ц}$ и $\delta_{сп}=0$ (кривая 1)	20	1,42	0	0
$\delta_a=30^{\circ}; \delta_{пр}, \delta_{т.ц}$ и $\delta_{сп}=0$ (кривая 2)	17	2	0,58	0,9
$\delta_a=30^{\circ}; \delta_{пр}=14^{\circ}, \delta_{т.ц}$ и $\delta_{сп}=0$ (кривая 4)	24,5	2,37	0,95	0,8
$\delta_a=43^{\circ}; \delta_{пр}, \delta_{т.ц}$ и $\delta_{сп}=0$ (кривая 5)	13,5	2,5	1,08	1,55
$\delta_a=43^{\circ}; \delta_{пр}=25^{\circ}, \delta_{т.ц}$ и $\delta_{сп}=0$ (кривая 3)	25	3	1,58	1,55
$\delta_a=43^{\circ}; \delta_{пр}=25^{\circ}, \delta_{т.ц}=40^{\circ};$ $\delta_{сп}=2^{\circ}$ (кривая 6)	25	0,216	0,74 или -0,84 относительно $C_{y \max}=3$	0,35 или -1,2 относительно $C_{y \max}=2,35$

Уменьшение трения объясняется уменьшением давления колес самолета на поверхность ВПП в результате большей подъемной силы при любой скорости разбега. Следовательно, самолет при разбеге с выпущенной механизацией увеличивает скорость с тем же ускорением, что и с убранной, но скорость отрыва значительно уменьшается, а значит время и длина разбега также значительно уменьшаются.

3. Упрощается расчет на посадку. Следует помнить, что простота и точность расчета на посадку определяется длиной воздушного участка посадки (расстояние, проходимое самолетом по горизонтали с высоты 15 м до момента приземления) и чем он меньше, тем расчет на посадку проще. Величина воздушного участка посадки определяется в основном разностью между скоростью снижения и скоростью касания (приземления) самолета и чем эта разность меньше, тем длина воздушного участка посадки тоже меньше, а расчет на посадку проще.

На самолете Ил-76Т безопасная скорость снижения только на 20...30 км/ч больше скорости приземления. Так, например, при $G_{\text{пос}}=108$ т $V_{\text{сп}}=210$ км/ч, а скорость приземления не менее 190 км/ч. Небольшое значение безопасной скорости снижения объясняется большой величиной $C_{y \text{ снижения}}$ вследствие выпуска закрылков и предкрылков.

Воздушный участок посадки также значительно уменьшается вследствие большого коэффициента C_x при посадочной конфигурации самолета.

Так, при посадочном весе 120 т длина воздушного участка посадки около 350 м, а при ($G_{\text{пос}}=150$ т - 450 ...500 м (безветрие).

4. Уменьшается посадочная скорость и длина пробега после приземления. В момент приземления (касания) $Y=G$. Так как при выпущенных закрылках $C_{y \text{ посадочная}}$ больше, то приземление происходит на меньшей скорости. Уменьше-

ние посадочной скорости вызывает уменьшение длины пробега самолета. При угле отклонения закрылков на 43° и предкрылков на 25° сила лобового сопротивления самолета увеличивается в большей степени, чем уменьшается трение колес шасси на пробеге благодаря дополнительной подъемной силе. Значительное увеличение лобового сопротивления вызывает более быструю потерю скорости и уменьшение длины пробега. После приземления выпускаются тормозные щитки и гасители подъемной силы. Подъемная сила и ее коэффициент C_u значительно уменьшаются (C_u уменьшается на 1,2 или в 2 ...2,1 раза), сила трения и эффект тормозов значительно возрастают, возрастает и лобовое сопротивление вследствие роста C_x . Рост тормозящих сил способствует значительному уменьшению длины пробега. Реверс тяги дополнительно уменьшает длину пробега (см. табл. 9).

5. Улучшаются характеристики нормального и экстренного снижения с эшелона полета в результате выпуска гасителей подъемной силы. При выпущенных гасителях подъемной силы уменьшение C_u и увеличение C_x вызывает падение аэродинамического качества. Увеличивается угол и вертикальная скорость снижения, что значительно уменьшает время и дальность снижения.

Глава 2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

2.1. Тяга двигателя и удельный расход топлива

Силовая установка самолета состоит из четырех двигателей Д-30КП. Двигатель Д-30КП (рис. 9) турбореактивный, двухконтурный, с двухкаскадным компрессором и смещением газовых потоков наружного и внутреннего контуров.

Компрессор двигателя двухкаскадный, осевого типа. Первый каскад низкого давления 1—трехступенчатый, с первой сверхзвуковой ступенью, приводится во вращение четырехступенчатой турбиной низкого давления 5. Второй каскад высокого давления 2—одиннадцатиступенчатый с поворотными лопатками входного направляющего аппарата приводится во вращение двухступенчатой турбиной высокого давления 4. Роторы первого и второго каскада вращаются против часовой стрелки с разной частотой вращения. Степень повышения давления воздуха в компрессоре—19,45 (первый каскад — 2,08, второй — 9,35).

Камера сгорания 3 трубчатокольцевого типа с двенадцатью жаровыми трубами.

Турбина двигателя осевого типа, реактивная, шестиступенчатая, состоит из двух турбин. Первая турбина 4 — высокого давления (в. д.), двухступенчатая, диски, сопловые и рабочие лопатки охлаждаются воздухом. Вторая турбина 5—низкого давления (н. д.), четырехступенчатая, с охлаждаемыми дисками.

Реверсивное устройство створчатого типа, с двумя наружными боковыми створками, предназначено для получения обратной тяги, для управления положением створок имеет автономную гидравлическую систему.

Реактивное сопло 7 дозвуковое, нерегулируемое, выполненное как одно целое с камерой смещения 6 потоков внутреннего и внешнего контуров.

Управление каждым двигателем осуществляется рычагом управления (РУД), заблокированным с рычагом управления реверсом тяги (РУР) и рычагом

останова (РОД).

Двухвальная схема двигателя улучшает его эксплуатационные данные, расширяет диапазон устойчивой работы, улучшает приемистость и облегчает запуск. Двухконтурная схема двигателя обеспечивает экономичность на всех режимах и условиях полета в результате снижения удельного расхода топлива. Степень двухконтурности двигателя - отношение расхода воздуха, через наружный

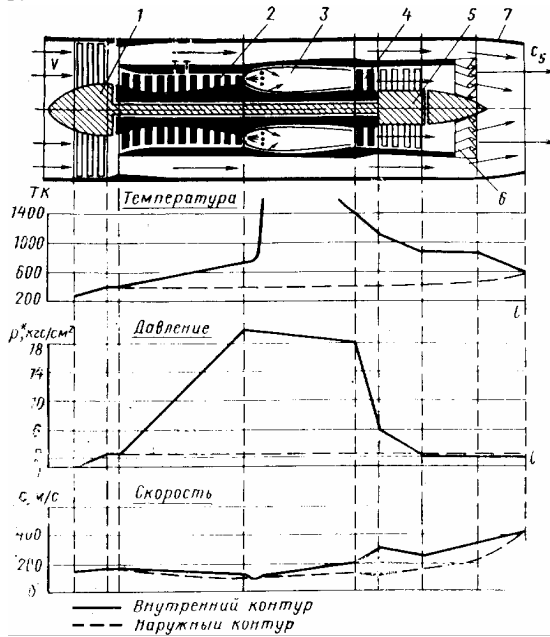


Рис. 9. Схема двигателя Д-ЗОКП и графики изменения абсолютной температуры ТК, давления p^* и скорости течения газов c по его газовому тракту: 1 — компрессор низкого давления; 2 — компрессор высокого давления; 3 — камера сгорания; 4 — турбина высокого давления; 5 — турбина низкого давления; 6 — камера смешения; 7 — реактивное сопло

контур к расходу воздуха через внутренний контур — на взлетном режиме равна 2,33. Для улучшения посадочных характеристик и характеристик прерванного взлета все двигатели оборудованы системой реверсирования тяги. Каждый двигатель Д-ЗОКП создает на взлетном режиме тягу 12000 кгс (4 двигателя — 48000 кгс) на скорости, равной нулю в стандартных условиях.

Наличие четырех двигателей с большой тягой обеспечивает хорошие взлетные характеристики самолета. При отказе одного двигателя обеспечивается безопасность продолжения взлета на трех, а также продолжение горизонтального полета на высоте не менее 8000 м при полетном весе 160 т. При отказе двух двигателей обеспечивается возможность продолжения полета на высоте не менее 3000 м при полетном весе 160 т и безопасная посадка на ближайшем аэродроме.

Величина тяги зависит от расхода воздуха и топлива через двигатель в единицу времени. Расход топлива за единицу времени составляет в среднем 1 ... 1,5% от расхода воздуха. Следовательно, можно считать, что масса газов, выходящих из двигателя, практически равна массе воздуха, входящего в него.

Допустим, что давление воздуха перед входом в двигатель равно давлению на выходе из него. Тогда масса газовой струи, проходящая через двигатель, может получить ускорение только вследствие силового воздействия на эту массу. На основании третьего закона механики масса газов, приобретающая ускорение, с такой же силой действует на двигатель. Сила действия этой массы на двигатель и является его реактивной тягой P_R .

Если обозначить скорость воздуха на входе в двигатель (скорость полета) через V , а скорость выхода газов из него через C_5 , то изменение количества движения массы воздуха $m=G/g$, прошедшей через двигатель за время t , будет

равно импульсу силы P_R , действовавшей на эту массу $m(C_5 - V) = P_{Rt}$, где P_{Rt} — импульс силы P_R , а $m(C_5 - V) = mC_5 - mV$ — изменение количества движения массы воздуха m . Из этого выражения тяга турбореактивного двигателя будет где $m/t = m_{сек}$ — секундная масса воздуха, проходящего через двигатель.

$$P_R = \frac{m}{t} (C_5 - V) = m_{сек} (C_5 - V)$$

Из этой формулы видно, что чем больше секундный расход воздуха ($m_{сек}$) и больший прирост его скорости ($C_5 - V$) в двигателе, тем реактивная тяга больше.

Для оценки экономичности двигателя вводится понятие *удельной тяги* $p_{уд}$ и *удельного расхода воздуха* $S_{уд}$. Учитывая, что секундная масса воздуха, проходящего через двигатель $m_{сек} = G_{сек}/g$ (где $G_{сек}$ — секундный вес воздуха, проходящего через двигатель), то тягу двигателя можно выразить $P_R = G_{сек}(C_5 - V)/g$.

Выражение $(C_5 - V)/g$ и является удельной тягой $p_{уд}$. Как видно из формулы, удельная тяга $p_{уд} = (C_5 - V)/g$ численно равна тяге, получаемой при прохождении через двигатель 1 кг воздуха.

Удельный расход топлива $S_{уд} = S_{час}/P_R$ — часовой расход топлива в килограммах, необходимый для получения одного килограмма тяги двигателя. Если удельный расход топлива $S_{уд}$ меньше, а удельная тяга $p_{уд}$ больше, то двигатель более экономичен.

2.2. Дроссельная характеристика двигателя

Дроссельная характеристика выражает зависимость тяги P_R и удельного расхода топлива $S_{уд}$ от частоты вращения ротора двигателя (от оборотов двигателя).

На рис. 10 изображена дроссельная характеристика двигателя Д-30КП при скорости полета $V=0$ и высоте $H_{МСА}=0$ ($t^\circ=15^\circ\text{C}$ и $p = 760$ мм рт. ст.).

График (см. рис. 10,а) выражает зависимость тяги, а график (см. рис. 10,б) зависимость удельного расхода топлива от частоты вращения двигателя.

Основные режимы дроссельной характеристики нанесены на графиках рис. 10, а, б и даны в табл. 2 и 3.

Как видно из графиков рис. 10 и табл. 2 и 3 каждый режим характеризуется прежде всего частотой вращения ротора высокого давления и ротора низкого давления в % (1% оборотов для ротора высокого давления соответствует 109 об/мин, для ротора низкого давления — 53,8 об/мин).

Режим малого газа. На режиме малого газа двигатель должен работать устойчиво с оборотами $60 \pm 1\%$ ($V=0$, $H_{МСА}=0$). Тяга на этом режиме минимальна около 940 кгс. Частота вращения и тяга зависят от внешних условий, а в полете и от высоты. На режиме малого газа почти вся тепловая энергия газов расходуется на вращение двигателя. Следовательно, скорость истечения газов из реактивного сопла и тяга двигателя небольшие. Часовые расходы топлива минимальны (800 кг/ч), а удельные — велики, так как тяга незначительная.

При увеличении расхода топлива (увеличении РУД) увеличивается температура газов перед турбиной, крутящий момент и частота вращения турбины двигателя, вследствие чего компрессор увеличивает подачу воздуха. Увеличение расхода и температуры газов вызывает увеличение тяги. На малых оборотах тяга увеличивается медленно, а с их ростом — быстрее. Быстрый рост тяги с увеличением расхода топлива (частоты вращения) объясняется тем,

что на вращение турбины (компрессора и др.) с несколько большей частотой вращения требуется небольшой дополнительный крутящий момент турбины.

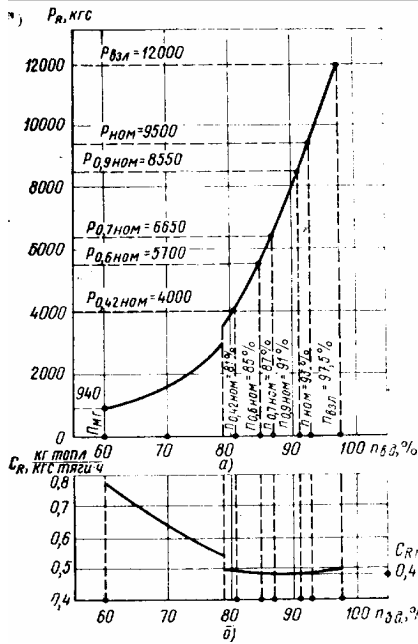


Рис. 10. Дроссельная характеристика двигателя Д-30КП ($\gamma=0$; $l=1,5$, $p=760$ мм рт. ст.): а—зависимость P_R от $n_{вд}$; б—зависимость C_R от $n_{вд}$

Следовательно, дополнительный расход топлива и воздуха идет в основном на увеличение тяги. В этом случае увеличивается секундный расход воздуха в результате увеличения частоты вращения компрессора, увеличивается давление газов перед турбиной и скорость их истечения из реактивного сопла.

Удельный расход топлива резко падает, так как тяга возрастает в большей степени, чем часовые расходы топлива. Минимальные удельные расходы топлива будут при крейсерских режимах работы двигателя (см. рис. 10,б).

При частоте вращения ротора высокого давления около 79% происходит скачкообразное изменение параметров двигателя по причине закрытия клапанов перепуска воздуха в наружный контур из 5-й и 6-й ступени компрессора высокого давления, при этом тяга скачкообразно возрастает, а удельный расход топлива также скачкообразно уменьшается.

При выходе двигателя на взлетный режим часовые расходы топлива, температура газов и обороты турбины становятся максимальными. Компрессор обеспечивает максимальную подачу воздуха. Расход газов через двигатель и скорость их истечения достигают максимума, и тяга становится максимальной $n_{вд} = 97,5 (+0,5 \dots -1,5) \%$, $P_{Rmax} = 12000$ кгс.

При увеличении оборотов двигатель проходит следующие характерные режимы работы.

Режим 0,42 номинального характеризуется оборотами высокого давления $n_{вд} = 79,5 \dots 82 \%$ и тягой 4000—2% кгс. Этот режим является посадочным малого газа.

Режим 0,7 номинального характеризуется $n_{вд} = 86,5 \dots 88,5 \%$, $P_R = 6650$ кгс. Необходимо помнить, что на этом режиме производится прогрев двигателя.

Режим 0,9 номинального характеризуется $n_{вд} = 90 \dots 92 \%$ и $P_R = 8550$ кгс. Это наибольший режим, который можно эксплуатировать без дополнительных ограничений по времени в каждом полете.

Номинальный режим характеризуется $n_{вд} = 93 \pm 1 \%$, $P_R = 9500$ кгс. На номинальном режиме производится набор высоты. Горизонтальный полет при необходимости можно выполнять на номинальном режиме.

Взлетный режим характеризуется максимальной тягой $n_{вд} = 97,5 \%$, $P_R = 12000$ кгс. На этом режиме производится взлет самолета и уход на второй круг. Он может быть использован с ограничением по времени в крайне труд-

ных условиях полета (полет и заход на посадку на одном двигателе). Взлетным режимом непрерывно можно пользоваться не более 5 мин. В особых случаях полета допускается не более 15 мин.

Таблица 2

Режимы работы двигателя Д-30КП ($V=0$; $t=15^{\circ}\text{C}$; $p=760$ мм рт. ст.)

Режим работы двигателя	Частота вращения ротора высокого давления, %	Частота вращения ротора низкого давления, %	Тяга, кгс	Удельный расход топлива, кг топлива
				кгс тяги·ч
Взлетный (не более 5 мин)	$97,5^{+0,5}_{-1,5}$	89,5...92,5	$12000 \pm 1\%$	$0,490 + 0,02$
Номинальный	93 ± 1	82...85	$9500 - 2\%$	$0,475 + 0,02$
0,9 номинального	90...92	78,5...81,5	$8550 - 2\%$	$0,473 + 0,02$
0,7 номинального	86...88,5	71...74	$6650 - 2\%$	$0,472 + 0,02$
0,6 номинального	84,5...86,5	67...70	$5700 - 2\%$	—
0,42 номинального	79,5...82	57,5...60,5	$4000 - 2\%$	—
Малый газ	60 ± 1	30	940 (не более)	800 кг/ч (часовой расход)
Максимальная обратная тяга (не более 1 мин)	93 ± 1	—	$-3800 \pm 3\%$	—

Примечание. 1% шкалы измерителя частоты вращения ротора: высокого давления соответствует — 109 об/мин; низкого давления — 53,8 об/мин.

Таблица 3

Режимы работы двигателя Д-30КП в полете
($H_{\text{МСА}} = 11000$ м; $M = 0,8$)

Режим работы двигателя	Частота вращения ротора высокого давления, %	Частота вращения ротора низкого давления, %	Тяга, кгс	Удельный расход топлива, кг топлива
				кгс тяги·ч
Взлетный (не более 5 мин)	$97,5^{+0,5}_{-1,5}$	94,5...96	$3270 - 2\%$	$0,715 + 0,015$
Номинальный	93 ± 1	88...90,5	$2920 - 2\%$	$0,690 + 0,015$
0,9 номинального	90...92	85,5...88	$2750 - 2\%$	$0,685 + 0,015$
0,7 номинального	86...88,5	79,5...82,5	$2290 - 2\%$	$0,690 + 0,015$
0,6 номинального	84,5...86,5	76...79	$1970 - 2\%$	$0,700 + 0,015$
0,42 номинального — посадочный малый газ	79,5...82	68...70,5	$1250 - 2\%$	$0,745 + 0,015$
Малый газ	78	63	845	800 кг/ч (часовой расход)

Режим максимальной обратной тяги (реверса) имеют все двигатели. Устанавливается этот режим специальными рычагами при положении РУД на режиме малого газа после приземления самолета и при прерванном взлете, $n_{\text{вд}}=93 \pm 1\%$, $P_R=-3800$ кгс при $V=0$. Величина отрицательной тяги на этом режиме зависит от скорости полета, причем, чем больше скорость полета, тем отрицательная тяга больше (см. рис. 12). Так, на скорости пробега 200 км/ч $P_R=5200$ кгс.

Режимы

Режим работ

Режимы

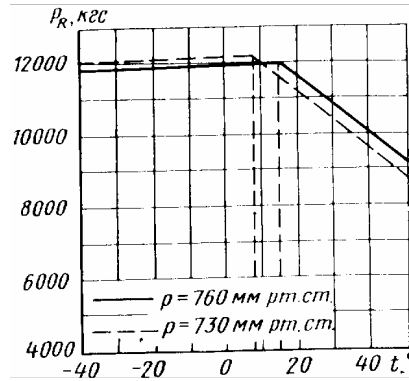
Режим работ

Взлетный
5 мин)
Номинальн
0,9 номи
0,7 номи
0,6 номи
0,42 номи
Малый газ

Максимальная тяга (1 мин)

Примечание соответствует —

При эксплуатации двигателя необходимо учитывать, что величина тяги, частоты вращения и температуры газов на каждом режиме в значительной степени зависят от температуры воздуха и атмосферного давления. На рис. 11 показана зависимость тяги Д-30КП на взлетном режиме от температуры воздуха при различном атмосферном давлении.



Из графиков (рис. 11) видно, что при увеличении температуры воздуха до 15°C при постоянном атмосферном давлении 760 мм рт. ст. тяга почти не изменяется (незначительно увеличивается). При дальнейшем увеличении температуры

Рис. 11 Зависимость тяги на взлетном режиме от температуры воздуха при различном атмосферном давлении

воздуха тяга резко уменьшается вследствие уменьшения расхода воздуха через двигатель, понижения степени повышения давления компрессора и уменьшения подачи топлива с целью сохранения постоянной (максимальной) частоты вращения двигателя и температуры газов перед турбиной.

Рассмотрим характер изменения тяги на малых и больших оборотах с позиции летной эксплуатации самолета. Согласно требованиям НЛГС приемистость двигателя характеризуется следующими данными. При переводе РУД на земле с режима малого газа до взлетного за 1-2 с, двигатель устанавливает взлетные обороты за 7... 10 с, а в полете с режима малого полетного газа (0,42 номинала) за 4... 7 с. Тяга двигателя до оборотов высокого давления ($\approx 79\%$) будет расти медленно (в среднем на 1% увеличения оборотов рост тяги составляет около 100 кгс). При увеличении оборотов с 79% до взлетных 97,5% тяга растет значительно быстрее (в среднем на 1% оборотов тяга увеличивается в среднем на 490 ... 500 кгс). Эту особенность приемистости и изменения тяги следует учитывать на снижении при заходе на посадку и особенно при уходе на второй круг.

2.3. Зависимость тяги двигателя и удельного расхода топлива от скорости полета

Зависимость тяги и удельного расхода топлива от скорости полета на различных режимах работы двигателя показана на рис. 12. Рассмотрим зависимость тяги и удельного расхода топлива от скорости полета на взлетном режиме. Если скорость самолета равна нулю и двигатель Д-30КП работает на оборотах 97,5%, то тяга его

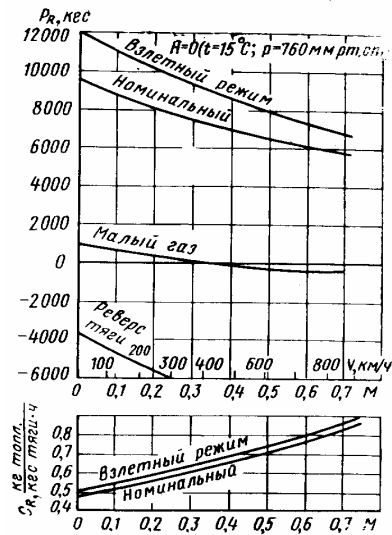


Рис. 12. Зависимость тяги P_R и удельного расхода топлива C_R двигателя Д-30КП от числа M на различных режимах работы

максимальная и равна 12000 кгс. При увеличении скорости тяга сначала несколько уменьшается. Это объясняется тем, что на малых скоростях полета секундный расход воздуха ($m_{сек}$) и скорость истечения газов из двигателя (C_5) практически не изменяется, а скорость полета V возрастает.

При дальнейшем увеличении скорости скоростной напор (динамическое давление) воздуха перед двигателем увеличивается, вследствие чего увеличивается секундный расход и скорость истечения газов C_5 . При этом скорость C_5 возрастает дополнительно, так как при увеличении $m_{сек}$ автоматически увеличивается и расход топлива для поддержания постоянной температуры газов перед турбиной двигателя. Такое изменение $m_{сек}$ и V сначала замедляет падение тяги, а при больших скоростях особенно на больших высотах она начинает возрастать, так как скоростной напор воздуха растет пропорционально квадрату скорости. Удельный расход топлива при этом непрерывно увеличивается, особенно на малых скоростях.

Такой характер изменения тяги и удельного расхода воздуха от скорости происходит и на всех режимах двигателя меньше взлетного.

При работе двигателя на режиме малого газа вследствие уменьшения тяги уже на скорости 400—450 км/ч она становится равной нулю, а на больших скоростях становится отрицательной.

Обратная (реверсивная) тяга при увеличении скорости полета увеличивается. Если при $V=0$ она была равна —3800 кгс, то при скорости 200 км/ч она становится —5200 кгс, а при $V=250$ км/ч $P_R=-5500$ кгс (см. рис. 12).

2.4. Зависимость тяги двигателя и удельного расхода топлива от высоты полета

Зависимость тяги двигателя и удельного расхода топлива от высоты изображена на рис. 13. На рис. 13,а показана зависимость тяги и удельного расхода

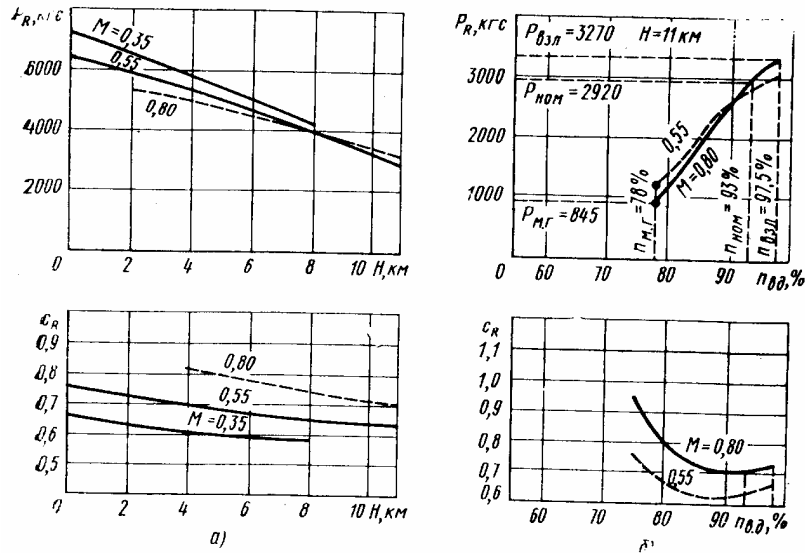


Рис. 13. Высотная характеристика двигателя Д-30КП (номинальный режим):

а—зависимость P_R и C_R от H при различных числах M ; б—зависимость P_R и C_R от $\pi_{в.д}$ на $H=11000$ м при различных числах M

да топлива от высоты полета для различных чисел M , а на рис. 13,б— зависимость тяги и удельного расхода топлива от оборотов при различных числах M на высоте 11000 м.

Рассмотрим зависимость тяги и удельного расхода топлива с поднятием на высоту в тропосфере. Так как тяга двигателя при постоянной температуре уменьшается пропорционально падению давления, то с поднятием на высоту в тропосфере она уменьшилась бы так, как уменьшается давление. Но уменьшение температуры при увеличении высоты в тропосфере (до 11 000 м) вызывает замедления падения плотности воздуха и увеличение степени сжатия компрессора двигателя, вследствие чего замедляется падение тяги. Кроме того, понижение температуры наружного воздуха замедляет уменьшение расхода топлива для поддержания постоянной температуры газов в камере сгорания, а это в свою очередь замедляет падение давления газов в камере сгорания по сравнению с падением давления в атмосфере, вследствие чего увеличивается скорость истечения газов C_5 . Поэтому тяга реактивного двигателя с поднятием на высоту в тропосфере уменьшается не только медленнее давления, но и медленнее плотности воздуха. Такой характер уменьшения расхода топлива в единицу времени и тяги двигателя приводит к уменьшению удельного расхода топлива.

Рассмотрим изменение тяги и удельного расхода топлива при постоянной температуре воздуха и скорости полета, но при уменьшении атмосферного давления (это имеет место на высотах более 11 000 м). В этом случае пропорционально падению давления будут уменьшаться плотность и секундный расход воздуха, проходящего через двигатель. Скорость истечения газов из двигателя и прирост скорости (C_5-V) изменяться не будут. Это объясняется следующим. Пусть давление, а следовательно, плотность и секундный расход воздуха уменьшились в два раза. Во столько же раз уменьшится избыточное давление воздуха перед компрессором двигателя и за ним, так как они пропорциональны скоростному напору, а температура в атмосфере и температура газов в камере сгорания поддерживается постоянной. В нашем примере вдвое меньшее избыточное давление действует на вдвое меньшую массу газа, следовательно, эта масса приобретает такую же скорость истечения, какая была до понижения атмосферного давления.

Можно сделать вывод, что при постоянной скорости полета и скорости истечения газов из двигателя C_5 тяга уменьшается пропорционально C_5 , который при постоянной температуре воздуха уменьшается пропорционально падению давления. Тяга в этом случае уменьшается пропорционально падению давления.

Расход топлива в единицу времени автоматически уменьшается пропорционально уменьшению расхода воздуха, так как подогрев его осуществляется на одинаковое число градусов. Значит удельный расход топлива не изменяется (часовой расход топлива и тяга двигателя уменьшаются а одинаковой степени). При полете в стратосфере тяга с поднятием на высоту уменьшается пропорционально падению давления, а удельный расход топлива остается постоянным.

Глава 3. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

3.1. Скорость и тяга, потребные для горизонтального полета

Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете, изображена на рис. 14.

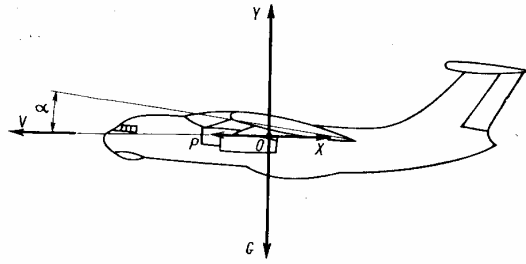


Рис. 14. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

Если все силы приложены в одной точке (центре масс самолета—точке 0), то для осуществления горизонтального полета подъемная сила должна уравнивать вес самолета, а тяга силовой установки — лобовое сопротивление самолета

$$Y = C_y S \rho V^2 / 2 = G \quad (3.1.)$$

$$X = C_x S \rho V^2 / 2 = P_{г.п.} \quad (3.2.)$$

Скорость, необходимая для горизонтального полета $V_{г.п.}$, обеспечивает создание подъемной силы, равной полетному весу самолета. Величину необходимой скорости можно определить из условия горизонтального полета (3.1). Решив это уравнение относительно $V_{г.п.}$; получим выражение скорости, необходимой для горизонтального полета

$$V_{г.п.} = \sqrt{2G / (C_y S)}$$

Тяга, необходимая для горизонтального полета $P_{г.п.}$, определяется из условия $X = P_{г.п.}$. Разделив почленно уравнение (3.1) на (3.2), получим $Y/X = G/P_{г.п.} = K$. Из этого выражения следует, что тяга необходимая для горизонтального полета $P_{г.п.} = G/K$.

Как видно из формулы, величины скорости и тяги, необходимых для горизонтального полета, зависят от веса самолета, угла атаки и высоты полета. Рассмотрим их зависимость от угла атаки.

1. При увеличении угла атаки самолета до критического ($\alpha_{кр} = 20^\circ$) коэффициент аэродинамической подъемной силы C_y возрастает. Для сохранения подъемной силы, равной полетному весу самолета, скорость необходимо уменьшить. При критическом угле атаки коэффициент $C_{y_{max}} = 1,42$ и скорость, необходимая для горизонтального полета, будет минимальной.

Вычислим $V_{г.п. \min}$ для полетного веса самолета 160000 кгс при полете на высоте, равной нулю:

$$V_{г.п. \min} = \sqrt{2 \cdot 160000 / (1,42 \cdot 0,125 \cdot 300)} = 72,6 \text{ м/с} \approx 280 \text{ км/ч,}$$

2. При увеличении угла атаки до наиболее выгодного аэродинамического качество увеличивается, а необходимая тяга уменьшается.

При $\alpha_{нв} = 7,5^\circ$, $K_{max} = 15,5$ необходимая тяга минимальная.

Если полетный вес самолета 160000 кгс, то $P_{г.п. \min} = 10300$ кгс, при этом наиболее выгодная скорость полета у земли будет 124 м/с или 448 км/ч.

При увеличении угла атаки больше $\alpha_{нв}$ вследствие уменьшения аэродинамического качества самолета необходимая тяга увеличивается.

Если горизонтальный полет происходит на скоростях, которым соответствует число $M > 0,4$, то вследствие сжимаемости воздуха коэффициенты C_y и C_x увеличиваются, а аэродинамическое качество несколько уменьшается. Уменьшение аэродинамического качества вызывает увеличение потребной тяги, а увеличение C_y уменьшение потребной скорости на каждом угле атаки.

Для вычисления $R_{гп}$ в этом случае необходимо иметь поляры режимов горизонтального полета. Для построения поляр режимов горизонтального полета берутся поляры для различных чисел M (см. рис. 5); в этой системе координат наносятся кривые, которые показывают для каждого значения C_y (угла атаки) величину C_x с учетом сжимаемости воздуха. Эти кривые носят название *поляр горизонтального полета* (полетные поляры). Выполняя горизонтальный полет при больших числах M на заданной высоте, самолет как бы переходит с поляры одного числа M на поляру другого числа M .

Для построения поляры горизонтального полета самолета для заданного веса и высоты задаемся теми числами M , для которых построены кривые $C_y = f(\alpha)$ и поляры $C_y = f(C_x)$ (см. рис. 5). Из условия горизонтального полета

$$Y = C_y \rho V^2 / 2 = C_y \rho M^2 a^2 / 2 = G$$

вычисляем коэффициент $C_{yгп}$, потребный для горизонтального полета для каждого числа M $C_{yгп} = 2G / (C_y \rho M^2 a^2)$. На полярах для различных чисел M откладываем вычисленные значения C_y на оси C_y и проводим горизонталь до поляры того числа M , которому соответствует этот C_y . Соединив эти точки на всех полярах, получим поляру горизонтального полета для заданного веса и высоты. Такие построения выполняются для ряда высот или полетных весов (см. рис. 5).

Таким образом, поляра горизонтального полета позволяет для каждого $C_{yгп}$ определить значение $C_{xгп}$ с учетом сжимаемости воздуха при различных числах M . Влияние сжимаемости на величину $C_{xгп}$ проявляется при тех значениях $C_{yгп}$, при которых поляра горизонтального полета отклоняется от поляры для малых чисел M ($M < 0,4$).

Для определения тяги, потребной для горизонтального полета, необходимо определить $C_{yгп}$ для заданной скорости (числа M), по $C_{yгп}$ на поляре горизонтального полета найти $C_{xгп}$, соответствующий числу M ; по $C_{yгп}$ и $C_{xгп}$ найти аэродинамическое качество, а по весу самолета и качеству — $P_{гп} = G/K$.

Таким методом можно вычислить скорость и тягу, потребных для горизонтального полета при любом значении коэффициента $C_{yгп}$ (любом числе M) и высоте полета. По значениям $V_{гп}$ и $P_{гп}$ можно построить кривые потребных тяг для заданного веса самолета и высоты полета. Следует помнить, что каждому полетному весу самолета и высоте соответствует поляра горизонтального полета.

3.2 Кривые потребных и располагаемых тяг

Кривые потребных и располагаемых тяг позволяют определить основные летные характеристики самолета. Эти кривые строятся для различных полетных весов самолета и высот полета.

Кривая потребной тяги показывает зависимость тяги, потребной для горизонтального полета, от скорости полета.

Кривая располагаемой тяги показывает зависимость располагаемой тяги силовой установки самолета от скорости полета. Располагаемая тяга силовой

установки самолета—это сумма тяг всех двигателей при работе их на номинальном режиме.

Построим кривую потребных тяг самолета Ил-76Т с полетным весом 160000 кгс для $H=0$ ($\rho=0,125$ кгс/м³) по стандартной: атмосфере.

Порядок расчета потребных тяг для данной высоты полета (в нашем примере $H=0$) следующий.

1. Задаемся рядом скоростей горизонтального полета (от 280 до 600 км/ч (600 км/ч — максимально допустимая приборная скорость, а на $H_{МСА}=0$ $V_{пр}=V_{ис}$).

2. По формуле $C_{y.g.n}=2G/(S\rho V^2)$ вычисляем значения $C_{y.g.n}$, потребные для горизонтального полета на заданной скорости.

3. На поляре горизонтального полета ($H=0$) находим значение коэффициента $C_{x.g.n}$ для каждого значения потребного $C_{y.g.n}$.

4. По значениям $C_{y.g.n}$ и $C_{x.g.n}$ вычисляем аэродинамическое качество $K=C_{y.g.n}/C_{x.g.n}$.

5. Вычислим тягу, потребную для горизонтального полета на заданной скорости $P_{г.п}=G/K$.

Если есть необходимость определить углы атаки, то при любом значении $C_{y.g.n}$ по кривой $C_y=f(\alpha)$ для различных чисел M можно определить значения углов атаки.

Вычисления производятся для всех значений заданных скоростей и сводятся в табл. 4.

Таблица 4

Характеристики горизонтального полета самолета Ил-76Т
($G=160\,000$ кгс; $H_{МСА}=0$)

V		M	$C_{y.g.n}$	$C_{x.g.n}$	α, \circ	K	$P_{г.п},$ кгс
км/ч	м/с						
280	77,8	0,230	1,42	0,230	20	6,67	24000
300	83,4	0,245	1,23	0,123	16	10	16000
350	97,3	0,290	1,11	0,0835	14,3	13,3	12000
400	111,1	0,366	0,69	0,0457	9	15,1	11130
448	124,5	0,327	0,555	0,0358	7,5	15,5	10300
500	139	0,410	0,442	0,032	6	13,8	11300
550	153	0,450	0,364	0,028	5,2	13	12300
600	166,7	0,490	0,307	0,026	4,4	11,8	13530
650	180,5	0,530	0,262	0,025	4	10,5	15270
800	222	0,653	0,174	0,024	3	7,25	22060
850	236,2	0,674	0,153	0,0235	2,7	6,5	24600

Эта таблица показывает изменения потребной тяги горизонтального полета от скорости с учетом сжимаемости воздуха.

Если на оси абсцисс отложить скорость $V_{г.п}$, а на оси ординат силу тяги $P_{г.п}$, то на основании табл. 4 можно построить кривую потребных тяг.

Произведя аналогичные вычисления для других высот (2000; 4000; 8000; 10000 м), можно построить кривые потребных тяг и для этих высот.

Кривая располагаемой тяги P_p наносится на эту же систему координат. Значение тяги двигателей на каждой скорости полета на номинальном режиме определяют опытным путем. Вычислив сумму тяг четырех двигателей на каж-

дой скорости полета, получим значения располагаемых тяг. По значениям скорости и располагаемой тяги строим кривую располагаемых тяг.

Имея кривые потребных и располагаемых тяг до заданного полётного веса и высоты полета, можно определить основные летные данные самолета при этих условиях.

На рис. 15 изображены кривые потребных и располагаемых тяг для $G=160000$ кгс на $H=0$.

По кривым потребных и располагаемых тяг можно определить следующее.

1. Для любого угла атаки α скорость, потребную для горизонтального полета $V_{г.п.}$, тягу, потребную для горизонтального полета $P_{г.п.}$, располагаемую тягу при данной скорости полета P_p и запас тяги $\Delta P = P_p - P_{г.п.}$. Используя эти значения, можно определить летные характеристики самолета на этом же угле атаки в режиме набора высоты и других режимах полета.

2. Правая точка пересечения кривых потребных и располагаемых тяг дает угол атаки α , которому соответствует максимальная скорость горизонтального полета. Самолет Ил-76Т по условиям прочности имеет ограничение по приборной скорости (скоростному напору), а на больших числах M ограничения по устойчивости и управляемости, поэтому выполнять горизонтальный полет на максимальной скорости запрещается.

На высотах полета от $H=0$ до 7500 м максимально допустимая приборная скорость $V_{max \text{ э}} = 600$ км/ч ПР, при которой скоростной напор 1740 кгс/см².

На высотах более 7500 м величина максимально допустимой скорости ограничивается числом $M_{max \text{ э}} = 0,77$. При остатке топлива менее 5000 кг $V_{max \text{ э}} = 550$ км/ч ПР.

3. Проведя касательную к кривой потребной тяги параллельно оси ординат, определим минимальную (теоретическую) скорость горизонтального полета $V_{г.п. \text{ min}}$, которая равна 280 км/ч ПР. Эта скорость соответствует критическому углу атаки $\alpha_{кр} = 20^\circ$. Такую скорость в полете допускать не разрешается по условиям устойчивости и управляемости самолета. Для определения минимально допустимой приборной скорости, обеспечивающей безопасность полета, предварительно в процессе летных испытаний определяется при различной конфигурации самолета приборная скорость сваливания $V_c(V_s)$ и соответствующие ей угол атаки $\alpha_c(\alpha_s)$ и коэффициент $C_{yc}(C_{ys})$.

Под сваливанием понимается возникшее в результате отрыва потока на крыле произвольное аperiodическое или колебательное движение самолета

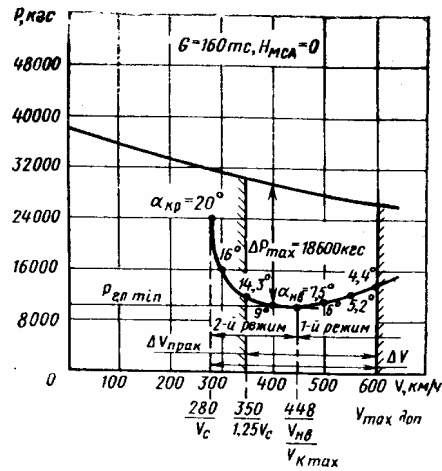


Рис. 15. Кривые потребных $P_{г.п.}$ и располагаемых P_p тяг самолета Ил-76Т ($G = 160\,000$ кгс; $H = 0$)

относительно любой из трех осей со сравнительно большими, заметными для пилота средней квалификации, амплитудами угловых скоростей и (или) угловых ускорений, не парированное без уменьшения угла атаки самолета.

Минимально допустимые приборные скорости $V_{\text{мин доп}}$ доп, соответствующие им углы атаки $\alpha_{\text{доп}}$ и коэффициенты $C_{\text{доп}}$ должны удовлетворять следующим требованиям норм лётной годности самолетов (НЛГС-2):

не должно возникать самопроизвольных колебаний самолета, которые нельзя немедленно парировать рулями;

должна быть обеспечена приемлемая управляемость самолетом по тангажу, крену и рысканью;

должен быть обеспечен запас по углу атаки (от угла атаки сваливания) не менее 3° ;

не должно быть тряски, угрожающей прочности конструкции или затрудняющей пилотирование;

не должно возникать также особых нарушений работы силовой установки и систем, которые требуют немедленных действий пилота по восстановлению их нормальной работы либо немедленного уменьшения угла атаки;

не должны появляться признаки неустойчивой работы двигателей;

должна быть обеспечена естественная, либо искусственная сигнализация пилоту о выходе самолета на $\alpha_{\text{доп}}$ ($C_{\text{доп}}$ доп), предупреждающая о приближении сваливания или других явлений, по которым устанавливается $\alpha_{\text{доп}}$ ($C_{\text{доп}}$ доп);

производная линейного перемещения штурвальной колонки по коэффициенту подъемной силы самолетов $X_{\text{шт}}^{C_y}$ должна быть отрицательной, т. е. при отклонении штурвальной колонки «на себя» угол атаки и коэффициент C_y должны увеличиваться и наоборот.

Для предупреждения пилота о выходе самолета Ил-76Т на большие углы атаки установлен автомат углов атаки и перегрузок (АУАСП). Этот прибор настроен так, что его срабатывание происходит при скоростях, имеющих запас от скорости сваливания около $1,13 V_s$. Максимально допустимые углы атаки на указателе АУАСП в зависимости от числа М:

число М	0,54 и менее	0,6	0,7	0,74	0,77
угол атаки, град	15	13,5	11	10	9

Значения приборных скоростей сваливания, скоростей срабатывания АУАСП и минимально допустимых при различном весе самолета с убранной механизацией крыла можно определить по графикам (рис. 16). Значения этих скоростей сведены в табл. 5.

4. Проведя касательную к кривой потребной тяги параллельно оси абсцисс, определим минимальную тягу, потребную для горизонтального полета ($P_{г.п \text{ min}} = 10300 \text{ кгс}$). Минимальная потребная тяга будет при наивыгоднейшем угле атаки $\alpha_{\text{нв}} = 7,5^\circ$, которому соответствует наивыгоднейшая скорость $V_{\text{нв}} = 448 \dots 450 \text{ км/ч ПР}$.

5. Все скорости, на которых теоретически возможен горизонтальный полет, составляют теоретический диапазон скоростей горизонтального полета (ΔV),

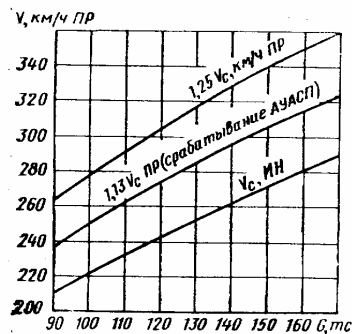


Рис. 16. Характерные скорости полета самолета Ил-76Т при различных полетных весах самолета с убранной механизацией крыла: V_c/V_s ; V срабатывание АУАСП и V безопасная

т. е. от минимальной скорости до максимальной.

Практический диапазон скоростей ($\Delta V_{\text{прак}}$) значительно меньше и включает все скорости горизонтального полета, на которых обеспечивается безопасность полета, т. е. от минимально допустимой скорости $1,25 V_c=350$ км/ч ПР до максимально допустимой— 600 км/ч ПР. Величину практического диапазона характеризуют разностью между максимально допустимой и минимально допустимой приборными скоростями $\Delta V_{\text{прак}}=600-350=250$ км/ч ПР.

6. Весь диапазон скоростей горизонтального полета делится на два режима, границей которых является наивыгоднейшая скорость $V_{\text{нв}} = V_{k_{\text{max}}} = 448 \dots 450$ км/ч ПР.

Первый режим горизонтального полета выполняется на скоростях, больших наивыгоднейшей ($\alpha \leq \alpha_{\text{нв}}$). В этом режиме самолет имеет достаточно хорошую устойчивость и управляемость на числах M не более 0,77. Первый режим ограничен числом $M_{\text{max}} \varepsilon = 0,77$ и $V_{\text{max}} \varepsilon = 600$ км/ч ПР. Ко второму режиму относятся скорости горизонтального полета, меньшие наивыгоднейшей ($\alpha \geq \alpha_{\text{нв}}$). В этом режиме значительно ухудшается продольная и боковая устойчивость и управляемость самолета. Кроме того, при выходе на большие углы атаки наблюдается тряска, которая затрудняет управление самолетом, но вместе с этим и является предупредительным сигналом пилоту о наличии больших углов атаки (второго режима).

Как было указано, минимально допустимой скоростью является скорость $1,25 V_c=350$ км/ч. Значение минимально допустимых скоростей для других полётных весов даны в табл.5 и на графиках рис.16.

Таблица 5

Скорости сваливания V_c , скорости срабатывания АУАСП и скорости, безопасные при убранной механизации крыла самолета Ил-76Т

Скорости	Значение характеристик для различных весов самолета, тс								
	90	100	110	120	130	140	150	160	170
V_c , км/ч ИИ	210	222	232	242	252	262	272	280	290
$1,13 V_c$ (срабатывание АУАСП), км/ч ПР	236	250	262	274	285	296	306	315	324
$1,25 V_c$, км/ч ПР	264	278	291	304	317	329	340	350	360

3.3. Влияние полётного веса на лётные данные самолёта

При выполнении полёта на современном транспортном самолёте полётный вес значительно уменьшается вследствие выгорания топлива. Такое изменение полётного веса вызывает значительное изменение лётных характеристик самолёта.

Для выполнения горизонтального полёта с меньшим полётным весом необходима меньшая подъемная сила, а значит, при том же угле атаки и высоте полета необходима меньшая скорость и тяга.

Для оценки изменения лётных характеристик самолета при уменьшении полетного веса удобно построить кривые потребных тяг для различных весов на одном и том же графике. Располагаемая тяга на любой скорости полета

остается величиной постоянной. Уменьшение потребной скорости и тяги при уменьшении веса самолета вызывает перемещение каждого угла атаки и всей кривой потребной тяги в системе координат влево и вниз. На рис. 17 построены кривые потребной тяги для веса самолета 160000 и 130000 кгс.

При таком изменении полетного веса, как указано на рис. 17, наблюдаются следующие изменения характерных скоростей горизонтального полета:

а) максимальная скорость горизонтального полета уменьшается с 280 до 252 км/ч ПР;

б) наимыгоднейшая скорость уменьшается с 448 до 402 км/ч ПР;

в) теоретический диапазон скоростей горизонтального полета увеличивается с 320 до 348 км/ч ПР;

г) максимальный избыток тяги при наимыгоднейшей скорости горизонтального полета увеличивается с 18600 до 23400 кгс.

Аналогичные изменения характерных скоростей горизонтального полета происходят на всех высотах.

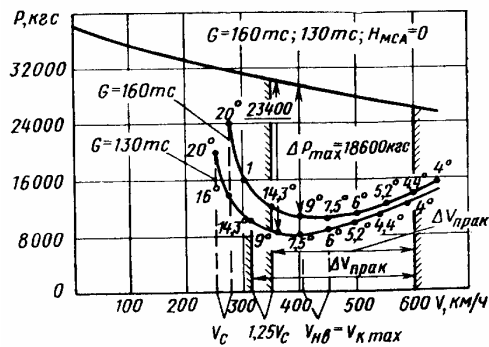


Рис. 17. Кривые потребных и располагаемых тяг самолета Ил-76Т при различных полетных весах ($G=160\ 000$ кгс и $130\ 000$ кгс) на $H=0$

3.4. Влияние высоты на летные данные самолета

Рассмотрим горизонтальный полет на различных высотах при одном и том же полетном весе и угле атаки.

При выполнении горизонтального полета на любой высоте необходимо обеспечить равенство подъемной силы и веса самолета. Для выполнения этого условия при постоянном весе и угле атаки на большей высоте, где плотность воздуха меньше, истинная скорость горизонтального полета должна быть больше, но приборная скорость одна и та же.

Сохранение приборной скорости при любом постоянном угле атаки на различных высотах объясняется тем, что приборная скорость замеряет динамическое давление $q=\rho V^2/2$. С поднятием на высоту для сохранения $Y=G$ при постоянном угле атаки ($C_y=const$) квадрат истинной скорости полета увеличивается во столько раз, во сколько раз уменьшается плотность воздуха, а значит, динамическое давление и приборная скорость остаются постоянными. Это хорошо видно из выражения $\rho V^2/2$, получаемого из уравнения $Y=G$; правая часть не зависит от высоты, т. е. динамическое давление и приборная скорость с высотой не меняются.

Учитывая это, можно установить связь между истинной и приборной скоростями. Для определения истинной скорости необходимо значение приборной скорости умножить на высотный коэффициент $\sqrt{\rho_0/\rho_H}$, т. е. $V=V_{пр}\sqrt{\rho_0/\rho_H}$.

и наоборот, $V_{пр} = V \sqrt{\rho_0 / \rho_H}$, где значения ρ_0 и ρ_H берутся из таблицы стандартной атмосферы.

Сохранение приборной скорости при любом постоянном угле атаки на всех высотах при одном и том же весе самолета имеет большое значение и в обеспечении безопасности полета, так как позволяет пилоту определять режим полета (угол атаки). Так, например, минимально допустимые скорости полета для всех высот устанавливаются по величине приборной скорости (широкая стрелка на указателе скорости).

Тяга, необходимая для горизонтального полета на малых числах M , от высоты (плотности воздуха) не зависит. Это объясняется следующим. Полет при постоянном угле атаки ($C_x = \text{const}$) с данным полетным весом ($G = \text{const}$) на всех высотах выполняется на одной и той же приборной скорости, а значит, при одном и том же динамическом давлении. Следовательно, сопротивление самолета при таких условиях не изменяется, и тяга, необходимая для горизонтального полета, остается величиной постоянной

$$X = C_x S \rho V^2 / 2 = P_{гп} = \text{const}$$

Таким образом, под действием одной и той же тяги горизонтальный полет на заданном угле атаки при постоянном полетном весе на больших высотах выполняется на одной и той же приборной скорости, что и у земли, но с большей истинной скоростью.

Так как с поднятием на высоту скорость звука уменьшается, а истинная скорость полета при постоянной приборной увеличивается, то увеличивается и число M . Учитывая это, можно утверждать, что постоянство необходимой тяги и приборной скорости (угла атаки) будет сохраняться до той высоты, до которой число M будет оставаться меньшим 0,4, т. е. пока можно еще пренебрегать влиянием сжимаемости воздуха. Если при заданной приборной скорости (угле атаки) число M горизонтального полета станет больше 0,4, то необходимая тяга увеличится, так как вследствие сжимаемости воздуха коэффициент C_x на этом угле атаки и сопротивление самолета увеличатся.

Для определения летных характеристик самолета с заданным полетным весом на различных высотах полета пользуются кривыми необходимых и располагаемых тяг для этих высот (рис. 18).

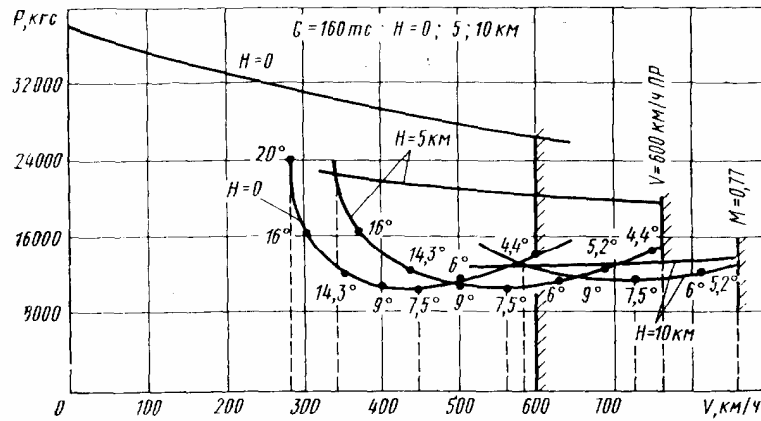


Рис. 18. Кривые потребных и располагаемых тяг самолета Ил-76Т для $H=0; 5000 \text{ м}; 10000 \text{ м}$ ($G=160000 \text{ кгс}$)

Для определения величины тяги, потребной для выполнения горизонтального полета при любой постоянной скорости (угле атаки) и заданной высоте, используют поляру горизонтального полета для этой высоты (см. рис. 5 а). Из поляры берутся значения C_u и C_x и по соответствующим формулам вычисляются аэродинамическое качество и тяга, потребные для горизонтального полета на заданных скоростях. В результате этих вычислений составляется таблица значений потребной скорости и тяги с учетом сжимаемости воздуха для заданной высоты полета. Такие таблицы составляются для ряда высот. На основании таблиц производится построение кривых потребных тяг для этих высот.

Кривые располагаемых тяг для этих же высот строятся на основании результатов испытаний двигателя.

Так как с поднятием на высоту скорость, потребная для горизонтального полета, при любом постоянном угле атаки увеличивается, а потребная тяга не изменяется (за исключением больших чисел M), то кривые потребных тяг на графике смещаются вправо с поправкой на сжимаемость воздуха при больших числах M .

Располагаемая тяга силовой установки самолета с поднятием на высоту уменьшается (см. гл. 2), кривые располагаемых тяг для различных высот показать на рис. 13.

Вследствие изменения потребной скорости, располагаемой тяги и потребной тяги для больших чисел M изменяются летные характеристики самолета с поднятием на высоту.

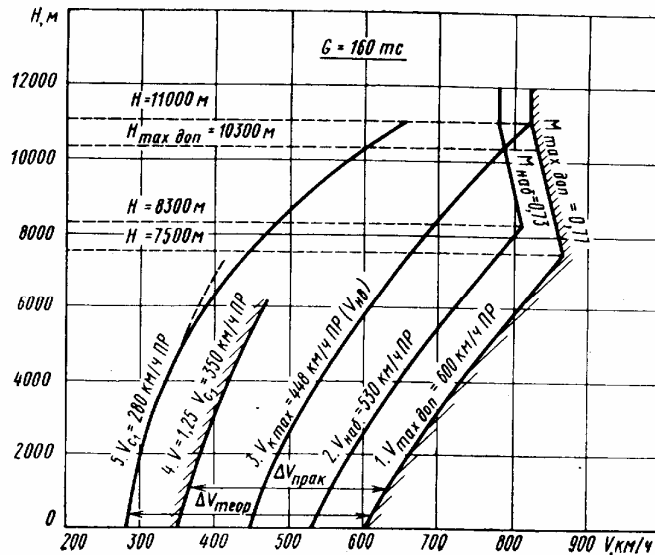


Рис. 19. Диапазон скоростей самолета Ил-76Т при $G = 160\,000$ кгс

На рис. 18 и 19 показано изменение характерных скоростей горизонтального полета самолета Ил-76Т при полетном весе $160\,000$ кгс с поднятием на высоту.

1. На кривой 1 (см. рис. 19) показано изменение истинной максимальной скорости горизонтального полета при приборной скорости 600 км/ч и числе $M=0,77$, причем на $H=7500$ м на $V=600$ км/ч ПР число $M=0,77$.

2. Минимальная (теоретическая) скорость горизонтального полета соответствует критическому углу атаки. Эта скорость практически равна скорости срыва V_c , определяемой летными испытаниями. На кривой 5 показано изменение минимальной истинной скорости горизонтального полета при изменении высоты. Полет на минимальной скорости, соответствующий критическому углу атаки будет до $H=4500$ м, а на больших высотах угол атаки станет меньше критического, так как располагаемая тяга силовой установки станет меньше потребной для горизонтального полета. Угол атаки, соответствующий этой скорости, будет уменьшаться.

Для обеспечения безопасности полета на всех высотах устанавливается минимально допустимая приборная скорость, равная $1,25 V_c$ (кривая 4).

Как видно из графиков минимальная и минимально допустимая истинные скорости с увеличением высоты увеличиваются. Величины скоростей срыва у земли при различном весе самолета показаны на рис. 16.

3. Изменение теоретического и практического диапазона скоростей с поднятием на высоту показано соответственно кривыми 1—5 и кривыми 1—4.

4. На кривой 3 показано изменение наивыгоднейшей истинной скорости

горизонтального полета. При $H=0$ $V_{нв}=448..450$ км/ч ПР и равна истинной. С увеличением высоты наилучшая истинная скорость увеличивается.

5. Кривая 2 показывает увеличение истинной скорости при наборе высоты со скоростью $V_{наб}=530$ км/ч ПР и ее уменьшение при числе $M=0,73$.

Глава 4. ВЗЛЕТ

4.1. Общие сведения о взлете

При подготовке к взлету:

анализируются метеорологические условия полета на заданном маршруте и на аэродромах взлета и посадки;

по номограммам определяется максимально допустимый взлетный и посадочный вес самолета;

разрабатывается план полета по заданному маршруту в соответствии с требованиями РЛЭ;

для выбранного взлетного веса определяются скорость принятия решения V_1 , скорость начала подъема колес передней опоры V_R , безопасная скорость взлета со взлетной конфигурацией самолета V_2 , безопасная скорость начала уборки механизации V_3 , безопасная скорость с полетной конфигурацией самолета V_4 ;

рассчитывается коммерческая нагрузка и потребное количество топлива на полет;

выбирается схема размещения загрузки и рассчитывается центровка самолета, обеспечивающая допустимый диапазон центровок в течение всего полета;

определяется угол установки стабилизатора;

производится предполетный осмотр самолета и его оборудования каждым членом экипажа в соответствии с РЛЭ.

В процессе подготовки к полету и взлету необходимо учитывать все летные ограничения самолета Ил-76Т.

Ограничения по весу и центровке самолета

	Бетонная ВПП	Грунтовая ВПП
Максимальный рулежный вес, кгс	171000	153000
Максимальный взлетный вес*, кгс	170000	152000
Максимальный посадочный вес, кгс	151500	135500
Максимальный вес самолета без топлива, кгс	128000	118000
Максимально допустимое количество топлива на исполнительном старте, кгс	84600	66600
Максимально допустимое количество топлива при посадке, кгс	30000	24000
для самолетов с № 0905	50000	30000
Максимальный вес коммерческой нагрузки (включая вес контейнеров и поддонов), кгс . .	40000	30000
Служебная нагрузка, кгс	3400	3400

* Максимальный взлетный вес самолета на аэродромах класса «Б» с покрытием класса «В» 155 000 кгс.

Примечания. 1. В исключительных случаях разрешается выполнять посадку с любым весом до максимального взлетного включительно, а также с весом топлива, превышающим максимально допустимый, при повышенном внимании экипажа.

2. Емкость топливной системы около 112000 л.

Предельно передняя допустимая центровка, % ба..... 20

Предельно задняя допустимая центровка, % ба..... 40

Ограничения на взлете и посадке

Взлет и посадка разрешаются на аэродромах, расположенных на барометрической высоте от минус 300 м до 1000* м. Температура воздуха на аэродромах взлета и посадки от минус 50° С до плюс 45° С. Эксплуатация самолета допустима до $H=12000$ м в диапазоне температур от «Минимальной для арктических условий» до «Максимальной межконтинентальной ИКАО» (см. РЛЭ, фиг. 2—1).

Максимально допустимая составляющая скорости ветра, м/с:

попутная W_x 5
боковая W_z (под углом 90°):
на сухой ВПП с коэффициентом сцепления $\mu \geq 0,5$. . . 12
на ВПП с коэффициентом сцепления $0,4 \leq \mu < 0,5$. . . 10
на ВПП с коэффициентом сцепления $0,3 < \mu < 0,4$. . . 7

Максимальный уклон ВПП, %..... ± 2 ;

Конфигурация самолета:

при взлете с бетонной ВПП или с грунтовой ВПП с

взлетным весом менее 120 т:

закрылки, град 30

предкрылки, град 14

при взлете с грунтовой ВПП с взлетным весом 120 т и более:

закрылки, град 43

предкрылки, град 25

Щиток и гасители подъемной силы убраны, шасси выпущено, стабилизатор устанавливается в зависимости от взлетного веса, центровки самолета и поверхности ВПП (бетонная или грунтовая, см. рис. 20)

при посадке на бетонную и грунтовую ВПП:

закрылки, град 43

предкрылки, град 25

щитки (после приземления), град 40

гасители подъемной силы (после приземления), град 20

Максимально допустимая приборная скорость при выпущенной механизации крыла,

км/ч:

предкрылки отклонены на 14° 400

предкрылки отклонены на 25° 370

закрылки отклонены на 15° 400

закрылки отклонены на 30° 370

закрылки отклонены на 43° 280

тормозные щитки отклонены на 40° 250

Максимально допустимая приборная скорость при выпуске и уборке шасси

в условиях нормальной эксплуатации, км/ч: 370

при выпуске шасси для экстренного снижения 500

при аварийном выпуске шасси 350

с выпущенным шасси 600

Максимально допустимая путевая скорость по условиям прочности пневматиков колес

основных опор шасси, км/ч:

при разбеге 290

при пробеге 225

Радиус разворота самолета в зависимости от скорости руления:

скорость руления, км/ч 10 30 40 50

радиус разворота, м 13 35 63 100

На $H=-305$ м давление $p=787$ мм рт. ст., на $H=1000$ м $p=674$ мм рт. ст.

При рулении с запасом топлива более 55 т не допускается одностороннее торможение колес основных опор шасси и резкий односторонний перевод РУД двигателей.

Минимальный состав экипажа (командир корабля, второй пилот,

штурман, бортиженер и бортрадист)

5 чел.

Максимальное количество сопровождающих в грузовой кабине

6 чел.

Все ограничения по максимально допустимой приборной скорости при взлетной и посадочной конфигурации самолета введены по характеристикам прочности, а по минимально допустимой — по характеристикам устойчивости и управляемости самолета.

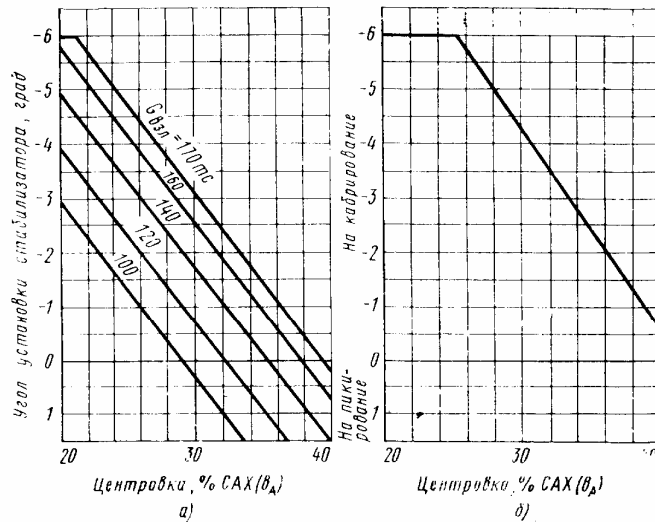


Рис. 20. График определения угла установки стабилизатора на взлете в зависимости от центровки самолета Ил-76Т при различном весе самолета:

а — бетонная ВПП $\delta_3=30^\circ$, $\delta_{пр}=14^\circ$; б — грунтовая ВПП $\delta_3=43^\circ$, $\delta_{пр}=25^\circ$

Взлет (полная взлетная дистанция) Лп.в состоит из собственно взлета Лвзл и начального набора высоты Лнн (рис. 21 и НЛГС-2):

$$Лп.в = Лвзл + Лнн$$

Собственно взлет Лвзл состоит из разбега L_p и 1-го воздушного этапа взлета L_1 , т. е. $Лвзл = L_p + L_1$.

Длина разбега L_p — расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента страгивания на линии старта до момента отрыва его от ВПП.

Взлетная дистанция Лвзл — расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента страгивания на линии старта до момента набора высоты 10,7 м (над уровнем ВПП в точке отрыва) с одновременным достижением скорости не менее безопасной скорости взлёта $V_2 = 1,2V_c$.

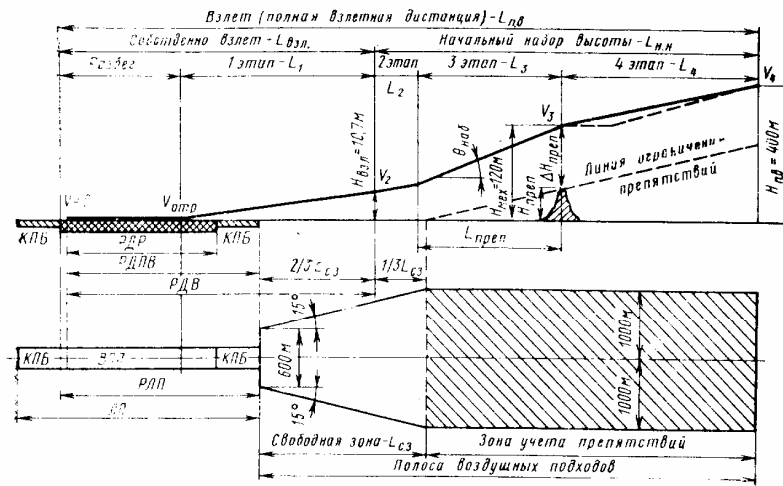


Рис. 21. Схема полной взлетной дистанции:

ВПП—взлетно-посадочная полоса; КЛБ—концевая полоса безопасности; РДР—располагаемая дистанция разбега; РДПВ—располагаемая дистанция прерванного взлета; РДВ—располагаемая дистанция взлета; РЛП—располагаемая летная полоса; ЛП—летная полоса

Полная взлётная дистанция L_{пв} – расстояние по горизонтали, проходимое самолётом с момента старта на линии старта до момента выхода на высоту 400 м (над уровнем ВПП в точке отрыва самолёта) или до момента, к которому заканчивается переход от взлётной к полётной конфигурации и достигается скорость полёта, равная 1,25V_c при полётной конфигурации.

Полная взлётная дистанция состоит из разбега и четырёх этапов набора высоты:

- 1-й этап – набор высоты с момента отрыва самолёта до высоты 10,7 м
- 2-й этап – набор высоты от 10,7 м до высоты, на которой достигается скорость начального набора высоты с выпущенной механизацией
- 3-й этап – набор высоты 120 м с выпущенной механизацией крыла
- 4-й этап – набор высоты от 120 м до H=400 м с одновременным увеличением скорости полёта и уборкой механизации (см. рис. 21).

Набор высоты на всех этапах характеризуется определённым градиентом η_n . Градиент η_n определяется как тангенс угла наклона траектории набора высоты θ_n и выражается в процентах:

$$\eta_n = \operatorname{tg} \theta_n \cdot 100\% = \Delta H / \Delta L \cdot 100\%$$

Максимальное значение градиента набора высоты, достижимое на данном самолете в рассматриваемых эксплуатационных условиях, называется *полным градиентом* $\eta_{\text{пн}}$. Полный градиент набора высоты $\eta_{\text{пн}}$ на третьем этапе должен быть не менее 5%, а на четвертом—не менее 3% при всех работающих двигателях.

В процессе подготовки к вырубиванию на предварительном и исполнительном старте самолету придается взлетная конфигурация, все системы и оборудование подготавливаются для выполнения взлета (см. РЛЭ «Контрольная карта обязательных проверок самолета экипажем»).

4.2. Нормальный взлет

Нормальный взлет — это взлет при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемый с использованием предусмотренной РЛЭ техники пилотирования. Существует также определение продолженного и прерванного взлета.

Продолженный (завершенный) взлет — это взлет, протекающий как нормальный до момента отказа одного двигателя в процессе взлета, после чего взлет продолжается и завершается с одним отказавшим двигателем.

Прерванный взлет — это взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением самолета до полной его остановки на летной полосе ЛПП (см. рис. 22).

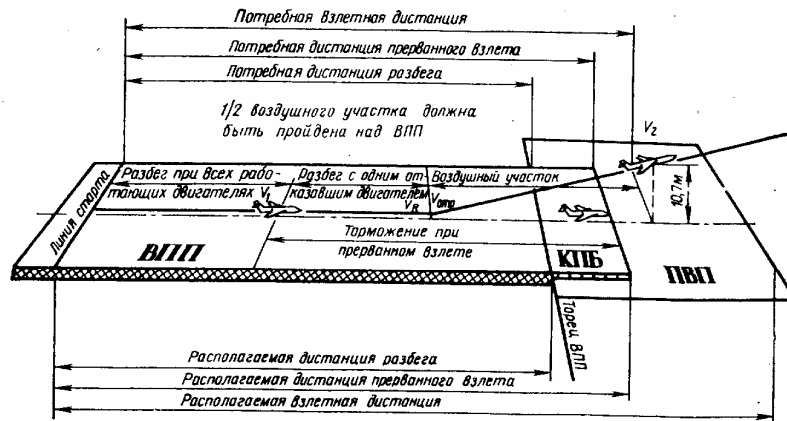


Рис. 22. Схема взлета при отказе одного двигателя на разбеге:

ВПП (RUNWAY)—взлетно-посадочная полоса; КПБ (STOPWAY)—концевая полоса безопасности; ПВП (CLEARWAY)—участок полосы воздушных подходов до высоты препятствия 10,7 м

В этом разделе будет рассмотрен порядок выполнения и аэродинамическое обоснование нормального взлета (см. рис 22, 23 и 24).

Взлет производится на взлётном режиме работы двигателей $n_{вд}=97,55\%$.

Разрешается выполнять взлет на номинальном режиме работы двигателей ($n_{вд}=93 \pm 1\%$) при $G_{взл} \leq 160\,000$ кгс.

Командир корабля сообщает экипажу о начале взлета командой «Режим взлетный». На заторможенном самолете бортинженер по этой команде плавно и синхронно выводит на взлетный режим сначала внешние, а затем внутренние двигатели. Убедившись в нормальной работе двигателей на взлетном режиме, а также систем и оборудования (по докладу бортинженера) командир корабля дает команду: «Экипаж, взлетаем», плавно отпускает тормоза, обеспечивая прямолинейность начала разбега.

Разбег самолета производится с отклоненным от себя штурвалом на угле атаки 3° при $C_{уразб} = 0,90$ ($\delta z=30^\circ$, $\delta пр=14^\circ$), а при $\delta z=43^\circ$ и $\delta пр=25^\circ$

$C_{y_{раз}}=1,7$ (см. рис. 23) до скорости V_R . Направление на разбеге выдерживается педалями, т. е. рулем направления и поворотом колес передней опоры.

Штурман в процессе разбега докладывает величину приборной скорости, выделяя скорость принятия решения V_1 словом «Рубеж», скорость начала подъема колес передней опоры $V_{по}(V_R)$ — «Подъем» и безопасную скорость взлета $V_2=1,2V_c$.

При достижении скорости $V_{по}(V_R)$ выключается управление поворотом колес передней опоры, плавным и непрерывным взятием штурвала на себя самолет выводится на взлетный угол атаки и производится отрыв на скорости на 10... 15 км/ч большей $V_{по}(V_R)$. При $\delta_3=30^\circ$ и $\delta_{пр}=14^\circ$ $C_{y_{отр}}=1,5... 1,58$, $\alpha_{отр}=10^\circ$, а при $\delta_3=43^\circ$ $\delta_{пр}=25^\circ$ $C_{y_{отр}}=2,15... 2,3$, $\alpha_{отр}=9^\circ... 10^\circ$ (см. рис. 23).

Скорость $V_{по}(V_R)$ только на 10—15 км/ч меньше безопасной скорости взлета $V_2=1,2V_s=1,2V_c$, на которой происходит набор высоты со взлетной конфигурацией самолета при продолжении взлета с одним отказавшим двигателем. Учитывая малую разность скоростей ($V_2 - V_{по}$), можно сделать вывод, что в процессе подъема передней опоры самолет до отрыва набирает скорость, близкую к V_2 , чем и обеспечивается безопасность отрыва. Поэтому подъем передней опоры необходимо начинать точно на приборной скорости $V_{по}(V_R)$.

После отрыва производится разгон самолета с набором высоты так, чтобы к $H=10,7$ м скорость была не меньше $V_2=1,2V_c$. На высоте не менее 5 м убирается шасси.

На втором этапе набора L_2 (см. рис. 24) скорость необходимо увеличить до V_2+20 км/ч и поддерживать ее до высоты начала уборки механизации крыла.

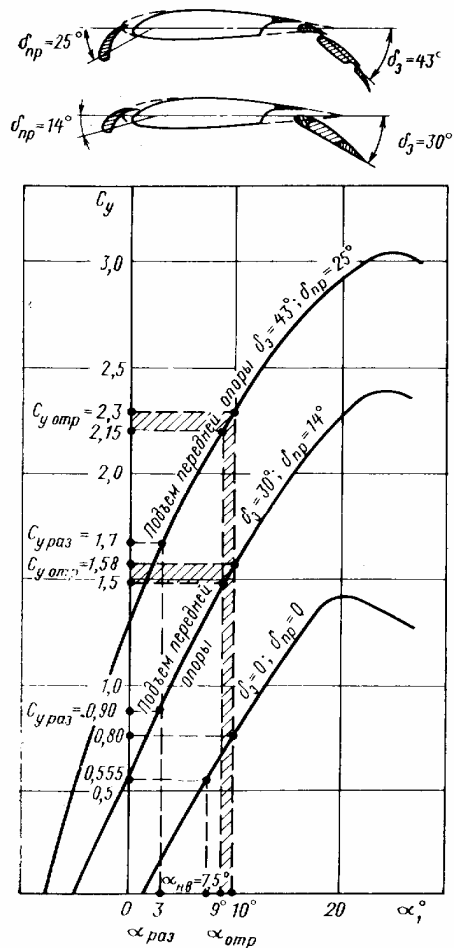


Рис. 23. Аэродинамические характеристики самолета Ил-76Т при взлете

При достижении высоты не менее 120 м на скорости V_2+50 км/ч в процессе разгона самолета начинается уборка механизации крыла, причем уборка предкрылков производится на $V=350 - 370$ км/ч ПР. Увеличение скорости в процессе уборки механизации крыла должно происходить так, чтобы к концу уборки скорость была не менее безопасной при полетной конфигурации ($\delta z=0$ и $\delta \text{пр}=0$), т. е. $V_4=1,25 V_c$. Следует также учитывать максимально допустимые приборные скорости при выпущенной механизации крыла, не допуская их превышения (см. разд. 4.1).

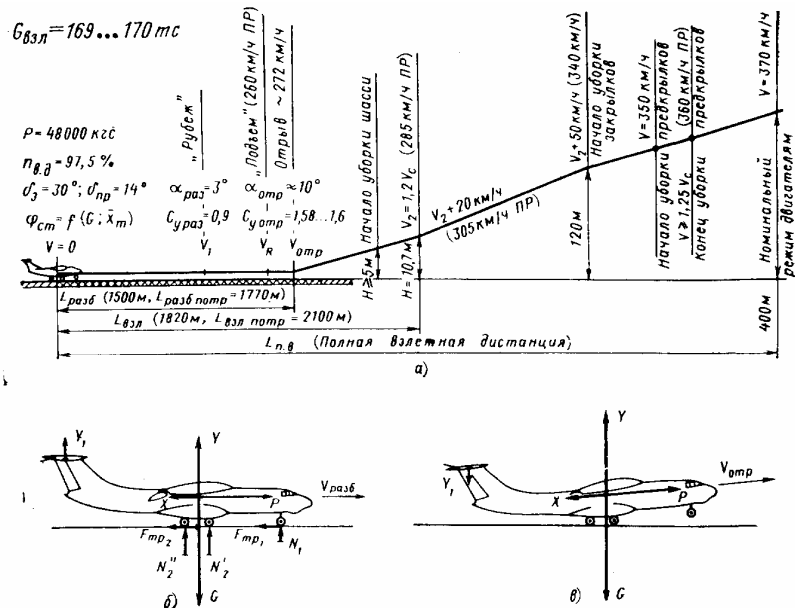


Рис. 24. Взлет самолета Ил-76Т:

а—схема взлета (в скобках указаны данные при $G_{взл} = 169 000$ кгс; б—разбег; в—отрыв

В процессе уборки механизации продольные усилия на штурвале необходимо балансировать перестановкой стабилизатора, нагрузки на штурвале от элеронов и на педалях управления рулем направления снимаются их механизмами триммерного эффекта.

После уборки механизации на высоте круга на скорости 370...400 км/ч ПР двигатели переводятся на номинальный режим ($n_{вд} = 93 \pm 1\%$). Перевод двигателей на номинальный режим следует производить плавно и синхронно, контролируя их работу, причем сначала внутренние, и убедившись в отсутствии разворотов — внешние. Одновременный перевод всех четырех двигателей на номинальный режим представляет большую опасность в случае отказа двигателя, так как более трудно определить, какой из двигателей отказал.

Величина характерных скоростей на взлете определяется по графикам (рис. 25, 26 и 27), где показано пунктиром со стрелками определение этих скоростей при $G_{взл} = 169 \text{ т}$ ($V_R = 260; V_2 = 284; V_4 = 360$ км/ч ПР).

Рассмотрим схему сил, действующих на самолет при взлете (см. рис. 24 б, в). При разбеге на самолет действуют подъемная сила Y и сила лобового со-

противления X , вес G , тяга P , сила реакции ВПП— N_1+N_2 , равная и противоположная силе давления колес $G-Y$ и сила трения $F_{тр}$. Величина силы трения определяется величиной силы реакции $N_1+N_2=G-Y$ и коэффициентом трения $F_{тр}$, который зависит от состояния поверхности ВПП, т. е.

$$F_{тр} = f_{тр}(G - Y)$$

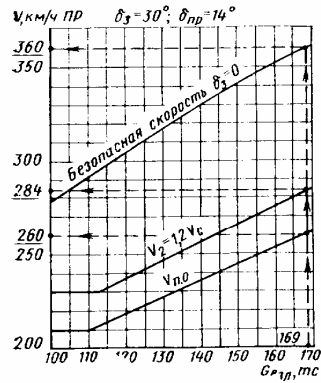


Рис. 25. Приборные скорости на взлете при $\delta_z=30^\circ$ и $\delta_{пр}=14^\circ$

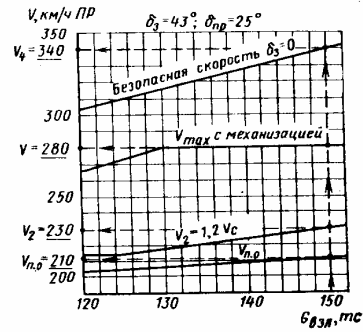


Рис. 26. Приборные скорости на взлете при $\delta_z=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$

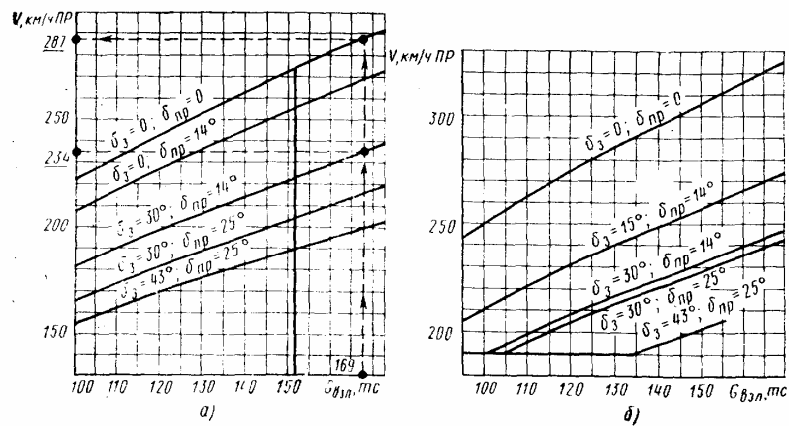


Рис. 27. Графики зависимости приборных скоростей сваливания V_c (а) и скоростей, соответствующих установке максимально допустимых углов атаки по АУАСП (б) от веса самолета Ил-76Т при различной конфигурации

Разбег является прямолинейным ускоренным движением. Для создания ускорения необходимо, чтобы тяга силовой установки была значительно больше суммы сил лобового сопротивления и силы трения, т. е.

$$P > (X + F_{тр1} + F_{тр2})$$

В момент отрыва подъемная сила практически равна взлетному весу самолета: $Y = C_y \rho V^2 / 2 = G$. Из этого выражения скорость отрыва будет определяться следующим образом:

$$V_{отр} = \sqrt{2G / (C_{y_{отр}} \rho S)}$$

Как видно из формулы, величина скорости отрыва зависит от взлетного веса самолета, плотности воздуха и $C_{yотр}$ (см. рис. 23). При большем весе, меньшей плотности воздуха и меньшем коэффициенте $C_{yотр}$ скорость отрыва большая.

Если известна скорость отрыва $V_{отр}$ и время разбега $t_{раз}$, то среднее ускорение самолета будет $j_{ср} = V_{отр}/t_{раз}$. Длина разбега в этом случае определяется по формуле

$$L_p = j_{ср} \cdot t_{раз}^2 / 2, \text{ где } j_{ср} \cdot t_{раз} = V_{отр}.$$

Как видно из формулы, длина разбега определяется скоростью отрыва и средним ускорением, причем, при уменьшении скорости отрыва и увеличении ускорения длина разбега уменьшается.

Среднее ускорение самолета $j_{ср}$ при разбеге зависит от избытка тяги $\Delta P = P - (X + F_{тр})$ и массы самолета $m = G/g$ и при большем избытке тяги и меньшей массе самолета ускорение большее, так как

$$j_{ср} = \Delta P / m = g [P - (X + F_{тр})] / G$$

Величина длины разбега зависит от различных эксплуатационных факторов.

Плотность воздуха. При уменьшении плотности воздуха (высокая температура, низкое давление, высокогорный аэродром) длина разбега, увеличивается. Это можно объяснить следующим.

Во-первых, увеличивается истинная скорость отрыва (приборная скорость — постоянная), во-вторых, уменьшается ускорение самолета вследствие уменьшения избытка тяги $\Delta P = P - (X + F_{тр})$, вызванного уменьшением располагаемой тяги.

Сумма сил лобового сопротивления и силы трения $(X + F_{тр})$ практически не изменяется, так как при уменьшении плотности на любой истинной скорости разбега лобовое сопротивление и подъемная сила уменьшаются, а сила трения увеличивается вследствие уменьшения подъемной силы.

Взлетный вес самолета. При увеличении взлетного веса длина разбега возрастает. Во-первых, при взлете с большим весом увеличивается скорость отрыва, во-вторых, значительно уменьшается ускорение самолета $j_{ср}$. Самолет с большим весом инертнее, так как имеет большую массу. Кроме того, на любой скорости увеличивается сила трения, а на больших скоростях увеличивается еще и сопротивление самолета. Вследствие этого избыток тяги и ускорение самолета уменьшаются.

Механизация крыла. При отклонении закрылков на взлете на 30° и предкрылков на 14° $C_{yотр}$ увеличивается, а скорость отрыва и длина разбега уменьшаются. При таком угле отклонения закрылков и предкрылков запас тяги ΔP и ускорение самолета практически не изменяются, потому что сумма сил лобового сопротивления и силы трения остается постоянной, но значительно уменьшает длину разбега. При отклонении закрылков на 43° и предкрылков на 25° дополнительно увеличивается $C_{yотр}$, а скорость отрыва и длина разбега дополнительно уменьшаются.

Ветер. При взлете со встречным ветром величина путевой скорости отрыва уменьшается на величину скорости ветра. Уменьшение путевой скорости отрыва вызывает уменьшение длины разбега.

Наклон взлетной полосы. При взлете с полосы, имеющей угол наклона $\theta_{впп}$, составляющая веса самолета $G \cdot \sin \theta_{впп}$ направлена параллельно плоско-

сти ВПП.

Если самолет взлетает под уклон, то к тяге силовой установки добавляется составляющая веса $G \cdot \sin \theta_{\text{ВПП}}$. Следовательно, самолет имеет большее ускорение и меньшую длину разбега, и наоборот.

Угол атаки самолета. При выполнении взлета необходимо помнить, что на $\alpha_{\text{отр}}$ ($S_{\text{уотр}}$) каждому взлетному весу соответствует своя приборная скорость отрыва. Если пилот обеспечит отрыв самолета на этой скорости, то это значит, что отрыв произошел на расчетном угле атаки и длина разбега будет соответствовать расчетной по номограмме взлета. Для обеспечения отрыва самолета на расчетной скорости достаточно начать подъем передней опоры так же на расчетной скорости $V_{\text{по}}$ (V_R) (см. график рис. 25 и 26).

4.3. Взлётные характеристики самолета

В процессе подготовки к полету определяется максимально допустимый взлетный вес самолета с учетом обеспечения надлежащего уровня безопасности при выполнении взлета на случай отказа критического двигателя. Для этого веса определяются:

- 1) скорость принятия решения V_1
- 2) скорость начала подъема передней опоры $V_{\text{по}}$ (V_R)
- 3) безопасная скорость взлета V_2
- 4) скорость и полные градиенты набора высоты на различных этапах (участках) взлета;
- 5) потребная взлетная дистанция при всех работающих двигателях.

Определение максимально допустимого взлетного веса самолета и скоростей: V_1 , $V_{\text{по}}$ (V_R) и V_2 . Для определения максимально допустимого взлетного веса самолета и скоростей V_1 , $V_{\text{по}}$ (V_R) и V_2 необходимо знать условия взлета и характеристику полной взлетной дистанции $L_{\text{пв}} = L_{\text{взл}} + L_{\text{нп}}$, (см. рис. 21 и 22).

1. Собственно взлет, в случае отказа одного двигателя $L_{\text{зв}}$, должен закончиться на располагаемой дистанции (продолженного) взлета (РДВ), которая включает: длину ВПП, уменьшенную на участок выруливания самолета ($L_{\text{выр}} \leq 100$ м) и длину свободной зоны ($L_{\text{сз}}$) полосы воздушных подходов (ПВП), причем участок свободной зоны, включаемый в длину РДВ, должен быть не более 1/2 длины ВПП. В расчете обычно берется $2/3 L_{\text{сз}} = \text{ПВП}$

$$L_{\text{зв}} \leq \text{РДВ} = \text{ВПП} - L_{\text{выр}} + \text{ПВП}$$

2. В случае продолжения взлета при отказе одного двигателя разбег самолета должен закончиться на ВПП, причем после отрыва самолет должен пролететь над ВПП 1/2 первого этапа набора высоты L_1 ($H=10,7$ м). Общее расстояние $L_{\text{зр}} = L_{\text{р}} + L_1/2$ должно быть не более располагаемой длины разбега РДР, которая равна длине ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания $L_{\text{выр}}$

$$L_{\text{зр}} = L_{\text{р}} + L_1 \leq \text{РДР} = \text{ВПП} - L_{\text{выр}}$$

3. В случае прекращения взлета при отказе одного двигателя самолет должен остановиться в пределах располагаемой дистанции прерванного взлета (РДПВ), которая равна длине располагаемой летной полосы (РЛП), уменьшенной на участок выруливания $L_{\text{выр}}$. РЛП включает длину ВПП и длину концевой полосы безопасности КПБ.

$$L_{\text{прекр.взл}} \leq \text{РДПВ} = \text{РЛП} - L_{\text{выр}} = \text{ВПП} - L_{\text{выр}} + \text{КПБ}$$

4. Уклон полосы $\bar{\theta}$ — это тангенс угла уклона ВПП в % ($\bar{\theta} = \text{tg } \theta_{\text{ВПП}} \cdot 100\%$), должен быть не более $\pm 2\%$.

5. По величине скорости и направлению ветра определяется составляющая ветра W_x по оси ВПП и составляющая W_z под углом 90° к оси ВПП.

По величине боковой составляющей ветра W_z , с учетом состояния поверхности ВПП (коэффициента сцепления ϕ) определяется возможность взлета. Осевая составляющая ветра W_x учитывается при определении максимально допустимого взлетного веса, причем расчетные графики построены так, что поправка на встречный ветер учитывает $0,5 W_x$, а на попутный — $1,5 W_x$. Такая величина коэффициентов предотвращает взлет самолета с завышенным весом, так как в момент взлета встречный ветер может уменьшиться, а попутный увеличится.

6. Температура в $^\circ\text{C}$ и атмосферное давление в мм. рт. ст. на аэродроме взлёта.

При наличии этих условий и характеристик полной взлётной дистанции можно определить максимально допустимый взлётный вес $G_{\text{взл}}$ тах доп и скорости V_1 , $V_{\text{по}}$ (V_R) и V_2 .

Порядок определения этих величин. Допустим, что взлёт самолёта Ил-76Т происходит на аэродроме, где:

длина ВПП = 2140 м

длина КБП = 120 м

длина свободной зоны, включаемая в длину РДВ, ПВП = 460 м

уклон ВПП встречный (вверх) 1%

встречная составляющая ветра $W_x = 10$ м/с

боковая составляющая ветра $W_z = 6,5$ м/с с учётом состояния поверхности ВПП позволяет выполнить взлёт [величина составляющих скорости ветра W_x

и W_z определяется по скорости и направлению ветра на графике (рис. 28)]

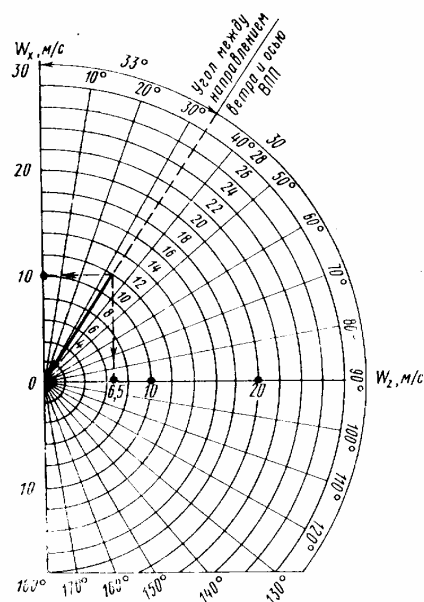


Рис. 28. Номограмма для определения составляющих скорости ветра W_x и W_z .

давление воздуха 760 мм.рт.ст.

В результате расчёта определим:

максимально допустимый взлётный вес самолёта $G_{\text{взл}}$ тах доп;

скорость принятия решения V_1 ;

скорость начала подъема передней опоры $V_{\text{по}}$ (в графиках РЛЭ эта скорость обозначена V_R);

безопасную скорость взлета V_2 (2-й и 3-й этап);

безопасную скорость набора высоты V_4 (4-й этап).

Расчет и его аэродинамическое обоснование. По характеристике полной взлетной дистанции определим:

располагаемую длину разбега (РДР):

$$РДР = ВПП - L_{выр} = 2140 - 100 = 2040 \text{ м};$$

располагаемую дистанцию продолженного взлета (РДВ) :

$$РДВ = ВПП - L_{выр} + ПВП = 2140 - 100 + 460 = 2500 \text{ м};$$

располагаемую дистанцию прерванного взлета (РДПВ):

$$РДПВ = ВПП - L_{выр} + КПБ = 2140 - 100 + 120 = 2160 \text{ м}.$$

По величине атмосферного давления 760 мм.рт.ст. на графике рис. 29 определим высоту аэродрома в стандартной атмосфере, равную 0. Порядок определения высоты аэродрома на этом графике показан пунктиром и стрелками в направлении расчета. Следует иметь в виду, что влияние атмосферного давления на расчетные величины в нашем примере будет учитываться высотой аэродрома 0.

По графику (рис. 30 а) определим максимально допустимый взлетный вес самолета, обеспечивающий нормируемый полный градиент набора высоты $\eta_{пн} = 3\%$ на безопасной скорости взлета $V_2 = 1,2 V_c$ при трех работающих двигателях на взлетном режиме (один двигатель отказал, шасси убрано, закрылки выпущены на 30° , предкрылки на 14° и $\eta_{п.н} = 1,7\%$ на 4-м этапе при скорости равной $1,25 V_c$ с убраным шасси и механизацией крыла, при работе трех двигателей на номинальном режиме). В нашем примере величина максимально допустимого взлетного веса определяется по стандартной высоте аэродрома 0 м и температуре воздуха 15°C .

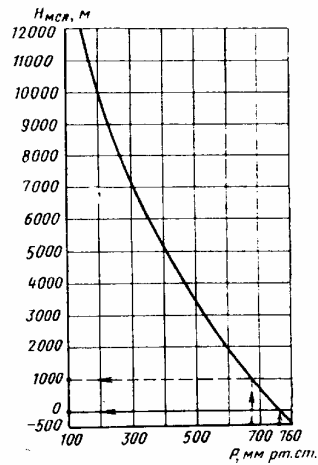


Рис. 29. График определения стандартной высоты аэродрома по атмосферному давлению на аэродроме

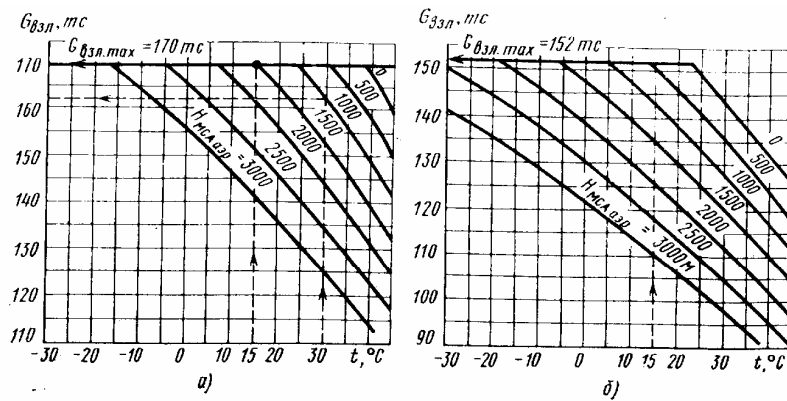


Рис. 30. Номограмма для определения максимально допустимого взлетного веса самолета, обеспечивающего набор высоты с градиентом 3% при трех работающих двигателях на взлетном режиме с убраннным шасси на скорости $V_2 = 1,2 V_c$:

а—при $\delta_3 = 30^\circ$ и $\delta_{np} = -14^\circ$; б—при $\delta_3 = 43^\circ$ и $\delta_{np} = -25^\circ$

Пользование номограммой показано на рис. 30 а пунктиром и стрелками в направлении расчета.

Максимально допустимый взлетный вес равен 170 т. По НЛГС-2 полный градиент набора высоты η_{nn} в случае отказа одного критического двигателя с этим весом (170 т) должен быть на 1-м этапе набора не менее 0,5%, на 2-м—не менее 1,3%, на 3-м—не менее 3%, на 4-м—не менее 1,7%. Величина полного градиента будет обеспечена при балансировке самолета на трех двигателях *при полете без скольжения*. Если балансировка самолета будет со скольжением, то сопротивление самолета увеличится, запас тяги ΔP , угол набора высоты и градиент набора высоты уменьшится, но на величину не более, чем 1% на 2-м, 3-м и 4-м этапах набора высоты, т. е. чистый градиент набора высоты η_{nn} на 3-м этапе должен быть не менее 2% на $V_2 = 1,2 V_c$.

Такой метод определения максимально допустимого веса можно объяснить следующим. Угол набора высоты определяется

$$\sin\theta_n = \Delta P/G = (P_p - X - G\sin\theta)/G \approx \text{tg}\theta_n, \text{ а градиент } \eta_n = \text{tg}\theta_n \cdot 100\%$$

Это означает, что градиент набора характеризует угол набора высоты, причем, для малых углов набора $\text{tg}\theta_n \approx \sin\theta_n$. Величина запаса тяги ΔP , угла набора и градиента набора высоты при полете без скольжения определяется величиной располагаемой тяги трех двигателей. При увеличении высоты (уменьшении атмосферного давления и температуры воздуха) располагаемая тяга трех двигателей и запас тяги уменьшаются, следовательно, для сохранения угла и градиента набора ($\sin\theta_n$ и $\text{tg}\theta_n \cdot 100\%$) необходимо уменьшить вес (см. формулу для определения в $\sin\theta_n$). Так, например, при $t = 30^\circ \text{C}$ и высоте аэродрома 1000 м ($p = 674 \text{ мм.рт.ст.}$) максимально допустимый вес уменьшается до 162,5 т (см. графики рис. 29 и 30). При грубых ошибках в технике пилотирования (большое скольжение самолета) градиент набора значительно уменьшится при максимально допустимом взлетном весе.

4. В разд. 4.2. было указано, что скорость начала подъема колес передней опоры шасси $V_{по}(V_R)$ выбрана так, чтобы обеспечить отрыв самолета на безопасной скорости посредством скорости срыва V_c , причем $V_{по} = 1,15 V_c$. Безо-

пасная скорость начального набора высоты со взлетной конфигурацией самолета при убранном шасси $V_2 = 1,2 V_c$.

Рассмотрим условия выбора скорости принятия решения V_1 . Во-первых, эта скорость должна удовлетворять условию $V_{\min \text{ ЭР}} \leq V_1 \leq V_{\text{пс}}$, где $V_{\min \text{ ЭР}}$ —минимальная эволютивная скорость разбега. В случае отказа критического двигателя на разбеге на скорости $V_{\min \text{ ЭР}}$ должна обеспечиваться возможность только с помощью аэродинамических органов управления (руля направления) сохранить прямолинейное движение самолета. Во-вторых, скорость принятия решения $V_1 = V_{\text{отклдв}} + \Delta V_{\Delta=3c}$. Это выражение означает, что решение о продолжении или прекращении взлета пилот принимает не в момент отказа двигателя, а на несколько большей скорости (после доклада бортиженера). Скорость принятия решения V_1 должна быть не больше $V_{\text{по}} (V_R)$, так как по достижении $V_{\text{по}} (V_R)$ начинается подъем передней стойки шасси и через 2...3 с наступает отрыв самолета от ВПП. После отрыва прекращать взлет запрещается потому, что не гарантируется безопасность посадки вследствие большого веса самолета и, главным образом, по технике пилотирования. Самолет после отрыва находится на больших углах тангажа и под действием несимметричной тяги разворачивается и кренится в сторону отказавшего бокового двигателя. Пилот отклонением руля направления и элеронов парирует разворот, но при уменьшении РУД для выполнения посадки вследствие отклоненных рулей самолет будет разворачиваться и крениться в сторону двух работающих двигателей с одновременным снижением и увеличением углов атаки. Все это может привести к грубой посадке на одну основную опору на больших углах атаки и с боковым ударом при взлетном весе самолета. Возможен в этом случае и срыв самолета. Таким образом, при отказе критического двигателя после скорости $V_{\text{по}} (V_R)$ взлет необходимо продолжать, а скорость принятия решения V_1 должна быть не больше скорости $V_{\text{по}}$, т. е. $V_1 \leq V_{\text{по}} (V_R)$. Такие требования к выбору скорости V_1 определяются техникой пилотирования.

Вместе с этим скорость V_1 выбирается такой, чтобы при отказе одного двигателя на разбеге гарантировалась безопасность как при прекращении взлета, так и при его продолжении. При прекращении взлета на V_1 самолет должен остановиться в конце располагаемой дистанции прерванного взлета (РДПВ). При продолжении взлета на V_1 отрыв самолета должен произойти с ВПП на расчетной скорости $V_{\text{отр}}$ и к концу располагаемой дистанции разбега (ВПП) самолет должен пролететь $0,5 L_1$, а к концу располагаемой дистанции (продолженного) взлета набрать высоту 10,7 м и достигнуть скорости V_2 . Учитывая это, при отказе одного двигателя на разбеге до скорости V_1 включительно взлет прекращать, а на большей скорости обязательно продолжать.

Рассмотрим определение максимально допустимого взлетного веса и скорости принятия решения V_1 по данным взлетной дистанции РДР, РДВ и РДПВ.

Для определения максимально допустимого взлетного веса и скорости принятия решения V_1 из условий безопасности при отказе одного двигателя на разбеге по данным взлетной дистанции необходимо выполнить два независимых расчета:

а) определить максимально допустимый взлетный вес и отношение $V_1/V_{\text{по}}$ (в РЛЭ отношение V_1/V_R), ограниченных располагаемой дистанцией продолженного взлета (РДВ) и располагаемой дистанцией прерванного взлета (РДПВ);

б) определить максимально допустимый взлетный вес и отношение $V_1/V_{\text{по}}$

(V_1/V_R), ограниченной располагаемой дистанцией прерванного взлета (РДПВ). Наименьший из определенных весов по пп. «а» и «б», а также по полному градиенту набора высоты $\eta_{\text{пн}}$ (см. п. 3) принимается за максимальный взлетный вес. Отношение $V_1/V_{\text{по}}$ должно соответствовать принятому взлетному весу.

Примечание. 1. При отсутствии свободной зоны для взлета (ПВП) необходимость в расчете по п. «б» отпадает.

2. Порядок расчета по п. «а» (рис. 31 и 32) и п. «б» (рис. 33 и 34) одинаков, поэтому будет описан только по п. «а».

Расчет максимально допустимого взлетного веса и отношения $V_1/V_{\text{по}}$ (V_1/V_R) по РДВ и РДПВ производится по номограммам (рис. 31 и 32). Порядок расчета показан пунктиром и стрелками в направлении расчета.

Проводим горизонтальную линию от точки, соответствующей величине располагаемой дистанции (продолженного) взлета РДВ=2500 м (см. рис. 31) до пересечения с линией отсчета, а затем вносим поправку на уклон «вверх» 1%. Для этого из точки линии отсчета эквидистантно графикам проводим наклонную до пересечения с вертикальной линией, соответствующей заданному уклону ВПП «вверх» 1%. Из этой точки проводим горизонтальную линию до пересечения с линией отсчета поправки на ветер. Для этого проводим наклонную линию до пересечения с вертикалью соответствующей заданной величине скорости встречного ветра 10 м/с. Из этой точки проводим горизонтальную линию, пересекающую график $D=f(G)$.

Нетрудно видеть, что при введении поправки на встречный уклон РДВ уменьшилась до величины 2350 м, а при введении поправки на встречный ветер она вновь

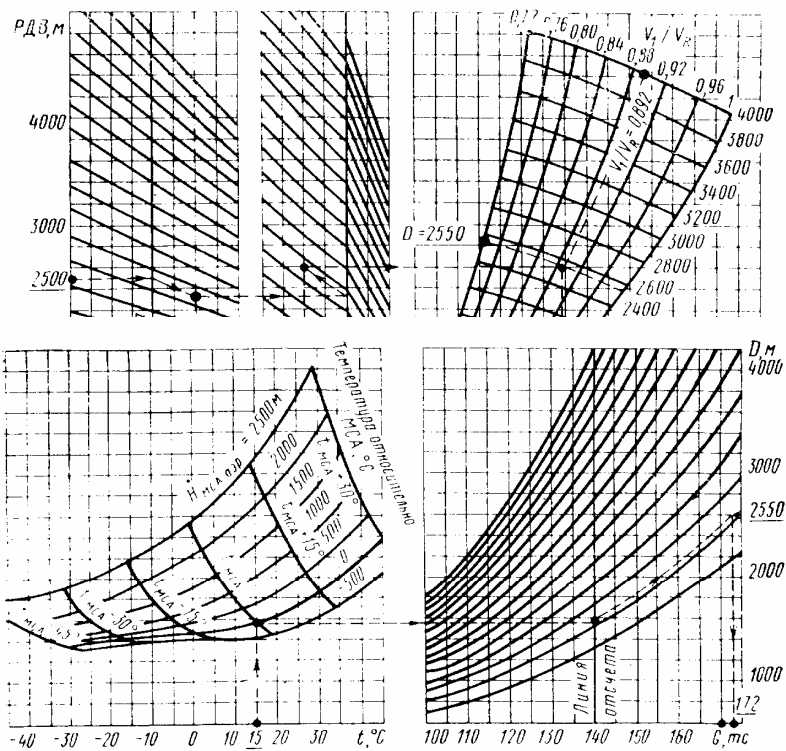


Рис. 32. Номограмма для определения максимально допустимого взлетного веса самолета для РДВ и РДПВ

встречный уклон с заданным весом самолета длина разбега и взлетной дистанции увеличиваются. Для обеспечения достаточности заданных РДР и РДВ необходимо взлетный вес самолета уменьшить. Это значит, что взлетный вес на РДВ=2350 м без уклона ВПП будет таким же, как на РДВ=2500 м со встречным уклоном ВПП—1%. Из этого объяснения следует, что влияние уклона и других факторов (скорости и направления ветра, состояния поверхности ВПП) на величину максимально допустимого взлетного веса самолета в процессе расчета учитывается заменой заданных взлетных дистанций эквивалентными, на которых максимально допустимый взлетный вес самолета такой же, как и на заданных.

По аналогии, начиная отчет от точки, соответствующей заданной располагаемой дистанции прерванного взлета РДПВ=2160 м, двигаясь вверх по направлению стрелок, вводим поправки на величину этой дистанции при уклоне ВПП «вверх» 1% и встречном ветре 10 м/с. После введения поправок проводим вертикальную линию, пересекающую график величины $D=f(G)$.

В точке пересечения горизонтальной и вертикальной секущих на графике D читаем значение $D=2550$ м и относительной скорости $V_1/V_R=0,892$ (см. рис. 31).

Величина D — сбалансированная взлетная дистанция. При взлете с аэродрома, имеющего равные РДВ и РДПВ, без уклона, при безветрии величина D будет равна этим двум дистанциям, т. е. $D=РДВ=РДПВ$. В этом легко убедиться на графике (см. рис. 31), например, при РДВ=2000 м и РДПВ=2000 м D также равна 2000 м, а $V_1/V_R = 0,88$. Следует обратить внимание, что для каждой дистанции D независимо от величины РДВ и РДПВ максимально допустимый взлетный вес одинаковый, а V_1/V_R и V_1 будут различными. Если РДВ увеличивается, а РДПВ уменьшается при одной и той же дистанции D , то V_1/V_R и V_1 будут меньшими, т. е. большей дистанции РДВ будет достаточно для завершения взлета в случае меньшей V_1 , а при меньшей V_1 потребная РДПВ для прекращения взлета будет меньшей, так как длина разбега до V_1 и длина пробега будут меньшими.

По величине $D=2550$ м максимально допустимый взлетный вес определяется по номограмме (см. рис. 32) с учетом температуры воздуха на аэродроме 15° и стандартной высоте аэродрома 0 м.

Расчет начинаем от $t=15^\circ\text{C}$. Проводим вертикальную линию до графика $H=0$ м. Из этой точки проводим горизонтальную линию до линии отсчета, соответствующей взлетному весу самолета 140 т. Далее проводим линию, эквидистантную линиям графиков до пересечения с горизонтальной линией, проведенной из точки дистанции $D=2550$ м. Опустив вертикальную линию вниз из указанной точки пересечения, определим максимально допустимый взлетный вес 172 т (при РДВ=2500 и РДПВ=2160 м). Так как по условиям прочности максимально допустимый взлетный вес равен 170 т, то этот вес и будет по параметру D взлетным.

Расчет максимально допустимого взлетного веса самолета и отношения V_1/V_R по располагаемой длине разбега РДР=2040 м и располагаемой дистанции прерванного взлета РДПВ=2160 м производится по номограммам (рис. 33 и 34) в таком же порядке как и предыдущий расчет, только в этом случае определяется величина R - сбалансированная длина разбега (см. рис. 33), а затем по номограмме (см. рис. 34) определяется максимально допустимый взлетный вес.

Порядок расчета показан пунктиром и стрелками в направлении расчета. За исходные точки расчета для определения R (см. рис. 33) берется РДР=2040 м и вносятся поправки на уклон «вверх» 1% и встречный ветер 10 м/с, затем в РДПВ=2160 м вносятся поправки на уклон «вверх» 1% и встречный ветер 10 м/с. В точке пересечения горизонтальной и вертикальной линий расчета находим дистанцию $R=2220$ м и отношение $V_1/V_R=0,91$.

На рис. 34 показан порядок определения максимально допустимого взлетного веса самолета по дистанции $R=2220$ м с учетом $t=15^\circ\text{C}$ и $H=0$ м. Максимально допустимый

взлётный вес будет 169 т (при РДР=2040 м и РДПВ==2160 м).

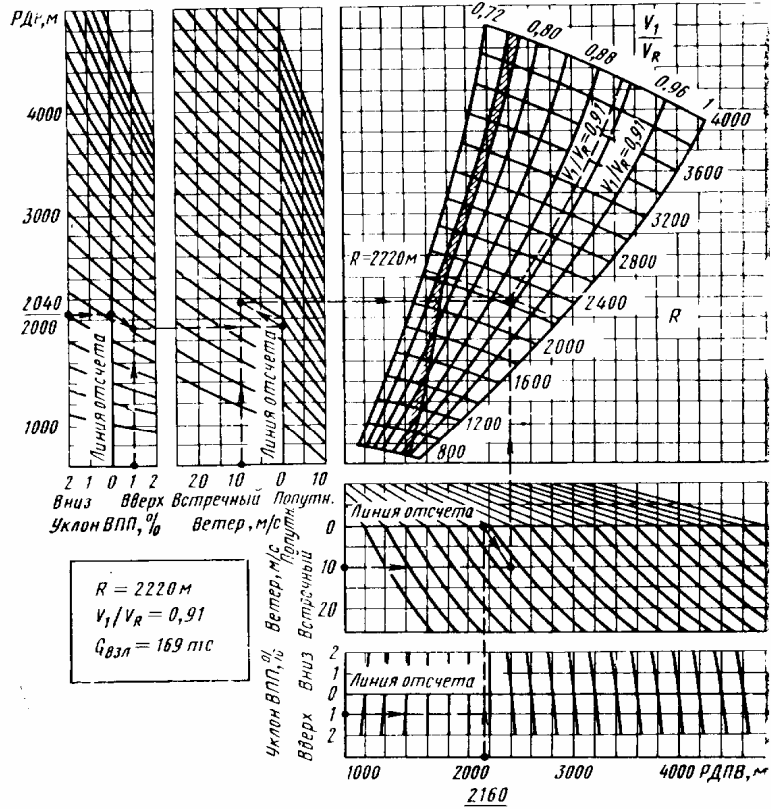


Рис. 33. Номограмма для определения величины R и отношения

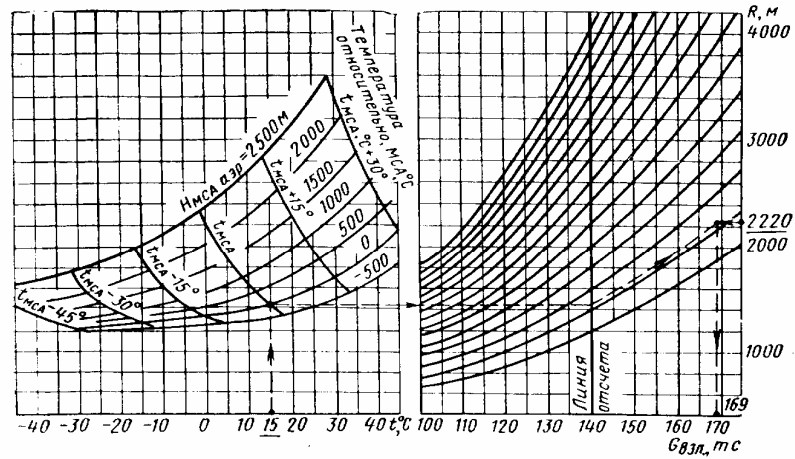


Рис. 34. Номограмма для определения максимально допустимого взлетного веса самолета для РДР и РДПВ

Сравнивая три полученных взлетных веса: по градиенту набора высоты - 170 т; по дистанции D - 170 т; по дистанции R - 169 т, выбираем наименьший вес за максимально допустимый взлетный. В нашем примере он будет 169 т и ограничен по РДР=2040 м и РДПВ =2160м (R=2220м).

5. Для определения скорости принятия решения V_1 берем отношение V_1/V_R соответствующее $G_{взл} = 169$ т и по номограмме (рис. 35) находим величину $V_1=236$ км/ч ПР. Расчет V_1 показан пунктиром и стрелками. За исходную точку расчета берем вес 169 т, вносим поправку на $V_1/V_R=0,91$ и получаем $V_1=236$ км/ч.

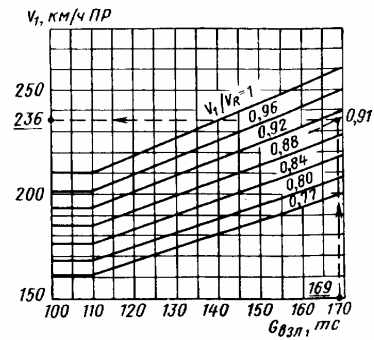


Рис. 35. Определение скорости принятия решения V_1 по отношению V_1/V_R и максимально допустимому взлетному весу самолета

6. По графикам (см. рис. 25) для максимально допустимого взлетного веса 169 т определим:

скорость начала подъема передней стойки шасси $V_{п.ст.}(V_R)=260$ км/ч ПР;

безопасную скорость взлета $V_2=285$ км/ч ПР;

безопасную скорость набора высоты на 4-м этапе (механизация крыла убрана) - 310 км/ч ПР.

Величина скоростей на различных этапах взлета для различных полетных весов дана в табл.6

Таблица 6

Рекомендуемые скорости на взлете (приборные) при отклоненных закрылках на 30° и предкрылках — 14°

Взлетный вес самолета, тс	90	100	110	120	130	140	150	160	170
Скорость подъема передней опоры, км/ч	210		220	230	235	245	250	260	
Безопасная скорость взлета (механизация во взлетном положении), км/ч	230		240	250	260	265	275	285	
Скорость начала уборки закрылков, км/ч	290			320			340		
Скорость начала уборки предкрылков, км/ч					350			370	
Безопасная скорость (закрылки 0°, предкрылки 0°), км/ч	265	280	290	305	315	330	340	350	360

Результаты расчета:

Максимально допустимый взлетный вес 169 т
 Скорость самолета в точке принятия решения V_1 . 236 км/ч ПР
 Скорость начала подъема передней опоры шасси
 $V_{по} (V_R)$ 260 км/ч ПР
 Безопасная скорость взлета V_2 285 км/ч ПР

Безопасная скорость набора высоты на 4-м этапе V_4 360 км/ч ПР.

Если при расчете максимально допустимого взлетного веса по располагаемой дистанции (продолженного) взлета РДВ и располагаемой дистанции прерванного взлета РДПВ (см. рис. 31) точка пересечения вертикальной и горизонтальной секущих на графике $D=f(G)$ лежит правее линии $V_1/V_R=1$ то РДПВ превышает длину, потребную для прекращения взлета, даже при $V_1=V_R$ (Вп.ст.) В этом случае следует определить величину D на пересечении РДВ с линией $V_1/V_R=1$ и по этой величине D определить максимально допустимый взлетный вес по номограмме (см. рис. 32). Скорость принятия решения V_1 в этом случае равна V_R .

Такой же случай может иметь место при расчете максимально допустимого взлетного веса по РДР и РДПВ (величина R). В этом случае поступать так же, только величину R определяем по номограмме (см. рис. 33), а максимально допустимый взлетный вес по номограмме (см. рис. 34). Скорость принятия решения V_1 также будет равна V_R .

Если точка пересечения вертикальной и горизонтальной секущих лежит выше сетки номограмм величины D (R), (см. рис. 31 или рис. 33), то это значит, что максимально допустимый взлетный вес не ограничен располагаемой взлетной дистанцией РДВ (или РДР) и должен быть определен только исходя из условия обеспечения установленных градиентов набора высоты (см. рис. 30). Для определения скорости принятия решения V_1 в этом случае находим потребную величину D (R) для этого взлетного веса самолета по номограммам на рис. 32 (или рис. 34) с учетом условий взлета (температуры и высоты аэродрома). По величине D (R) на рис. 31 (или рис. 33) в точке пересечения полученной линии D (R) с располагаемой дистанцией прерванного взлета (РДПВ) определяем отношение V_1/V_R . Если эта точка лежит правее сетки номограмм D (R), то берем $V_1/V_R=1$. На графике (см. рис. 35) по весу самолета и V_1/V_R находим V_1 .

7. Если максимально допустимый взлетный вес, определяемый по условиям отказа одного двигателя на взлете, не ограничивается дистанциями РДР, РДВ и РДПВ, то для принятого значения взлетного веса необходимо определить потребную взлетную дистанцию при всех работающих двигателях (рис. 36). Указанная потребная взлетная дистанция дана с коэффициентом длины ВПП, равным 1,15.

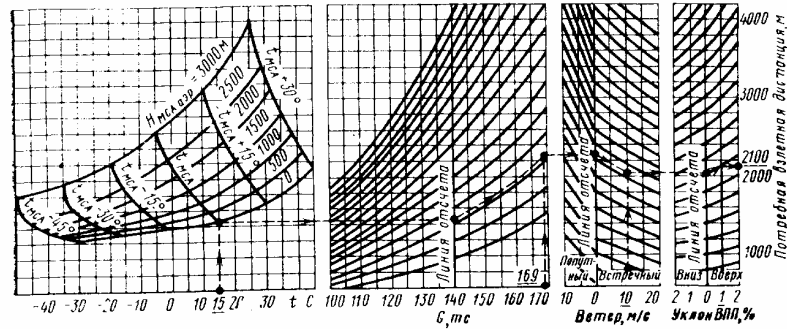


Рис. 36. Номограмма для определения потребной взлетной дистанции самолета Ил-76Г (дана с коэффициентом ВПП, равным 1,15)

На рис. 36 пунктирными линиями со стрелками приведен пример определения потребной взлетной дистанции для следующих условий:

- температура воздуха, °С..... 15
- высота аэродрома, м..... 0
- взлетный вес, кг 169000
- встречная составляющая ветра, м/с10
- уклон ВПП «вверх», 1%..... 1

Потребная взлетная дистанция при всех работающих двигателях равна 2100 м. При этом фактическая длина взлетной дистанции 1820 м, а длина разбега 1500 м (см. рис. 24,

а).

Для определения полного градиента набора высоты $\eta_{\text{полн}}$ с выбранным взлетным весом на 2-м, 3-м и 4-м этапе набора при одном отказавшем двигателе в РЛЭ имеются номограммы.

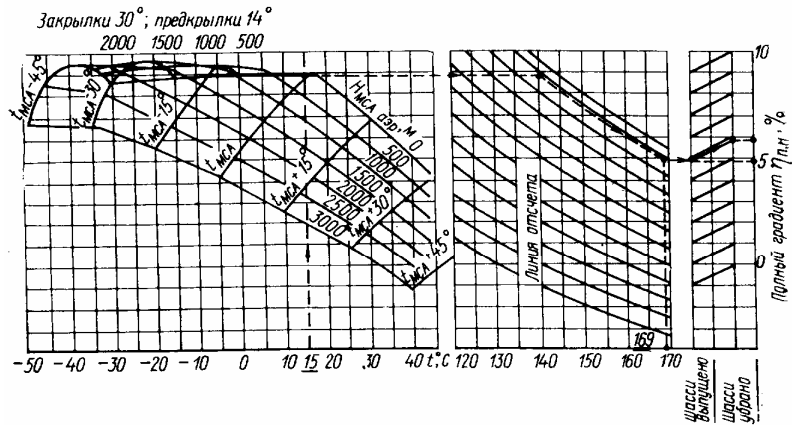


Рис. 37. Номограмма для определения полного градиента набора высоты при взлетном положении механизации крыла ($\delta_z=30^\circ$, $\delta_{пр}=14^\circ$) с выпущенным и убраным шасси

На рис. 37 изображена одна из номограмм, позволяющая определить полный градиент набора высоты $\eta_{\text{полн}}$ на 2-м этапе (шасси выпущено) и 3-м этапе (шасси убрано) при $\delta_z=30^\circ$; $\delta_{пр}=14^\circ$, три двигателя работают на взлетном режиме. Порядок определения $\eta_{\text{полн}}$ показан пунктиром и стрелками в направлении расчета при температуре воздуха 15°C , высоте аэродрома 0 м, взлетном весе самолета 169 т. В результате расчета $\eta_{\text{полн}}=5,8\%$ при убранном шасси, что значительно больше нормируемого — 3%. Чистый градиент $\eta_{\text{полн}}$ будет не менее 4,8%. Аналогично определяется $\eta_{\text{полн}}$ и на 4-м этапе по такой же номограмме, но соответствующей убранной механизации крыла и трем работающим двигателям на номинальном режиме.

При взлете с грунтовой ВПП со взлетным весом 120 т и более $\delta_z=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$. Для определения $\eta_{\text{полн}}$ на 3-м этапе в РЛЭ имеется специальная номограмма, но метод определения такой же, как и при $\delta_z=30^\circ$ и $\delta_{пр}=14^\circ$.

Расчет полного градиента набора $\eta_{\text{полн}}$ необходим при выполнении взлета с аэродрома, имеющего препятствия в направлении взлета.

4.4. Особенности взлета с грунтовых ВПП

Эксплуатация самолета Ил-76Т допускается на грунтовых ВПП при прочности грунта 8 кгс/см^2 и более. Допускаются отдельные полеты на грунтовых ВПП с прочностью грунта $6...7\text{ кгс/см}^2$. Разрешается эксплуатация самолета на заснеженных аэродромах при толщине снежного покрова до 15 см любой плотности и температуре снега не выше минус 1°C .

Руление самолета по сухой грунтовой ВПП с прочностью грунта более 7 кгс/см^2 и по заснеженной полосе аэродрома северных широт выполняется так же, как и на бетонной полосе. При влажном верхнем слое грунта, а также заснеженной полосе аэродрома средних широт рекомендуется рулить с повышенным вниманием на скорости не более 20 км/ч , учитывая снижение эффективности тормозов колес. Развороты на рулении выполнять с повышенным

радиусом (20...25 м) на скорости не более 10 км/ч.

Взлет с грунтовых и заснеженных ВПП с взлетным весом 120... .. 152 т выполняется с отклоненными закрылками на 43° и предкрылками 25°, а с весом менее 120 т

$$\delta_3=30^\circ \text{ и } \delta_{пр}=14^\circ.$$

Максимально допустимый взлетный вес самолета в зависимости от температуры наружного воздуха и высоты аэродрома определяется по номограмме (см. рис. 30, б), причем во всех случаях он должен быть не более 152 т.

Взлетное положение стабилизатора при $\delta_3=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$ зависит от центровки и определяется по графику (см. рис. 20, б), а при $\delta_3=30^\circ$ и $\delta_{пр}=14^\circ$ по графику (см. рис. 20, а).

Техника выполнения взлета такая же как и с бетонной ВПП. При этом следует учитывать ряд особенностей в начале и в процессе пробега.

На сухой грунтовой ВПП с прочностью грунта более 7 кгс/см² и на заснеженных аэродромах северных широт самолет удерживается на тормозах при всех работающих двигателях на взлетном режиме. Следовательно, начало разбега в этом случае обычное.

На ВПП с влажным верхним слоем грунта и на заснеженных ВПП аэродромов средних широт самолет не удерживается на тормозах при увеличении режима работы всех двигателей более 75— 80%. В этом случае после страгивания самолета с места плавно отпустить тормоза, сохраняя направление разбега, и синхронно увеличить режим работы всех двигателей до взлетного в процессе пробега.

В процессе разбега вследствие неровностей и переменного коэффициента трения ВПП наблюдаются периодические изменения ускорения, рыскания и колебания самолета по тангажу и крену, тряска самолета. В результате этих явлений заметно увеличивается длина разбега и затрудняется выдерживание направления, что требует повышенного внимания пилота. При взлете с закрылками, отклоненными на 43°, и предкрылками — на 25°, особенно при передних центровках, усилия на штурвале заметно увеличены по сравнению с обычным взлетом.

Таблица 7

Рекомендуемые скорости на взлете (приборные) при $\delta_3=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$

Взлетный вес самолета, тс	120	130	140	152
Скорость подъема передней опоры, км/ч	205	205	210	210
Безопасная скорость взлета (механизация во взлетном положении), км/ч	215	220	225	230
Максимальная скорость с механизацией, км/ч	265	280	280	280
Безопасная скорость (закрылки 0°, предкрылки 0°), км/ч	305	315	330	340

После отрыва на высоте не менее 5 м начинается уборка шасси. При $\delta_3=30^\circ$ и $\delta_{пр}=14^\circ$ порядок действия экипажей такой же, как и при взлете с бетонной ВПП. При $\delta_3=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$ по достижении высоты 120 м в процессе разгона на скорости не менее 240 км/ч ПР убираются закрылки с 43° до 30°, а по дос-

тижении скорости 300 км/ч ПР начинается уборка закрылков с 30° до 0. На скорости 350 км/ч ПР начинается уборка предкрылков. Скорости на взлете ($\delta_3=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$) определяются в зависимости от взлетного веса самолета по графику (см. рис. 26, где их величина определена для $G_{взл}=150$ т: $V_R=210$ км/ч; $V_2=230$ км/ч ПР; $V_4=340$ км/ч ПР) и по табл. 7.

4.5. Особые виды взлета

Взлет при боковом ветре. Величина максимально допустимой составляющей скорости ветра W_z (под углом 90° к оси ВПП) в зависимости от со-

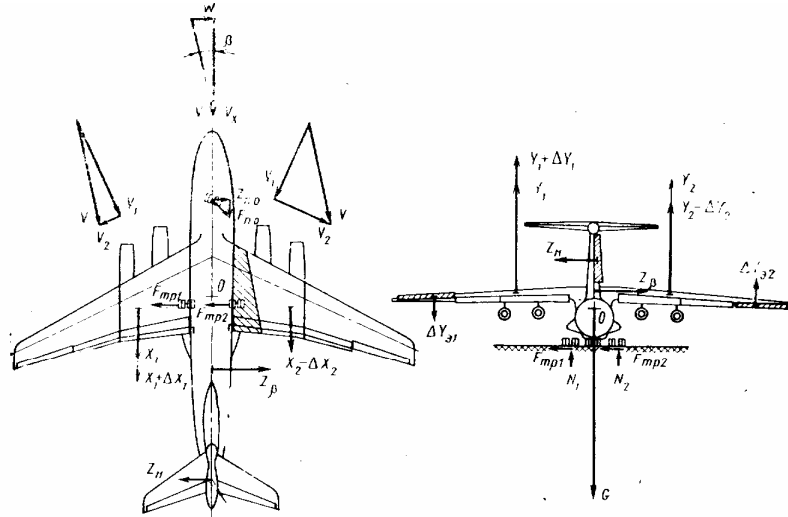


Рис. 38. Условия бокового равновесия сил и моментов, действующих на самолет в процессе разбега при взлете с боковым ветром:

$$\begin{aligned} \Sigma Y &= 0; (Y_1 + \Delta Y_1) + (Y_2 - \Delta Y_2) + \Delta Y_{\beta 2} + N_1 + N_2 - G + \Delta Y_{\beta 1}; \\ \Sigma Z &= 0; Z_{\beta} + Z_{n,0} = Z_n + F_{np1} + F_{np2}; \\ \Sigma M_x &= 0; M_x(\Delta Y_1; \Delta Y_2; Z_{\beta}; F_{np1}; F_{np2}) = M_x(Z_n; \Delta Y_{\beta 1}; \Delta Y_{\beta 2}); \\ \Sigma M_y &= 0; M_y(\Delta X_1; \Delta X_2; Z_{\beta}) = M_y(Z_n; Z_{n,0}; F_{np2}; F_{np1}) \end{aligned}$$

стояния ВПП указана в разд. 4.1.

Допустим, что взлет самолета выполняется при левом боковом ветре (рис. 38). При разбеге с боковым ветром воздушный поток набегаёт на самолет под некоторым углом β . Следовательно, относительно воздуха самолет движется со скольжением под углом β . Результирующая скорость набегающего потока V при наличии стреловидности крыла χ раскладывается на составляющие V_1 и V_2 . Составляющая V_1 , которая определяет величину аэродинамических сил, у левого крыла больше, а у правого меньше. Вследствие этого подъемная сила $Y_1 + \Delta Y$ и сила лобового сопротивления $X_1 + \Delta X_1$ левого крыла больше, чем $Y_2 - \Delta Y_2$ и $X_2 - \Delta X_2$ правого.

В результате разности подъемных сил ($Y_1 + \Delta Y_1 > Y_2 - \Delta Y_2$) у самолета возникает кренящий момент на правое крыло (по ветру), а в результате разности лобовых сопротивлений ($X_1 + \Delta X_1 > X_2 - \Delta X_2$) возникает разворачивающий момент, под действием которого самолет разворачивается влево, т. е. против вет-

ра. Разворачивающий момент также создается боковой силой Z_{β} , возникающей вследствие скольжения самолета в набегающем потоке. Эта же сила создает дополнительный кренящий момент самолета по ветру.

Так как крыло самолета Ил-76Т имеет обратное поперечное $\varphi = -3^\circ$, то при наличии скольжения самолета в набегающем потоке угол атаки левого крыла несколько меньше, чем у правого. Вследствие разности углов атаки, разность подъемных сил (Y_1 и Y_2) и лобовых сопротивлений (X_1 и X_2) уменьшается, а значит, кренящий и разворачивающий моменты также несколько уменьшаются.

Таким образом, в процессе разбега при взлете с боковым ветром самолет стремится развернуться против ветра и наклониться по ветру. При увеличении скорости на разбеге угол скольжения самолета β в набегающем потоке, кренящие и разворачивающие моменты уменьшаются. При подъеме передней опоры угол атаки самолета увеличивается, подъемная сила растет, причем на левой половине крыла она достигает величины, равной половине веса самолета до скорости отрыва. Поэтому при дальнейшем увеличении скорости самолет начинает крениться на правое полукрыло и отрыв его происходит с креном на это полукрыло. После отрыва появляется снос самолета по ветру.

На протяжении всего взлета самолет, двигаясь в воздушном потоке со скольжением, испытывает большее лобовое сопротивление, чем при отсутствии бокового ветра, что способствует некоторому увеличению длины разбега.

Учитывая изложенное, взлет с боковым ветром должен выполняться следующим образом (см. рис. 38).

Направление на разбеге выдерживается с помощью управления колесами передней опоры шасси и отклонением руля направления вправо. С увеличением скорости на разбеге эффективность руля направления возрастает и расход педалей уменьшится.

Кренящий момент самолета уравнивается моментом элеронов путем отклонения штурвала в наветренную сторону, причем по мере увеличения скорости эффект элеронов увеличивается и угол отклонения штурвала следует уменьшать с таким расчетом, чтобы отрыв самолета от ВПП был без крена.

Разгон самолета после отрыва осуществляется с углом упреждения в сторону ветра, равным углу сноса по ветру, не допуская крена. По мере увеличения скорости самолета угол сноса постепенно уменьшается, поэтому для сохранения направления взлета угол упреждения следует также уменьшать.

2. Взлет с ВПП, покрытой осадками. При взлете с мокрых, покрытых слоем воды или слякоти и обледеневших ВПП, необходимо учитывать, что самолет до выхода двигателей на взлетный редким не удерживается на тормозах. Поэтому синхронный вывод двигателей до взлетного режима следует производить в процессе начала разбега, выдерживая направление рулем направления, передней опорой и плавным, несколько несинхронным, растормаживанием колес даже при слабом боковом ветре. Сложность взлета с боковым ветром со скользкой ВПП, особенно в начале разбега, заключается в трудности выдерживания направления, так как руль направления, колеса передней опоры и тормоза малоэффективны. Техника выдерживания направления на разбеге такая же, как и при боковом ветре на сухой ВПП, но движение педалями должны быть более плавными, упреждающими рысканье самолета.

Наличие осадков на ВПП влияет на изменение длины разбега, причем она может как уменьшаться, так и увеличиваться. Так, на влажной полосе вследствие уменьшения коэффициента сцепления сила трения колес уменьшается, ускорение самолета увеличивается, а длина разбега уменьшается. Значительное влияние на длину разбега оказывает толщина слоя осадков d и их относи-

тельная плотность ρ (с чертой) — отношение плотности осадков ρ_{oc} к плотности воды ρ , т. е. $\rho = \rho_{oc} / \rho$. Из определения ρ следует, что для воды $\rho = 1$, для слякоти или снега $\rho < 1$ (для сухого снега $\rho = 0,2$, для слякоти в зависимости от количества снега и воды $0,2 < \rho < 1$). При большой толщине (8...12 мм) и относительной плотности осадков длина разбега увеличивается (в 1,2 раза), так как кроме обычных сил сопротивления, действующих на самолет ($X + F_{тр}$), появляется гидродинамическая сила, действующая на колеса шасси, $R_{гл}$ (рис. 39). Ее составляющая $X_{гл}$ увеличивает общее сопротивление самолета, уменьшается запас тяги и ускорение самолета. При большой толщине осадков на больших скоростях (меньших $V_{отр}$) $X_{гл}$ достигает большого значения, запас тяги и ускорения самолета могут стать равными нулю, самолет может не достигнуть скорости отрыва, взлет станет невозможен.

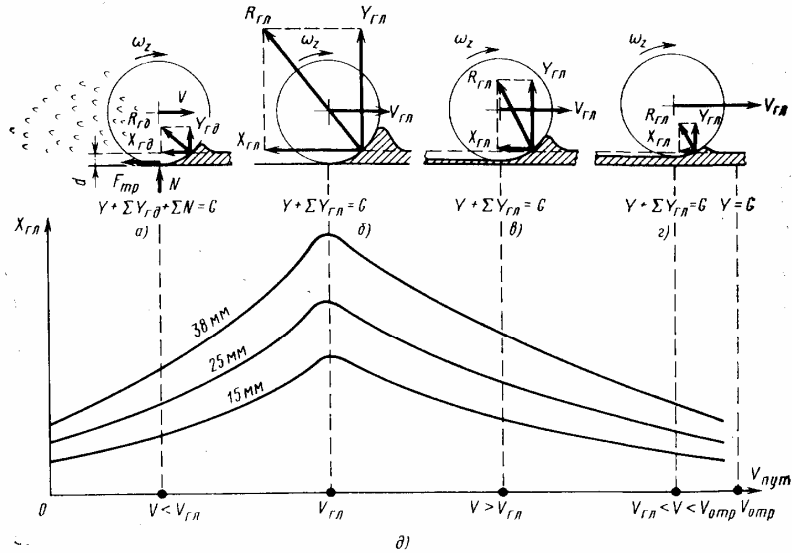


Рис. 39. Силы, действующие на колесо шасси в процессе разбега при взлете с ВПП, покрытой водой:

a—до появления глиссирования; *б*—в момент начала глиссирования; *в*—в процессе глиссирования (на ВПП остается след колес); *г*—в процессе глиссирования (на ВПП следа колес нет); *д*—зависимость $X_{гл}$ ($Y_{гл}$) от путевой скорости разбега и толщины слоя воды (*d*)

На скорости $V_{гл} = 62,2 \sqrt{p_{ш}} / \rho$ ($V_{гл}$ — скорость глиссирования, $p_{ш}$ — давление в пневматиках колес) вертикальная составляющая гидродинамических сил всех колес $\sum Y_{гл}$ в сумме с подъемной силой самолета Y станут равны весу самолета $Y + \sum Y_{гл} = G$ и произойдет отрыв колес от ВПП, между поверхностью колес и ВПП будет слой воды, по которому происходит скольжения колес - глиссирование. Для самолета Ил-76Т при наличии на ВПП слоя воды ($\rho = 1$) $V_{гл} = 62,2 \sqrt{9} = 187$ км/ч, при наличии слякоти ($\rho < 1$) $V_{гл}$ будет большей. Колеса шасси в этом случае теряют контакт с ВПП и их эффект для выдерживания направления теряется. По этой причине может появиться раскачка самолета в виде рыскания, разворот на ветер или снос самолета с ВПП по ветру. Направление на разбега в этом случае можно выдерживать только рулем направления.

Появление гидродинамической силы $R_{гл}$ и ее составляющих $Y_{гл}$ и $X_{гл}$

можно объяснить следующим. При наличии слоя воды или слякоти в процессе разбега самолета впереди колес появляется гидродинамическая волна, создающая гидродинамическое давление на поверхности колес. При большей толщине слоя воды и большей скорости (до $V_{гл}$) гидродинамическая волна больше и контактная площадь колес с поверхностью воды увеличивается, что вызывает увеличение гидродинамической силы $R_{гл}$. Гидродинамическая сила $R_{гл}$ увеличивается пропорционально контактной площади колес с поверхностью волны, пропорционально относительной плотности осадков и квадрату скорости разбега. Под действием гидродинамической силы происходит деформация колес (особенно с малым давлением $p_{ш}$), контактная площадь воды и колес увеличивается, что дополнительно увеличивает гидродинамическую силу. Величина силы $R_{гл}$ зависит также от формы пневматиков и вида поверхности их протектора.

В начале глиссирования зазор между колесами и ВПП небольшой, а относительная скорость скольжения колес по слою воды большая. Вследствие сил вязкости пограничного слоя воды у поверхности колес при длительном скольжении происходит значительный нагрев их поверхности. Нагрев настолько большой, что вода от контакта с колесами превращается в пар. Большая температура и гидродинамическое давление вызывают плавление резины протектора колес, которые оставляют белесый след на ВПП, подтверждающий наличие глиссирования. Иногда по этому следу судят о моменте отрыва самолета при взлете или моменте касания самолета при посадке. Это не совсем правильно. Дело в том, что при увеличении скорости разбега увеличивается подъемная сила крыла, что способствует увеличению зазора между колесами и поверхностью ВПП, волна воды уменьшается и уменьшается гидродинамическая сила $R_{гл}$ и ее составляющие $Y_{гл}$ и $X_{гл}$, причем $\sum Y_{гл}$ уменьшается на величину прироста подъемной силы, сохраняя $Y + \sum Y_{гл} = G$. К моменту отрыва самолета подъемная сила Y становится равной весу самолета, колеса выходят на поверхность воды, гидродинамическая волна и гидродинамическая сила $R_{гл}$ (и ее составляющие $Y_{гл}$ и $X_{гл}$) исчезают. Учитывая это, можно сделать вывод, что по мере приближения скорости разбега к скорости V_R и $V_{отр}$ слой воды между поверхностью колес и ВПП увеличивается, а прогрев ее у поверхности ВПП уменьшается и указанный след исчезает еще за несколько секунд до отрыва самолета.

Большую опасность при взлете и посадке представляет неравномерное покрытие ВПП осадками, что может стать причиной выкатывания самолета за обочину ВПП.

3. Особенности взлета при попутном ветре. Как отмечено в разд. 4.1, допустимая скорость попутного ветра при взлете не более 5 м/с. Это ограничение вызвано не техникой пилотирования при взлете, а экономическими причинами. Так как при попутном ветре увеличивается длина разбега и взлетной дистанции, то при определении максимально допустимого взлетного веса и скорости принятия решения V_1 по номограммам вносится поправка на попутный ветер, усиленный в 1,5 раза в РДР, РДВ и РДПВ, в результате которой значительно уменьшается максимально допустимый взлетный вес и скорость принятия решения. Это вызывает уменьшение коммерческой нагрузки, но гарантируется безопасность взлета. Поправка на попутный ветер вносится и

при расчете потребной дистанции взлета при всех работающих двигателях. Техника выполнения взлета при попутном и попутно-боковом ветре остается такой же, как и при безветрии или встречном ветре. Следует только учитывать, что при попутном ветре путевая скорость отрыва, скорость подъема передней опоры и скорость принятия решения увеличиваются на величину скорости ветра по сравнению с приборной и истинной скоростью.

4. Особенности взлета при малой плотности воздуха (высокая температура, пониженное атмосферное давление, высокогорный аэродром). Техника выполнения взлета при малой плотности воздуха обычная, но длина разбега и взлетной дистанции при определенном весе увеличивается. Истинная скорость отрыва увеличивается, поэтому для обеспечения безопасности взлета начало подъема передней опоры, а значит и отрыв самолета производить по приборной скорости соответственно взлетному весу самолета. Кроме того, следует точно определить максимально допустимый взлетный вес и скорости V_1 , V_R (V_{no}) и V_2 по номограммам.

5. Особенности взлета на номинальном режиме работы двигателей. Взлет разрешается выполнять с взлетным весом самолета не более 160000 кгс при отклоненных закрылках на 30° и предкрылках на 14° . Техника пилотирования такая же как и при нормальном взлете на взлетном режиме работы двигателей, но запас тяги двигателей и ускорение самолета уменьшаются, а длина разбега и взлетной дистанции увеличиваются при одном и том же взлетном весе. Учитывая это, при подготовке к взлету на номинальном режиме работы двигателей по специальным номограммам (см. РЛЭ «Приложение 7») необходимо определить:

максимально допустимый взлетный вес самолета, ограниченный градиентом скороподъемности 3% в зависимости от высоты аэродрома и температуры воздуха;

потребную дистанцию прерванного взлета при отказе одного двигателя на скорости $V_1 = V_R$;

потребную взлетную дистанцию и потребную длину разбега при всех работающих двигателях; скорости на взлете.

Значение скорости принятия решения V_1 принимается равным значению скорости подъема передней опоры V_R . Безопасная скорость при взлетной конфигурации $V_2=1,2 V_c$, а при полетной $1,25 V_c$.

6. Во всех случаях подготовки к взлету необходимо помнить, что величина предельно допустимой передней и задней центровки самолета при взлете и посадке *зависит от запаса (или остатка) топлива в баках.*

Запас топлива на старте, т	84,6	80	70	60	50	40	30	20	10	
Допустимая центровка, % b_d	передняя	22,9	22,9	22,9	22,9	22,9	22,9	22,6	22,3	22
	задняя	33,0	33,7	35,2	36,4	38,0	38,5	39,0	39,5	40

Для обеспечения указанных предельных полетных центровок необходимо, чтобы центровка самолета без топлива находилась в пределах 20 ...40% b_a .

Глава 5. НАБОР ВЫСОТЫ

5.1. Общие сведения о наборе высоты

Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты, изображена на рис. 40. Для осуществления набора высоты необходимо:

а) для выполнения полета с постоянным углом набора

$$Y = Gy = G \cos\theta_n$$

б) для выполнения набора высоты с постоянной скоростью

$$P_n = X + Gx = X + G \sin\theta_n$$

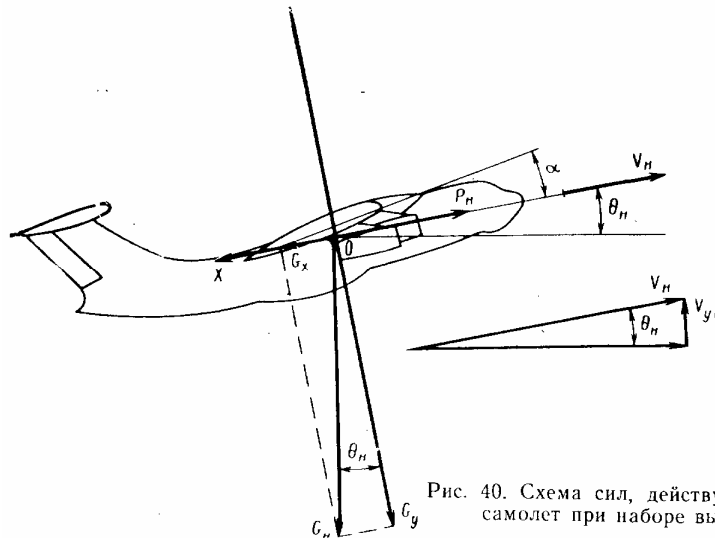


Рис. 40. Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты

Воспользовавшись первым условием $Y = C_y S \rho V^2 / 2 = G \cos\theta_n$, определим скорость, требуемую при наборе высоты,

$$V_n = \sqrt{2G \cos\theta_n / (C_y \rho S)} = V_{гп} / \cos\theta_n$$

Так как углы набора транспортных самолетов небольшие, то подъемная сила самолета практически равна полетному весу самолета. Учитывая это, скорость при наборе высоты практически равна скорости горизонтального полета и зависит от полетного веса самолета, угла атаки и плотности воздуха (температуры, давления и высоты полета). Влияние этих факторов на требуемую скорость рассмотрено в гл. 3. Воспользовавшись вторым условием $P = X + G \sin\theta_n$ определим тягу, требуемую при наборе высоты.

Для уравнивания лобового сопротивления при наборе высоты необходима тяга такая же, как и в горизонтальном полете, т. е. $P_{гп} = X = G/K$. Составляющую веса $G \sin\theta_n$ уравнивает избыток тяги ΔP . Следовательно, $P_n = P_{гп} + \Delta P = G/K + G \sin\theta_n$. Как видно, тяга, необходимая для набора высоты, больше тяги, необходимой в горизонтальном полете, на величину $G \sin\theta_n = \Delta P$, причем, чем больше полетный вес и угол набора, тем требуется больше дополнительной тяги.

При выполнении набора высоты $\Delta P = G \sin\theta_n$. Из этого выражения можно

$$\sin\theta_n = \frac{\Delta P}{G} = \frac{P_p - P_{гп}}{G}$$

определить угол набора высоты

Как видно из формулы, величина угла набора высоты зависит от избытка тяги ΔP и веса самолета. Наибольший угол набора самолет имеет при угле атаки, близком к наивыгоднейшему (см. рис. 15), так как при этом избыток тяги максимальный. Максимальный угол набора высоты самолета Ил-76Т с полетным весом 160 т у земли равен $\theta_n \max = 6^\circ 40'$ на $V = 400$ км/ч ПР.

Вертикальная скорость набора высоты—это высота, которую набирает самолет за 1 с. Из треугольника скоростей (см. рис. 40) $V_{y \text{ н}} = V \sin \theta_n = V_n \Delta P / G$.

Как видно из формулы, вертикальная скорость набора зависит от скорости набора, избытка тяги и веса самолета. Наибольшую вертикальную скорость имеет самолет при данном полетном весе на угле атаки, где $(\Delta P \cdot V_n) \max$.

Скорость полета, при которой самолет имеет $V_{y \text{ н}} \max$, называется наивыгоднейшей скоростью набора высоты $V_{\text{нв. наб}}$.

Из кривых потребных и располагаемых тяг (см. рис. 15) видно что при увеличении, а также при уменьшении угла атаки по сравнению с $\alpha = 9^\circ$ ($V = 400$ км/ч ПР) избыток тяги и угол набора высоты уменьшаются. При увеличении, а также при уменьшении скорости от 530 км/ч ПР ($\alpha = 5^\circ$) величина $V_n \Delta P$ уменьшается, а значит, уменьшается и $V_{y \text{ н}}$, но в диапазоне $V = 500 \dots 530$ км/ч ПР $V_{y \text{ н}}$ почти постоянная.

При уменьшении веса самолета потребная тяга горизонтального полета уменьшается, а избыток тяги увеличивается. Кроме того, при меньшем полетном весе его составляющая $G_x = G \sin \theta_n$ также меньше. Следовательно, самолет, имеющий меньший полетный вес, при одном и том же угле атаки имеет большую вертикальную скорость и угол набора высоты. С поднятием на высоту при любом угле атаки избыток тяги уменьшается, а значит, угол набора высоты и вертикальная скорость также уменьшаются.

Уменьшение избытка тяги происходит вследствие уменьшения располагаемой тяги с поднятием на высоту. Кроме того, при наборе высоты полетный вес самолета вследствие выгорания топлива уменьшается, благодаря чему несколько задерживается уменьшение избытка тяги, угла набора и вертикальной скорости.

5.2. Порядок набора высоты

После уборки механизации крыла и перевода двигателей на номинальный режим производится разгон самолета до приборной скорости 530 км/ч. По мере увеличения высоты при $V = 530$ км/ч ПР истинная скорость и число M увеличиваются и на высоте 8300 м число M становится равным 0,73. Дальнейший набор высоты производится при этом числе M , истинная скорость до $H = 11000$ м уменьшается, а на большей высоте она поддерживается постоянной. Изменение истинной скорости в процессе набора высоты показано на графике (см. рис. 19. 2). Приборная скорость при увеличении высоты при числе $M = 0,73$ уменьшается, а угол атаки увеличивается. Не следует уменьшать приборную скорость ниже значения, соответствующего полету с углом 6° по АУАСП.

Дальность, время и расход топлива при наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей в зависимости от полетного веса, набираемой высоты и отклонения температуры от стандартной определяются по номограм-

мам (рис. 41, 42, 43). На номограммах показано пунктирными линиями со стрелками направление ведения расчета для определения дальности, времени выбора высоты 9000 м и расхода топлива с полетным весом 169 т при стандартной температуре воздуха и температуре выше стандартной на 10° С. При стандартной температуре дальность набора 256 км, время набора—22,2 мин, расход топлива 5000 кг, а при температуре выше стандартной на 10° С, соответственно: 343 км; 30,6 мин; 6500 кг. Как видно из примера, повышение температуры от стандартной только на 10° С увеличивает дальность набора на 87

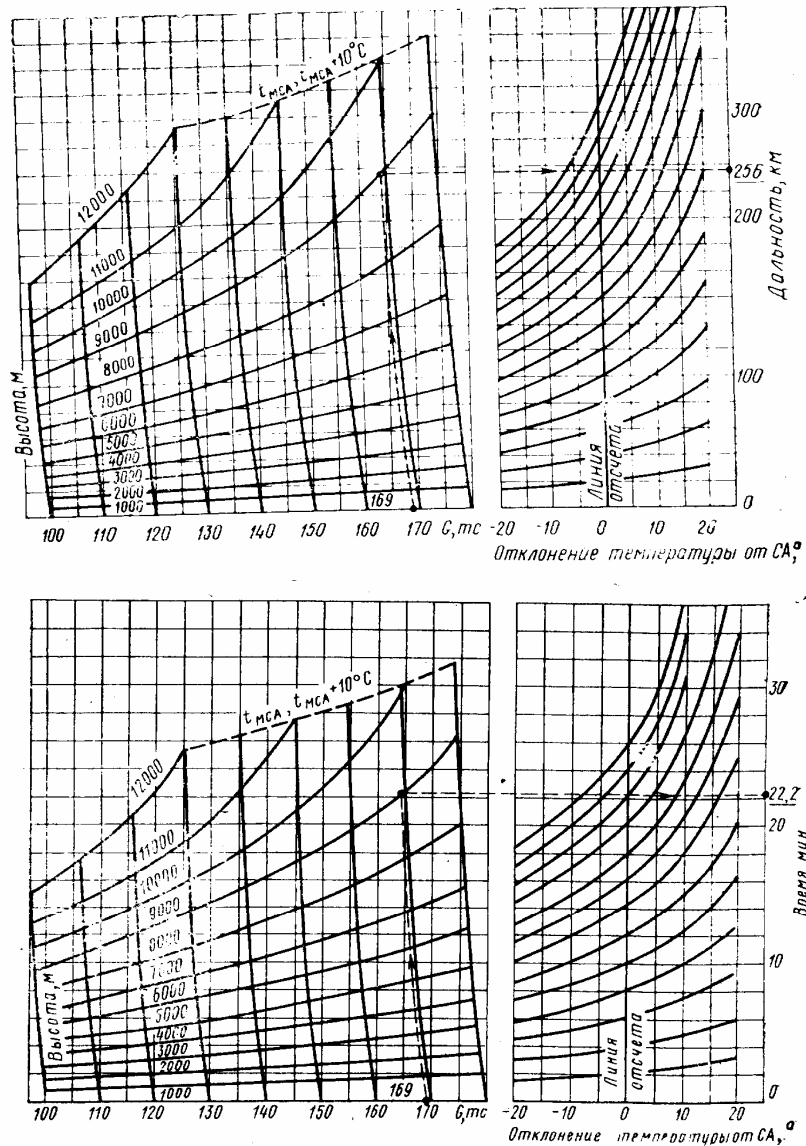


Рис. 42. Номограмма определения времени (мин) набора высоты эшелона полета:

Полетная конфигурация (режим всех двигателей — номинальный)
 Высота, м 0...8300 выше 8300
 Скорость по прибору, км/ч 530 М=0,73

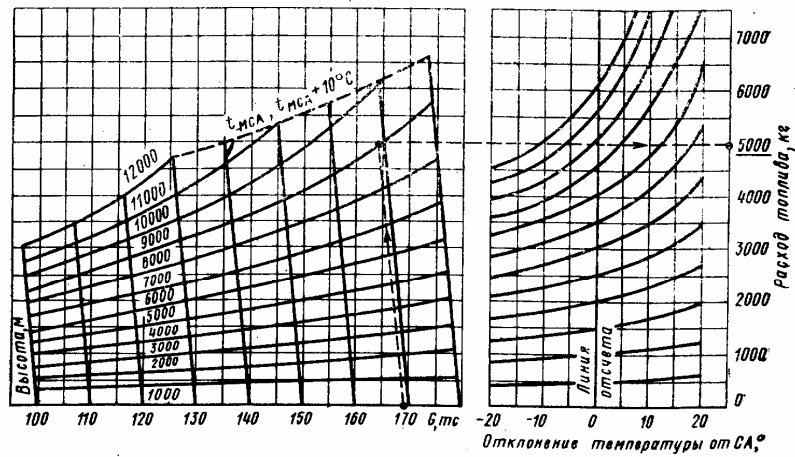


Рис. 43. Номограмма определения расхода топлива (кг) на набор высоты эшелона полета:

Полетная конфигурация (режим всех двигателей — номинальный)
 Высота, м 0...8300 выше 8300
 Скорость по прибору, км/ч 530 M=0,73

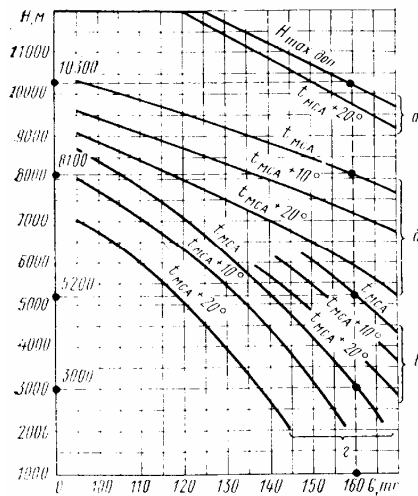


Рис. 44. Максимально допустимая высота полета по маршруту и практические потолки самолета Ил-76Т при четырех, трех и двух работающих двигателях в зависимости от веса самолета и температуры воздуха:

а — все двигатели на номинальном режиме;
 б — три двигателя на номинальном режиме, один не работает; в — два двигателя на взлетном режиме, два не работают; г — два двигателя на номинальном режиме, два не работают

км, время на 8,4 мин, а расход топлива на 1500 кг. Это следует учитывать точно при подготовке к полету. Причиной этому является падение располагаемой тяги и ее избытка ΔP на номинальном режиме работы двигателей. Вследствие уменьшения ΔP уменьшается угол и вертикальная скорость набора, а время, дальность и расход топлива возрастают.

Для обеспечения достаточного запаса устойчивости, по углам атаки и скорости следует ограничивать максимальную высоту набора в зависимости от полетного веса самолета:

вес самолета, т 165 150 140 130 125 и менее

высота, м 10000 10750 11250 11750 12000

На рис. 44 изображен график, позволяющий определить максимально допустимую высоту полета по маршруту и практические потолки самолета в зависимости от полетного веса самолета при различной температуре воздуха при четырех, трех и двух работающих двигателях на номинальном режиме и только при двух работающих двигателях на взлетном режиме.

Глава 6. СНИЖЕНИЕ

6.1. Общие сведения о снижении

Схема сил, действующих на самолет при снижении ($R_{сн} > 0$) и при планировании ($R_{сн} \approx 0$), изображена соответственно на рис. 45, а, б.

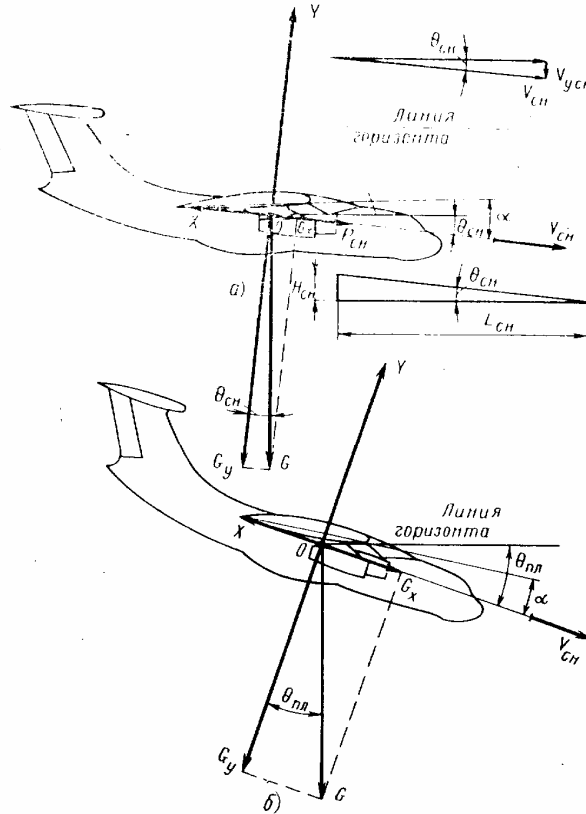


Рис. 45. Схема сил, действующих на самолет при снижении:
а—с положительной тягой; б—с нулевой тягой

Для осуществления снижения необходимо:

а) условие выполнения полета с постоянным углом снижения

$$Y = Gy = G \cos \theta_n$$

б) условие выполнения снижения с постоянной скоростью

$$X = Gx + P_{сн} = G \sin \theta_{сн} + P_{сн}$$

Если тяга $P=0$, то самолет планирует. Постоянный угол планирования обеспечивается равенством $Y = G \cos \theta_{пл}$, а полет с постоянной скоростью будет при равенстве $X = G \sin \theta_{пл}$.

Воспользовавшись условием $Y = C_y S \rho V^2 / 2 = G \cos \theta_{сн}$, определим требуемую скорость снижения

$$V_{сн} = \sqrt{2G \cos \theta_{сн} / (C_y \rho S)} = V_{гп} \sqrt{\cos \theta_{сн}}$$

Так как углы снижения транспортных самолетов небольшие, то подъемная сила практически равна полетному весу самолета ($\cos \theta_{сн} \approx 1$). Поэтому скорость снижения практически равна скорости горизонтального полета и зависит от полетного веса самолета, угла атаки и плотности воздуха. Влияние этих факторов на скорость рассмотрено в гл. 3.

При выполнении снижения $X = G \sin \theta_{сн} + P_{сн}$. Из этого равенства угол снижения определяется по формуле $\sin \theta_{сн} = (X - P_{сн}) / G$. Так как при малых углах снижения $Y \approx G$ и $\sin \theta_{сн} \approx \text{tg } \theta_{сн}$, то

$$\text{tg } \theta_{сн} = \frac{X}{Y} - \frac{P_{сн}}{G} = \frac{1}{K} - \frac{P_{сн}}{G}$$

Если самолет планирует, то $P_{сн}=0$, а угол планирования будет

$$\text{tg } \theta_{пл} = 1/K$$

Отсюда видно, что угол планирования зависит от аэродинамического качества (угла атаки, положения шасси и механизации крыла, обледенения самолета и числа M).

При наимыгоднейшем угле атаки ($\alpha_{нв} = 7,5^\circ$) аэродинамическое качество максимальное ($K_{\max} = 15,5$), а угол планирования минимальный ($\theta_{пл \min} = 3^\circ 40'$).

Из треугольника скоростей (см. рис. 45) вертикальная скорость снижения определяется по формуле

$$V_{у сн} = V_{сн} \sin \theta_{сн} \approx V_{сн} (1/K - P_{сн}/G)$$

Величина вертикальной скорости снижения зависит от полетного веса, угла атаки, положения шасси и механизации крыла (закрылков, предкрылков и гасителей подъемной силы), обледенения самолета, плотности воздуха (высоты полета), числа M и величины тяги:

а) при увеличении полетного веса самолета скорость и вертикальная скорость снижения увеличиваются;

б) при выпуске шасси и механизации крыла, а также при обледенении, аэродинамическое качество самолета уменьшается, угол снижения и вертикальная скорость возрастают;

в) при меньшей плотности воздуха скорость снижения и вертикальная скорость увеличиваются;

г) при снижении на больших числах M (на высоте) вследствие сжимаемости воздуха аэродинамическое качество уменьшается, угол и вертикальная скорость снижения возрастают;

д) увеличение тяги при снижении уменьшает угол и вертикальную скорость снижения.

Минимальную вертикальную скорость снижения самолет имеет на угле атаки несколько больше наимыгоднейшего.

Дальность снижения—это расстояние, которое проходит самолет по горизонту, снижаясь с данной высоты. Для определения дальности снижения рас-

смотрим треугольник (см. рис. 45), из которого видно, что

$$L_{сн} = H_{сн} / \operatorname{tg} \theta_{сн}$$

Если самолет планирует, то $\operatorname{tg} \theta_{сн} = 1/K$, а дальность планирования $L_{пл} = HK$.

Если тяга $P_{сн} > 0$, то $\operatorname{tg} \theta_{сн} = 1/K - P_{сн}/G$, а дальность снижения $L_{сн} = H_{сн}/(1/K - P_{сн}/G)$.

Видим, что дальность снижения зависит от высоты H , потерянной при снижении, и угла снижения $\theta_{сн}$.

При выпуске шасси и механизации крыла (закрылков, предкрылков и гасителей подъемной силы), при обледенении самолета аэродинамическое качество уменьшается, угол снижения увеличивается, а дальность снижения уменьшается. При увеличении $P_{сн}$, $\theta_{сн}$ и $V_{у сн}$ уменьшаются, а $L_{сн}$ увеличивается.

Наибольшая дальность планирования будет при $\alpha_{нв} = 7,5^\circ$, так как аэродинамическое качество при этом максимальное.

На дальность снижения (планирования) влияет ветер, причем, величина дальности изменяется на величину сноса самолета ветром $W_x t$, где: W_x — скорость ветра, м/с; t — время снижения, с. При попутном ветре дальность снижения увеличивается, а при встречном—уменьшается на величину сноса самолета ветром. В этом случае дальность снижения

$$L_{сн} = H/(1/K - P_{сн}/G) + W_x t.$$

6.2. Порядок снижения с эшелона полета

В летной эксплуатации существуют три вида снижения: нормальное снижение с эшелона полета, экстренное снижение и снижение при заходе на посадку.

Нормальное снижение с эшелона полета до $H=8000$ м выполняется при работе двигателей на режиме, обеспечивающем снижение с числом $M=0,75$ и вертикальной скоростью не более 15 м/с.

При сохранении числа $M=0,75$ по мере уменьшения высоты полета истинная, приборная и вертикальная скорости снижения увеличиваются, причем истинная увеличивается пропорционально увеличению скорости звука, а приборная—вследствие увеличения истинной скорости и плотности воздуха. Вертикальная скорость (см. формулу $V_{у сн}$) увеличивается в результате увеличения истинной скорости и угла снижения, вызванного падением аэродинамического качества вследствие уменьшения угла атаки от $\alpha_{нв}$ (увеличение приборной скорости).

На высоте около 7400 ...8000 м (высота по стандартной атмосфере) при $M=0,75$ приборная скорость станет 570 км/ч. Дальнейшее снижение выполняется на этой скорости до $H=5000$ м. В процессе снижения с постоянной приборной скоростью 570 км/ч и $V_{у сн} \leq 15$ м/с истинная скорость и число M уменьшаются. С высоты 5000 м до 4000 м приборная скорость уменьшается до 500 км/ч. Вертикальная скорость не должна превышать 10 м/с. С высоты 4000 м до эшелона перехода вертикальная скорость должна быть не более 10 м/с при $V_{сн} \leq 500$ км/ч ПР. С эшелона перехода до высоты круга $V_{у сн} \leq 450$ км/ч ПР, а вертикальная скорость не более 7 м/с.

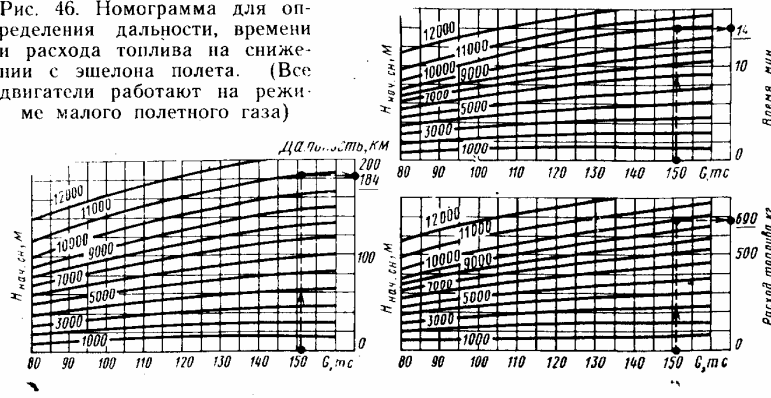
Порядок снижения с эшелона полета до высоты круга можно выразить в виде следующей таблицы:

H , м	12000...8000	8000...5000	5000...4000	4000... Нэш. пер.	Нэш. пер... $H_{кр}$
V , км/ч ПР	соответствует $M=0,75$	570	570...500	500	450
$V_{усл.}$, м/с	не более 15		не более 10		не более 7

При необходимости вертикальную скорость снижения можно увеличить в результате выпуска гасителей подъемной силы на 20° . Вследствие выпуска гасителей подъемной силы уменьшается аэродинамическое качество самолета, а угол снижения и вертикальная скорость увеличиваются. При появлении крена в процессе выпуска гасителей подъемной силы следует приостановить их выпуск, парируя кренение самолета, а затем гасители подъемной силы убрать. Учитывая это, выпуск гасителей подъемной силы следует производить плавно в течение 3-4 с.

Для определения дальности снижения, времени и расхода топлива на снижение в стандартных условиях (двигатели работают на режиме малого полетного газа, гасители подъемной силы убраны) на рис. 46 изображены номограммы. Порядок определения этих характеристик снижения с высоты 12000 до 500 м с полетным весом 99 т показаны пунктиром и стрелками в направлении расчета. Как видно из графиков, дальность снижения будет 162 км, время снижения—13,2 мин, расход топлива—660 кг.

Рис. 46. Номограмма для определения дальности, времени и расхода топлива на снижении с эшелона полета. (Все двигатели работают на режиме малого полетного газа)



6.3. Экстренное снижение

При обнаружении пожара на самолете, а также при других опасных случаях, требующих быстро уменьшить высоту полета, необходимо немедленно начать снижение, включив САУ.

Для обеспечения экстренного снижения с максимальной вертикальной скоростью двигателям устанавливается режим малого газа, выпускаются гаси-

тели подъемной силы на 20° , выпускаются шасси на скорости, не превышающей $M=0,77$ и $V=500$ км/ч ПР. Одновременно самолет переводится в снижение с перегрузкой n , не менее 0,5. Вертикальная скорость снижения увеличивается. До $H=7500$ м снижение производится с числом $M \leq 0,77$, а на меньших высотах на скорости $V \leq 600$ км/ч ПР.

В процессе снижения с постоянным числом M по мере уменьшения высоты температура воздуха, скорость звука и истинная скорость полета возрастают. Увеличение истинной скорости и плотности воздуха вызывает увеличение приборной скорости (уменьшение угла атаки самолета). При уменьшении углов атаки аэродинамическое качество самолета уменьшается, а угол снижения увеличивается.

Увеличение истинной скорости и угла снижения вызывает увеличение вертикальной скорости, так как $V_{усл} = V \sin \theta_{сн}$.

На высоте 7500 м при максимально допустимом числе $M=0,77$ приборная скорость становится 600 км/ч. Дальнейшее снижение следует производить на этой скорости. При снижении с постоянной приборной скоростью угол атаки и угол снижения самолета сохраняются постоянными, но истинная и вертикальная скорости уменьшаются вследствие увеличения плотности воздуха.

При достижении безопасной высоты плавным взятием штурвала на себя с перегрузкой 1,2... 1,3, но не более 1,5... 1,6 перевести самолет в горизонтальный полет, убрать гасители подъемной силы и шасси самолета. Если к безопасной высоте пожар не ликвидирован, следует выполнять посадку.

Необходимо помнить, что продольная балансировка самолета к процессу снижения до приборной скорости 530 км/ч достигается перестановкой стабилизатора при отклонении руля высоты на углы не более $\pm 2^\circ$. При скоростях более 530 км/ч ПР балансировка достигается отклонением руля высоты. Усилия на штурвале в этом случае снимаются механизмом триммерного эффекта.

Глава 7. ВИРАЖИ И РАЗВОРОТЫ САМОЛЕТА

Схема сил, действующих на самолет при вираже или в установившемся развороте, изображена на рис. 47.

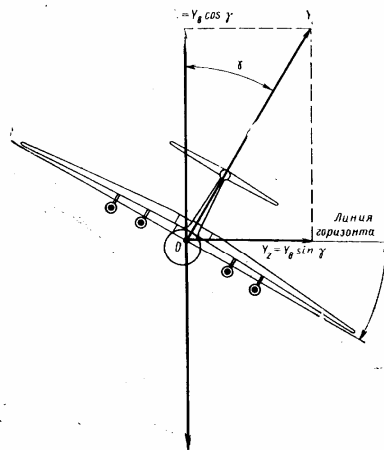


Рис. 47. Схема сил, действующих на самолет при вираже и развороте

$Y_1 = Y_b \cos \gamma$ — проекция подъемной силы на вертикаль к линии горизонта;
 $Y_2 = Y_b \sin \gamma$ — проекция подъемной силы на горизонтальную плоскость.

При выполнении виража или установившегося разворота необходимо:

$P_b = X_b$ — для выполнения виража с постоянной скоростью;

$Y_1 = Y_b \cos \gamma = G$ — для сохранения высоты полета;

$Y_2 = Y_b \sin \gamma = \text{const}$ — для выполнения виража с постоянным радиусом.

В результате криволинейного движения самолета возникает центробежная сила F_c , условно приложенная к самолету в центре массы, величина которой равна Y_2 .

Величина центробежной силы определяется как произведение массы самолета $m = G/g$ на ускорение при криволинейном движении $j = V^2/r$, т. е. $F_c = GV^2/(gr_e)$, где V — скорость при вираже, а r — радиус.

Подъемная сила на вираже при больших углах крена значительно больше веса самолета. Следовательно, при вираже перегрузка значительно больше единицы.

Величина перегрузки зависит от угла крена $n_y = Y_b/G = 1/\cos \gamma$, причем, при увеличении угла крена величина потребной подъемной силы увеличивается ($\cos \gamma$ — уменьшается), а значит, и перегрузка возрастает.

Скорость, потребную при выполнении виража, можно определить из условия

$$Y_b \cos \gamma = C_{ySp} V_b^2 \cos \gamma / 2 = G$$

Решив уравнение относительно скорости виража V_b , получим

$$V_b = \sqrt{2G / (C_{ySp} \cos \gamma)} = V_{ГП} \sqrt{1 / \cos \gamma} = V_{ГП} \sqrt{n_y}$$

Как видно из формулы, скорость, потребная при выполнении виража, так же, как и скорость горизонтального полета, зависит от полетного веса самолета, плотности воздуха и коэффициента подъемной силы. Кроме того, величина скорости зависит от угла крена (перегрузки).

Тягу, потребную при выполнении виража, можно определить из условия

$$P_b = X_b = C_{xSp} V_b^2 / 2 = C_{xSp} V_{ГП}^2 n_y / 2 = P_{ГП} n_y = G n_y / R$$

Из формулы видно, что тяга, потребная на вираже, зависит от веса самолета и аэродинамического качества, а также от угла крена (перегрузки). Для выполнения виража с большим углом крена необходима большая скорость, а следовательно, необходима и большая тяга.

Радиус виража можно вычислить из соотношения сил при вираже следующим образом: $\text{tg } \gamma = F_c / G = V^2 / (gr_e)$, так как $F_c = GV^2 / (gr_e)$. Зная угол крена и скорость, потребную при выполнении виража, определим радиус виража $r_e = V^2 / (g \text{tg } \gamma)$.

Время выполнения виража можно получить следующим образом:

$$t_b = 2\pi r_e / V_b = 2\pi V_b / (g \text{tg } \gamma) = 6,28 V_b / (9,8 \text{tg } \gamma) \approx 0,64 V_b / \text{tg } \gamma$$

Из формул видно, что радиус и время выполнения виража зависят от скорости и угла крена, причем при большей скорости и меньшем угле крена радиус и время выполнения виража большие.

Выполнение разворотов и других маневров ограничивается:

минимальной и максимальной скоростями (см. рис. 19);

значением максимально допустимой эксплуатационной перегрузки ($n_y = 2$, а с выпущенной механизацией крыла $n_y = 1,7$),

углом атаки по АУАСП в зависимости от числа M ;
началом появления предупредительной тряски;
углом крена 30° .

Величина радиуса и времени разворота зависит от высоты полета. При увеличении высоты полета истинная скорость, при постоянной приборной, увеличивается, что вызывает увеличение радиуса и времени разворота. Углы крена на разворотах, выполняемых по приборам, не должны превышать величину $15\text{—}20^\circ$.

Следует помнить, что чем больше угол крена, тем труднее выполнять координированный разворот, т. е. разворот без скольжения. При нарушении координации разворота появляется скольжение самолета, в результате которого увеличивается его сопротивление и создаются условия для перехода во второй режим полета. Запас отклонения рулей и их эффективность на высоте уменьшаются. Все это вместе взятое требует строгого соблюдения ограничений по углу крена и скорости.

Особая опасность выполнения разворотов с большими углами крена возникает при полете по приборам в беспокойном воздухе и при несимметричной тяге.

Глава 8. ПОСАДКА САМОЛЕТА

8.1. Общие сведения о посадке

Полная посадочная дистанция $L_{пп}$ состоит из захода на посадку $L_{з.п}$ и собственно посадки $L_{пос}$, т. е. $L_{пп} = L_{з.п} + L_{пос}$ (рис. 48).

Посадка (полная посадочная дистанция) $L_{пп}$ —расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента входа в глиссаду на высоте 400 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета) при заходе на посадку до момента полной его остановки после пробега по ВПП.

Собственно посадка (фактическая посадочная дистанция) $L_{пос}$ —расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента пролета высоты 15 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета) при посадке до момента полной его остановки после пробега по ВПП. Посадочная дистанция (собственно посадка) $L_{пос}$ начинается с торца ВПП.

Длина пробега $L_{пр}$ —расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента касания до момента полной его остановки на ВПП.

Потребная посадочная дистанция при сухой ВПП (ППДС) должна определяться умножением фактической посадочной дистанции $L_{пос}$ при сухой ВПП на коэффициент $1/0,6 = 1,67$ для посадки на основной аэродром, т. е. $ППДС = L_{пос}/0,6$ или $ППДС = 1/0,7 L_{пос}$ — для запасного аэродрома (рис. 49).

В качестве потребной посадочной дистанции при влажной ВПП (ППДВ) должна приниматься потребная посадочная дистанция при сухой ВПП (ППДС), умноженная на коэффициент $1,15$, т. е. $ППДВ = 1,15 ППДС$.

Снижение самолета Ил-76Т на глиссаде и при подходе к высоте 15 м (торцу ВПП) в соответствии с НЛГС-2 производится на скорости $V_{з.п} = 1,3 V_{со}$, где $V_{со}$ —скорость срыва при посадочной конфигурации самолета, а $V_{з.п}$ —скорость захода на посадку (в РЛЭ она обозначена $1,3 V_c$). Снижение на глисс-

саде должно быть установившимся и производится с градиентом снижения $\eta_{сн}$, не превышающим 5% ($\theta_{сн}=2^{\circ}52'$). Летные ограничения при посадке для самолета Ил-76Т указаны в разд. 4.1.

8.2. Нормальный заход на посадку, посадка и уход на второй круг

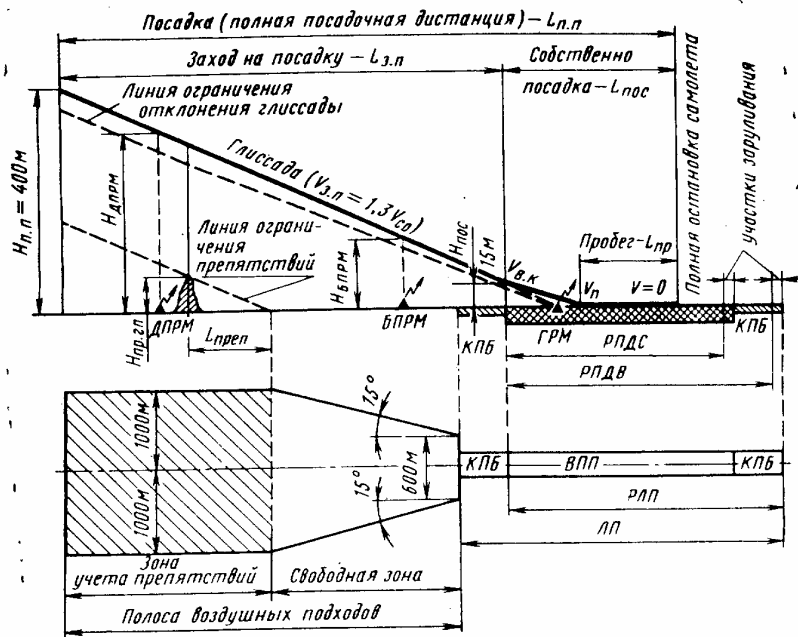


Рис. 48. Схема полной посадочной дистанции:

РПДС—располагаемая посадочная дистанция на сухой ВПП; РПДВ—влажной ВПП

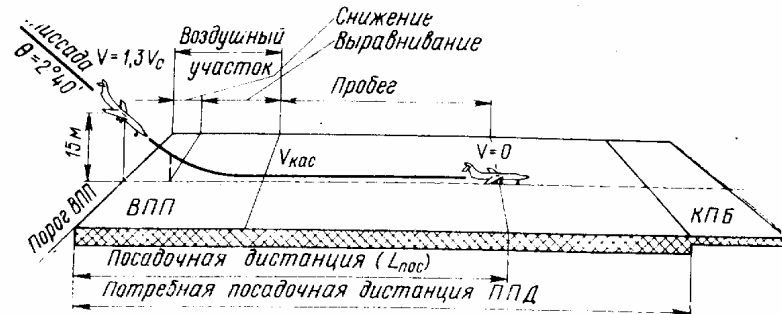


Рис. 49. Схема посадки и посадочной дистанции

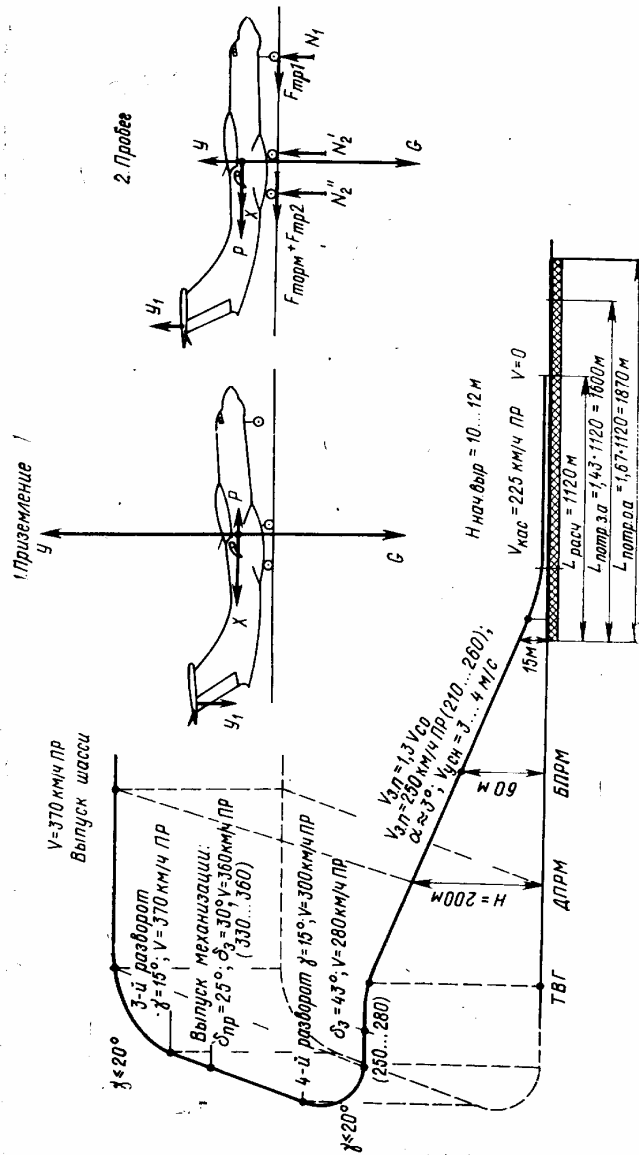


Рис. 50. Нормальный заход на посадку и посадка самолета Ил-76Т (в скобках указан диапазон скоростей в зависимости от веса самолета при посадке):

Расчетные условия посадки

$G_{пос} = 150$ тс; $t = 15^\circ\text{С}$; $H_{МСА} = 0$; $W_{хвостр} = 10$ м/с; $\bar{\delta}_{верх} = 1\%$; $\delta_3 = 43^\circ$; $\delta_{пр} = 25^\circ$.

Реверсивная тяга двух двигателей выключена на $V = 50$ км/ч. После приземления $\delta_{г.м} = 40^\circ$; $\delta_{сл} = 20^\circ$

Нормальный заход на посадку — это заход на посадку при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемый с использованием предусмотренной РЛЭ техники пилотирования и завершающийся нормальной посадкой.

Нормальный уход на второй круг — это уход на второй круг при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемый с

использованием предусмотренной РЛЭ техники пилотирования. Уход на второй круг длится с момента принятия решения и до момента выхода на высоту 400 м над уровнем входной кромки ВПП.

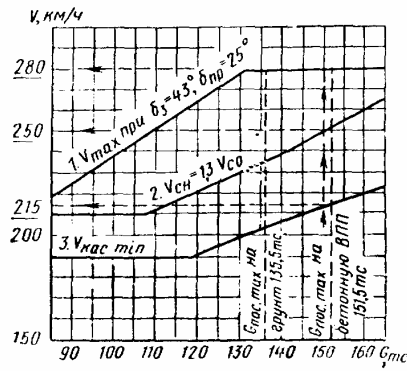


Рис. 51. Рекомендуемые приборные скорости при снижении самолета по глиссаде и в момент касания ВПП

Рассмотрим заход на посадку (рис. 50 и 51) с момента выхода самолета на траверз ДПРМ ($H=400 \dots 600$ м). В этом месте на $V=370$ км/ч ПР выпускается шасси. При заходе на посадку по кратчайшему пути шасси выпускаются на удалении 22 ...25 км от ВПП.

Прерванная посадка — это уход на второй круг с отказавшим в процессе посадки или ранее одним двигателем, выполняемый с минимальной высоты принятия решения $H_1 \leq 15$ м над уровнем ВПП в предполагаемой точке касания самолета.

Продолженная посадка — это посадка с отказавшими в процессе посадки или ранее одним или двумя двигателями. Аналогично существуют понятия прерванного и продолженного захода на посадку.

Таблица 8

Рекомендуемые приборные скорости при заходе на посадку

Вес самолета, тс	90	100	110	120	130	140	150	160
Скорость выпуска шасси, км/ч	370							
Скорость выпуска предкрылков на 25° , закрылков на 30° (не менее), км/ч	330		340		350		360	
Скорость на четвертом развороте, км/ч	300							
Скорость до выпуска закрылков на 43° (не менее), км/ч	250		260		270	280	280	280
Максимальная скорость с механизацией крыла $\delta_z = 43^\circ$, $\delta_{кр} = 25^\circ$ не менее, км/ч	230	240	250	265	280		280	280
Скорость пересечения входной кромки ВПП (снижение по глиссаде), км/ч	210			220	230	240	250	260
Минимальная скорость приземления, км/ч	190				200	210	215	220

Третий разворот выполняется на скорости 370 км/ч ПР с углом крена 15...20°.

После третьего разворота, а при заходе на посадку по кратчайшему пути на удалении 18 ... 20 км, на скорости 330 ... 360 км/ч ПР (в зависимости от полетного веса самолета, табл. 8 или рис. 51) выпускаются предкрылки на 25°, а затем закрылки на 30°.

В процессе выпуска предкрылков и закрылков скорость уменьшается так, чтобы в конце выпуска она была не менее 300 км/ч ПР. Продольные усилия на штурвале после выпуска предкрылков и закрылков снимаются перестановкой стабилизатора. Если в процессе выпуска предкрылков или закрылков самолет начинает крениться, следует немедленно приостановить их выпуск и выполнить посадку с механизацией крыла в том положении, при котором началось кренение самолета.

Четвертый разворот выполняется на скорости 300 км/ч ПР в горизонтальном полете с углом крена 15...20. После выхода из четвертого разворота до входа в глиссаду на скорости 250 ...280 км/ч ПР (в зависимости от веса, см. табл. 8 и рис. 51) выпускаются закрылки на 43°. Выпуск закрылков на 43° приводит к быстрому уменьшению скорости и увеличению тянущих усилий на штурвале вследствие появления пикирующего момента самолета. Продольная балансировка достигается перестановкой стабилизатора на кабрирование.

После выпуска закрылков на 43° и балансировки самолета стабилизатором на расчетной скорости по глиссаде вплоть до приземления пользоваться стабилизатором не следует. Нагрузки на штурвале и педалях необходимо снимать механизмами триммерного эффекта.

Снижение по глиссаде должно происходить с постоянной приборной скоростью равной $1,3 V_{co}$ ($1,3 V_s$), но не более максимально допустимой для полета с выпущенной механизацией крыла (см. табл. 8 и графики на рис. 51). Для выдерживания режима снижения по глиссаде устанавливается одинаковая частота вращения всех двигателей. В случае необходимости, уточнять снижение по глиссаде синхронным изменением режима внутренних двигателей.

При стандартном расположении ДПРМ и БПРМ и угле наклона глиссады 2°40' высота прохода ДПРМ равна 200 м, а БПРМ—60 м. Пролет торца ВПП при движении самолета по глиссаде происходит на высоте 15 м, но не менее 10 м.

На высоте 10. ..12 м начинается выравнивание. В процессе выравнивания двигатели плавно дросселируются до малого газа. Выравнивание самолета должно быть с плавным увеличением угла тангажа. Приземление производится с зафиксированным штурвалом на скорости на 20 ... 25 км/ч ПР меньше скорости пересечения входного торца ВПП. Не допускается приземление самолета на скорости ниже 190км/ч ПР (см. рис. 51).

После касания ВПП колесами основных опор шасси самолет плавно опускается на переднюю стойку шасси, затем штурвал полностью дается «от себя», выпускаются гасители подъемной силы, тормозные щитки, включается реверс тяги внешних двигателей и применяются тормоза. Направление вначале пробега выдерживается рулем направления. На скорости не более 170 км/ч ПР включается управление поворотом колес передней опоры шасси от педалей. С этого момента направление пробега выдерживается рулем направления и управлениями колес передней опоры шасси от педалей. На скорости не менее 50 км/ч ПР выключается реверс тяги.

В случае крайней необходимости (посадка на скользкую ВПП, при отказе тормозов, малый размер ВПП и т. д.) реверс тяги можно использовать до меньшей скорости, вплоть до полной остановки самолета.

В исключительных случаях допускается использование реверса тяги всех двигателей с последующим тщательным их осмотром.

В конце пробега на скорости не более 50 км/ч необходимо переключить поворот колес передней опоры шасси на управление от штурвалчика (ручного). После освобождения ВПП механизация крыла убирается.

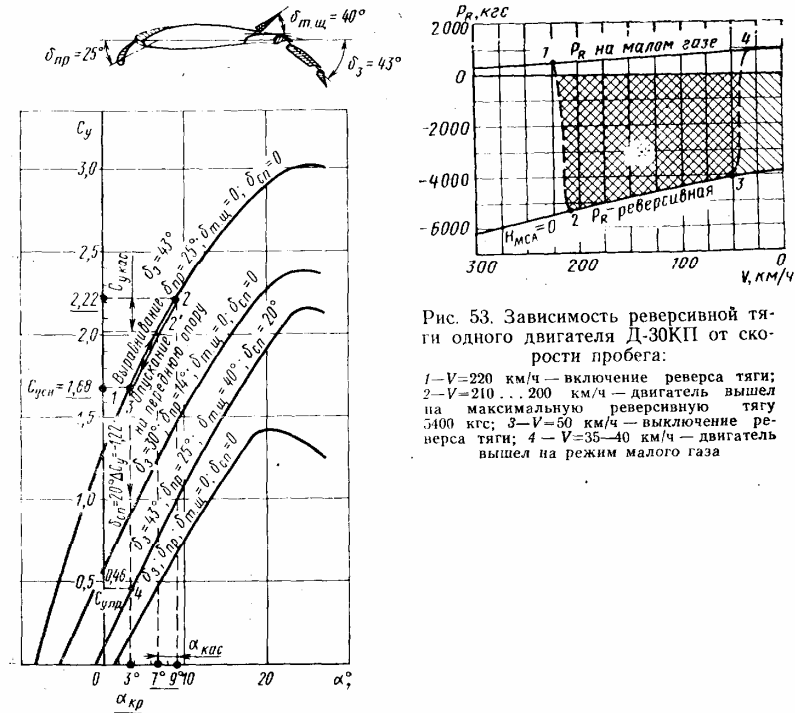


Рис. 52. Аэродинамические характеристики самолета Ил-76Т при снижении по глиссаде и посадке

Рассмотрим аэродинамические основы посадки (рис. 50, 51 и 52). Нормальное снижение по глиссаде до начала выравнивания происходит на угле атаки около 3° при $C_{y1} = 1,68$ (см. точка 1 на рис. 52). В процессе выравнивания C_y увеличивается вследствие увеличения угла атаки и частично в результате влияния близости земли. Приземление самолета происходит на углах атаки 7°...9° при $C_{y\text{пос}} = 2 \dots 2,2$ (точки 2 и 2' на рис. 52). В момент приземления подъемная сила самолета равна посадочному весу $Y = C_y S \rho V^2 / 2 = G$.

Посадочная скорость из этого выражения будет

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{2G / (C_{y\text{пос}} \rho S)}$$

После приземления самолет опускается на переднюю опору шасси, угол атаки его уменьшается до $\alpha = 3^\circ$, а C_y до 1,68 (точка 3 на рис. 52). Выпуск гасителей подъемной силы на 20° вызывает дополнительное уменьшение C_y до

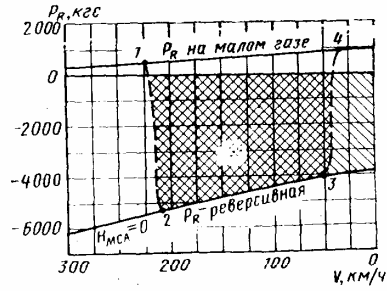


Рис. 53. Зависимость реверсивной тяги одного двигателя Д-30КП от скорости пробега:

- 1 - $V = 220$ км/ч - включение реверса тяги;
- 2 - $V = 210 \dots 200$ км/ч - двигатель вышел на максимальную реверсивную тягу 5400 кгс;
- 3 - $V = 50$ км/ч - выключение реверса тяги;
- 4 - $V = 35-40$ км/ч - двигатель вышел на режим малого газа

величины 0,46 (точка 4 рис. 52). Следовательно, после приземления самолета коэффициент C_y и подъемная сила уменьшаются почти в 5 раз

$$\left(\frac{C_{y_{\text{всп}}}}{C_{y_{\text{нос}}}} = \frac{2,2}{0,46} = 4,8\right),$$

увеличивается сила давления колес шасси на ВПП, увеличивается сила трения и повышается эффект тормозов. Выпуск гасителей подъемной силы и тормозящих щитков вызывает значительное увеличение коэффициента C_x и силы лобового сопротивления самолета. Применение реверса тяги двигателей дополнительно увеличивает тормозящие силы самолета (рис.53).

Таким образом, вследствие применения закрылков и предкрылков $C_{y_{\text{нос}}}$ значительно увеличивается, а посадочная скорость уменьшается. Увеличение коэффициента C_x и силы лобового сопротивления вызывает уменьшение длины воздушного участка по садочной дистанции и длины пробега. Применение тормозных щитков гасителей подъемной силы реверса тяги и тормозов значительно уменьшает длину пробега.

Если известны посадочная скорость $V_{\text{пос}}$ и время пробега самолета $t_{\text{пр}}$, то средняя абсолютная величина ускорения будет $j_{\text{ср}} = V_{\text{пос}}/t_{\text{пр}}$. Длина пробега определяется из выражения $L_{\text{пр}} = j_{\text{ср}} t_{\text{пр}}^2 / 2 = V_{\text{пос}}^2 / 2j_{\text{ср}}$.

Среднее значение замедления пробега $j_{\text{ср}}$ зависит от тормозящих сил (силы лобового сопротивления X , отрицательной тяги двигателей P , силы трения и торможения $F_{\text{тр}1} + F_{\text{тр}2} + F_{\text{торм}}$) и массы самолета $m = G/g$, т. е.

$$J = g(X + P + F_{\text{тр}1} + F_{\text{тр}2} + F_{\text{торм}}) / G$$

Длина пробега

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{нос}}^2}{2j_{\text{ср}}} = \frac{G^2}{C_{y_{\text{нос}}} \rho S g (X + P + F_{\text{мп}1} + F_{\text{мп}2} + F_{\text{торм}})_{\text{ср}}}$$

Как видно из формулы, при меньшем посадочном весе самолета G , большем $C_{y_{\text{нос}}}$, большей плотности воздуха и больших тормозящих силах $X + P + F_{\text{тр}1} + F_{\text{тр}2} + F_{\text{торм}}$ длина пробега значительно уменьшится. Большой эффект тормозящих сил будет особенно в начале пробега до скорости 50 км/ч (скорость выключения реверса тяги), так как сила X и тяга P больше. На конечном участке пробега основной тормозящей силой являются тормоза самолета.

Наличие встречного ветра (в формулах $L_{\text{пр}}$ не учтено) уменьшает путевую посадочную скорость и длину пробега.

При посадке на аэродром с пониженной плотностью воздуха (высокие температуры, низкое давление или большая высота аэродрома) длина пробега увеличивается.

В случае посадки самолета с убранными закрылками $C_{y_{\text{нос}}}$ уменьшается с 2,2 до 0,7 (в 3 раза), что значительно увеличивает посадочную скорость и длину пробега самолета. При этом значительно увеличивается и длина воздушного участка посадки. Поэтому посадка с убранными закрылками является сложной и расчет на посадку должен быть точным. Особую сложность представляет посадка на скользкую ВПП (покрытую слоем слякоти, воды или обледеневшую), так как силы торможения значительно уменьшаются.

Влияние всех факторов на длину расчетной (фактической) посадочной дистанции и длины пробега учитывается номограммами (рис. 54). На рис. 54 показано определение потребной посадочной дистанции при следующих условиях:

температура воздуха +15° С;

высота аэродрома в стандартной атмосфере 0 м ($p=760$ мм рт.ст.);
 посадочный вес 150 т;
 скорость встречного ветра 10 м/с;
 уклон ВПП вверх 1%;
 закрылки выпущены на 43° ,
 предкрылки на 25° ;
 гасители подъемной силы и тормозные щитки выпущены на полный угол;
 два внешних двигателя на режиме реверса;
 ВПП сухая.

Посадочная дистанция расчетная (фактическая) равна 1120 м, потребная посадочная дистанция $ППДС=L_{\text{пос}}/0,6=1,67 \cdot 1120=1870$ м на основной аэродром, а на запасной $1120 \cdot 1,43=1600$ м.

Посадочная дистанция расчетная (фактическая) в стандартных условиях ($t=15^\circ\text{C}$, $H=0$, $W_x=0$, $\theta_{\text{впп}}=0$, ВПП -сухая, посадочный вес 150 т) равна 1350 м.

Потребная посадочная дистанция $ППДС = 1350/0,6=2250$ м—на основной аэродром и $1350/0,7=1935$ м—на запасной (см. рис. 54).

Уход на второй круг. При нормальном снижении по глиссаде безопасный уход на второй круг возможен с любой высоты вплоть до высоты 15 м, если вес самолета не превышает максимально допустимого, величина которого определяется по номограммам (рис. 55). При $V_{\text{зп}}=250$ км/ч ПР, θ глиссады= $2^\circ40'$, $W_x=0$, $V_{\text{услн}}=3,2$ м/с ($G_{\text{пос}}=150$ т). При вертикальной скорости снижения более 4 м/с минимальная высота ухода на второй круг увеличивается.

Для ухода на второй круг двигатели выводятся на взлетный режим и экипаж предупреждается об уходе на второй круг.

По мере увеличения тяги самолет плавно выводится из снижения с сохранением постоянной скорости и курса посадки. При появлении вертикальной скорости набора и наличии высоты не менее 5 м убирается шасси. Набор высоты производится с постоянной скоростью, равной скорости снижения по

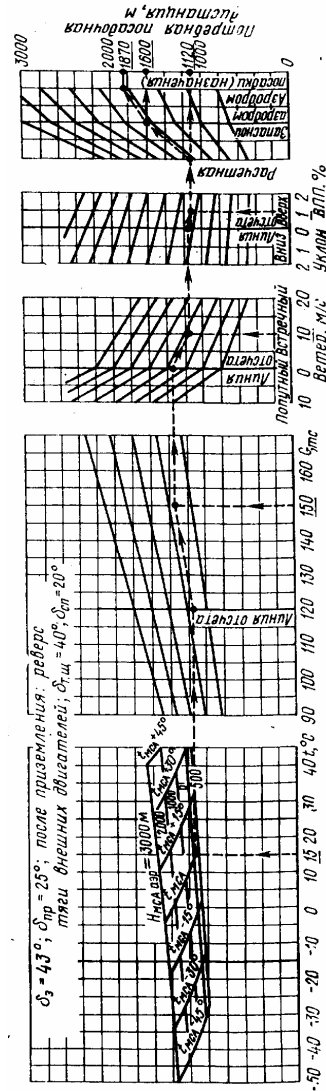


Рис. 54. Номограмма для определения потребной посадочной дистанции самолета Ил-76

глиссаде, определяемой по номограмме (см. рис. 51), но не превышающей 280 км/ч ПР. Такое ограничение скорости обусловлено прочностью самолета при выпущенных закрылках на 43° и предкрылках— 25° .

На высоте 120 м убираются закрылки до 30° на скорости, равной скорости

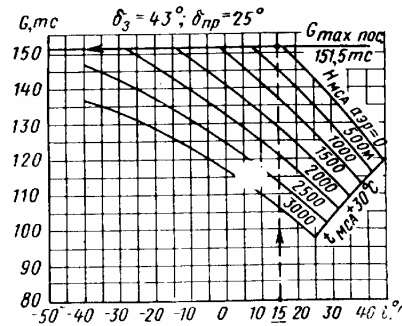


Рис. 55. Максимально допустимый вес самолета при заходе на посадку в зависимости от высоты аэродрома ($H_{МСА}$) и температуры воздуха ($\delta_z=43^\circ$; $\delta_{пр}=25^\circ$; шасси выпущено, три двигателя работают на взлетном режиме, потребный градиент скорости при уходе на второй круг 2,7%)

снижения (см. рис. 51). Полная уборка механизации крыла производится так

же, как и при взлете. Величина скорости к концу уборки механизация определяется по номограмме (см. рис. 25) и табл. 7.

Величина максимально допустимого посадочного веса ограничена: возможностью ухода на второй круг располагаемой длиной ВПП.

1. Максимально допустимый посадочный вес самолета при посадочной конфигурации ($\delta_z=43^\circ$, $\delta_{пр}=25^\circ$, шасси выпущено), ограниченный потребным градиентом набора высоты $\eta_n \geq 2,7\%$ при уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем, определяется в зависимости от высоты расположения аэродрома (атмосферного давления) и температуры воздуха по номограмме (см. рис. 55). Так, при высоте аэродрома 0 м ($p=760$ мм рт. ст.) и температуре воздуха 15°C максимально допустимый посадочный вес равен 151,5 т (см. рис. 55).

2. Максимально допустимый посадочный вес, ограниченный располагаемой посадочной дистанцией (длиной ВПП) можно определить по номограмме (см. рис. 54). При этом за исходные точки расчета берем температуру воздуха на аэродроме и располагаемую посадочную дистанцию, откладываем на потребной посадочной дистанции, ведем расчет в направлении графиком учета посадочного веса. Так, при температуре воздуха 15°C , высоте аэродрома 0 м, встречном ветре 10 м/с, уклоне ВПП вверх 1% и располагаемой посадочной дистанции 1870 м получим максимально допустимый посадочный вес 150 т.

Особенности посадки на грунтовую ВПП. Подготовка к посадке такая же, как и на бетонную ВПП, но максимальный посадочный вес самолета равен 135500 кгс. Процесс захода на посадку и посадка до момента приземления нормальные. Величина скоростей при заходе на посадку определяется по графику (см. рис. 51) или по табл. 8 для нормальной посадочной конфигурации.

После приземления на колеса основных опор шасси следует удержанием штурвала «на себя» обеспечить плавное опускание самолета на переднюю опору шасси, так как вследствие повышенных сил трения действует повышенный пикирующий момент. Торможение самолета на пробеге после опускания на переднюю опору шасси достигается с помощью гасителей подъемной силы,

тормозных щитков и тормозов колес без использования реверса тяги двигателей.

Вследствие переменного коэффициента трения (неровности и неоднородная поверхность ВПП) пробег самолета сопровождается повышенной тряской и колебаниями по тангажу, крену и курсу. Рыскание самолета по курсу значительно при посадке на ВПП с влажным верхним слоем грунта и на заснеженной ВПП. Учитывая это, направление на пробеге следует выдерживать с повышенным вниманием педалями (рулем направления и отклонением колес передней опоры шасси) и при необходимости, торможением колес.

При посадке с неполностью выпущенной механизацией крыла, отказавшими тормозами и в других аварийных ситуациях допускается применение реверса тяги двигателей для уменьшения длины пробега. Разрешается выполнять отдельные посадки (не более 3%) при повышенном внимании с посадочным весом, близким к максимальному взлетному для грунта.

8.3. Особенности посадки в сложных условиях и особые случаи посадки

1. Посадка с боковым ветром. Летные ограничения при выполнении посадки с боковым ветром в зависимости от состояния ВПП указаны в разд. 4.1.

При заходе на посадку с боковым ветром в процессе предпосадочного снижения, при выравнивании и выдерживании до момента приземления бороться со сносом углом упреждения по курсу, не допуская кренов. Непосредственно перед приземлением отклонением руля направления довернуть самолет по оси ВПП. Возникающий при этом крен по ветру необходимо парировать отклонением штурвала в направлении «против ветра». Кроме того, в момент приземления на самолет действует пара сил (сила трения колес и сила инерции, условно приложенная в центре масс самолета), момент которых стремится повернуть продольную ось самолета по оси ВПП. Скорость касания самолетом ВПП должна быть на 10 км/ч больше, чем при посадке в нормальных условиях.

После приземления, плавно опустить самолет на колеса передней стойки шасси, выдерживая направление движения по оси ВПП рулем направления. Включается реверс тяги внешних двигателей и при устойчивом пробеге по направлению выпускаются тормозные щитки и гасители подъемной силы.

На пробеге так же, как и на разбеге, самолет стремится развернуться против ветра и создается кренящий момент по ветру. Направление пробега выдерживать рулем направления и передней опорой, а кренящий момент по ветру поворотом штурвала элеронов «против ветра». При необходимости используются тормоза колес шасси.

2. Посадка на ВПП, покрытую осадками. При посадке самолета на мокрую, покрытую слоем воды или слякоти, а также обледеневшую ВПП значительно увеличивается длина пробега и усложняется выдерживание направления пробега, особенно при наличии хотя бы слабого бокового ветра. Ограничения по скорости бокового ветра на ВПП) покрытую осадками, указаны в разд. 4.1.

Увеличение длины пробега и усложнение выдерживания направления на пробеге зависит от вида и толщины осадков.

На *влажной* ВПП несколько уменьшается коэффициент сцепления, понижается эффект торможения колес и увеличивается длина пробега.

На мокрой ВПП понижается коэффициент сцепления, а также появляются гидродинамические силы воды, действующие на колеса шасси, причем величина коэффициента сцепления и гидродинамических сил переменная, так как вследствие неровностей ВПП слой воды различный и большая часть поверхности ВПП выступает над водой. При пробеге на такой полосе самолет рыскает, чем значительно усложняется выдерживание направления. Длина пробега увеличивается.

На ВПП, *покрытой слоем воды* или *слякоти*, уменьшается коэффициент сцепления, на колеса самолета действуют гидродинамические силы и до скорости не менее $62,2\sqrt{r_{ш}/\rho} = 187$ км/ч действует эффект глиссирования колес (см. разд. 4.5 п. 2).

При посадке на такую ВПП значительно увеличивается длина пробега, в среднем почти в два раза по причине потери эффекта тормозов. Самолет на пробеге рыскает, передние колеса не эффективны и во второй половине пробега, где руль направления также не эффективен, направление выдерживать почти невозможно.

Учитывая эти особенности пробега самолета на ВПП, покрытой осадками, следует:

1) при определении допустимого посадочного веса по номограмме (см. рис. 54) за исходную длину ВПП принимать фактическую длину ВПП, уменьшенную в 2 раза при слое мокрого снега 12 мм, и в 1,55 раза при слое воды 10 мм (сильный дождь);

2) с целью сокращения длины, пробега посадку выполнять с точным расчетом, не допуская перелета, при нормальной посадочной конфигурации ($\delta_3=43^\circ$, $\delta_{пр}=25^\circ$), с выпуском гасителей подъемной силы и тормозных щитков и использованием реверса тяги двигателей до полной остановки самолета. При подготовке к посадке путем расхода топлива уменьшить посадочный вес до минимально допустимого. Помните, что до скорости не менее $62,2\sqrt{r_{ш}/\rho} = 187$ км/ч колеса шасси могут глиссировать, причем белесый след от глиссирования начинается через 250—400 м после касания ВПП и начала глиссирования. Это дает возможность определить момент касания самолета при посадке. На снижении и при посадке не допускать превышения скорости;

3) с целью выдерживания направления по оси ВПП направление движения самолета в момент касания должно совпадать с осью ВПП. При появлении рысканья самолета отжатию штурвальной колонки полностью «от себя» повысить эффект передней опоры и действием педалей (отклонением руля направления и передних колес) сохранять направление пробега. Быть внимательным в момент включения реверса тяги и выпуска гасителей подъемной силы и тормозных щитков, своевременно парируя разворот самолета. Помните, что при скользкой ВПП эффект тормозов колес может быть обратным, т. е. при применении раздельного несинхронного торможения колес с целью выдерживания направления самолет может разворачиваться не в сторону нажатой тормозной педали, а наоборот. Причиной этого является уменьшение силы сопротивления заторможенного колеса относительно колеса, находящегося в состоянии качения:

4) посадка на ВПП, покрытую осадками, с коэффициентом сцепления менее 0,3 недопустима;

5) посадка на ВПП, покрытую осадками, с малым коэффициентом сцепления, близким к 0,3...0,35, должна производиться в исключительных случаях, когда нет возможности направить самолет на запасной аэродром. Перед по-

садкой самолета необходимо ВПП обработать горячим абразивным материалом.

3. Посадка с весом, превышающим максимальный посадочный вес.

Посадку с весом, превышающим максимальный посадочный вплоть до взлетного включительно, разрешается производить в исключительных случаях при повышенном внимании пилота. При подготовке к посадке необходимо по номограмме (см. рис. 55) определить максимальный вес, при котором обеспечен уход на второй круг в нормальной посадочной конфигурации ($\delta_z=43^\circ$, $\delta_{пр}=25^\circ$, шасси выпущено) в случае отказа одного двигателя.

Если полетный вес самолета равен или меньше определенного по номограмме, то заход на посадку и посадку выполнять по рекомендациям, изложенным в разд. 8.2, определив скорость на всех этапах захода на посадку в зависимости от посадочного веса по номограмме (см. рис. 51 или табл. 8). При выдерживании этих скоростей самолет снижается практически на тех же углах атаки, что и при нормальных посадочных весах.

Если полетный вес самолета превышает вес, определенный по номограмме (см. рис. 55), то заход на посадку и уход на второй круг с одним отказавшим двигателем будет возможен при $\delta_z=30^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$. Следовательно, весь заход на посадку, включая четвертый разворот, выполняется, как при заходе, изложенном в разд. 8.2. При входе в глиссаду и на глиссаде выдерживается скорость 300 км/ч ПР. После пролета ДПРМ, убедившись в нормальном движении самолета по глиссаде и наличии разрешения на посадку, необходимо выпустить закрылки на 43° установить скорость в соответствии с номограммой (см. рис. 51 или табл. 8) для посадочного веса. На высоте 10 м начинается выравнивание с таким расчетом, чтобы скорость касания была на 20-25 км/ч меньше скорости на высоте 10 м.

В процессе выравнивания плавно дросселируются двигатели до режима малого газа. Приземление самолета происходит на большей скорости в зависимости от посадочного веса, причем с низкого подвода и минимально возможной вертикальной скоростью снижения. После приземления самолет опускается на переднюю опору шасси, выпускаются гасители подъемной силы и тормозные щитки, включается реверс тяги двигателей и применяется система торможения колес. Длина пробега значительно увеличивается, поэтому расчет на посадку должен быть без перелета. Перед посадкой определить расчетную (фактическую) посадочную дистанцию по номограмме (см. рис. 54). Для этого необходимо потребную посадочную дистанцию, определенную по номограмме, разделить на 1,67. После посадки производится осмотр самолета. *Уход на второй круг* можно производить с высоты не ниже 50 м.

4. Посадка при неисправных системах выпуска шасси или поврежденном шасси. Посадка в этих случаях выполняется на *грунтовую полосу*. При подготовке к посадке выработкой топлива следует уменьшить вес самолета до минимального, оставив количество топлива, гарантирующего посадку в любых условиях. Перемещением грузов и людей *создать благоприятную посадку центровку*. Убедиться в надежности крепления грузов и готовности переносных огнетушителей к действию. Входные двери и аварийные люки должны быть открытыми. Рассмотрим ряд случаев посадки при неисправном шасси.

Посадка с невыпущенной передней опорой шасси. Посадка производится на основные опоры шасси при выпущенных закрылках на 43° и предкрылках— 25° . Для обеспечения безопасности такой посадки кроме общих

рекомендаций, указанных ранее, перемещением грузов и членов экипажа, не принимающих участия в посадке, необходимо создавать *более заднюю центровку*, но не более максимально допустимой. Уменьшение посадочного веса и создание задней центровки обеспечивает приземление самолета на меньшей скорости и позволяют сохранять его продольное равновесие на пробеге до значительно меньшей скорости.

Заход на посадку, снижение по глиссаде и приземление выполняются как нормальные. После приземления штурвалом установить угол тангажа такой, как при нормальном пробеге, не допустив опускания самолета на носовую часть фюзеляжа. На пробеге тормоза колес и реверс тяги двигателей не применяются, а гасители подъемной силы и тормозные щитки не выпускаются. По мере уменьшения скорости следует выбором штурвала «на себя» отклонять руль высоты вверх на полный угол с целью опускания самолета на носовую часть фюзеляжа на меньшей скорости. Направление на пробеге выдерживается рулем направления и по потребности тормозами. Перед опусканием самолета на носовую часть фюзеляжа двигатели выключаются, а электропитание переключается на аварийное.

Посадка с невыпущенными задними основными опорами шасси. При подготовке к посадке путем перемещения грузов и людей необходимо создать *более переднюю центровку*, но не менее предельно допустимой 20% ва. Следует учитывать, что при центровке более 29% после остановки самолет опустится на хвостовую часть фюзеляжа. Заход на посадку производится при нормальной посадочной конфигурации самолета, за исключением шасси, поэтому весь полет до момента начала выравнивания происходит по схеме нормальной посадки. Входные двери и люки при заходе на посадку остаются закрытыми.

Перед выравниванием выключаются внутренние двигатели. Приземление выполняется на передние основные опоры шасси с меньшим углом атаки, чем при обычной посадке. Посадочная скорость увеличена.

После приземления отдачей штурвала «от себя» самолет опускается на колеса передней опоры шасси, причем штурвал, полностью отданным «от себя», удерживается до остановки самолета. Тормозные щитки и гасители подъемной силы выпускаются после опускания самолета на колеса передней опоры, применяются тормоза колес, но реверс тяги двигателей не включается. Следует помнить, что при полном отклонении штурвала «от себя» давящие усилия на штурвале составляют 50 ... 60 кгс.

Посадка при неисправности двух основных опор шасси с одной стороны. Посадка в этом случае выполняется с *убранным шасси на фюзеляж*. Заход на посадку производится с вылушенными закрылками на 43° и предкрылками на 25°. Процесс захода на посадку до начала выравнивания нормальный. Перед выравниванием внешние двигатели выключаются. Выравнивание и приземление производят с низкого подвода (с незначительной вертикальной скоростью) на нормальных углах атаки, не допуская их превышения. После касания ВПП внутренние двигатели выключаются. Направление, по мере возможности, выдерживается рулем направления.

5. Посадка с неполностью выпущенной и убранной механизацией крыла. Если при заходе на посадку закрылки или предкрылки не выпускаются в посадочное положение, следует выполнять посадку при положении механизации и выдерживанию режимов, указанных в табл. 9.

Из таблицы видно, что если закрылки не выпускаются или выпускаются только до 15°, то не рекомендуется выпускать предкрылки; при выпуске за-

крылков на 30° предкрылки следует выпустить на 14°, если предкрылки не выпускаются, закрылки выпускать только на 30°. Скорости на снижении при глиссаде выдерживать указанными и таблице в зависимости от полученной конфигурации и посадочного веса. Для определения расчетной посадочной дистанции, необходимо расчетную посадочную дистанцию, полученную по номограмме (см. рис. 54) увеличить в число раз, указанное в табл. 8.

При сочетании углов отклонения закрылков и предкрылков и выдерживании рекомендуемых приборных скоростей (в зависимости от посадочного веса), указанных в табл. 9, обеспечивается допустимая продольная балансировка самолета на снижении и в процессе посадки.

Следует учитывать, что при снижении по глиссаде на указанных скоростях вертикальная скорость снижения будет большей. Так, например, при угле наклона глиссады 2°40' ($\sin \theta_{сн}=0,0465$) с посадочным весом самолета 130 т при $\delta_3=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$, $V_{сн}=230$ км/ч=64 м/с, $V_{учн}=2,98$ м/с, а при $\delta_3=0$ и $\delta_{пр}=0$,

Таблица 9

Рекомендуемые приборные скорости захода на посадку при неполностью выпущенной механизации крыла

Характер отказа	Рекомендуемая конфигурация при посадке	Скорость снижения, км/ч					Увеличение длины пробега в сравнении с нормальной посадкой
		Посадочный вес, тс					
		100	110	120	130	140	
Не выпускаются закрылки	$\delta_3=0/\delta_{пр}=0$	305	315	325	335	—	в 1,9
Закрылки выпускаются на угол не более 15°	15/0	270	280	290	300	310	в 1,7
Закрылки выпускаются на угол не более 30°	30/14	240	250	260	270	280	в 1,5
Не выпускаются предкрылки	30/0	245	255	265	275	285	в 1,5

$V_{сн}=335$ км/ч=93 м/с, $V_{учн}=4,33$ м/с (скорость ветра $W_x=0$).

Величину вертикальной скорости снижения по глиссаде необходимо учитывать при определении высоты начала выравнивания, причем при большей вертикальной скорости высота начала выравнивания должна быть большей. Процессы выравнивания и приземления самолета будут нормальными при высоте начала выравнивания, равной (2,5 ... 3) $V_{учн}$. Это значит, что при $V_{учн}=3$ м/с высота начала выравнивания должна быть 7,5 ... 9 м, а при $V_{учн}=4,3$ м/с — 11... 13 м.

Скорость касания (приземления) ВПП на 20.. 25 км/ч меньше скорости снижения. Для предотвращения касания ВПП хвостовой частью фюзеляжа при приземлении недопустимо превышение угла атаки 13° по АУАСП. При *убранных закрылках и предкрылках* посадочный вес не должен превышать 130 т.

После приземления выпускаются тормозные щитки, гасители подъемной силы и включается реверс тяги, причем при $\delta_3=15^\circ$ *включается реверс тяги всех двигателей*, а выключаются: внутренние двигатели на скорости 180 км/ч, а внешние на $V=50$ км/ч.

6. Посадка на сушу вне аэродрома. В зависимости от условий и характера местности посадка может быть выполнена с выпущенным или убраным шасси при полностью выпущенной механизации крыла. Скорость на снижении выдерживать в зависимости от веса самолета при выпущенных закрылках на 43° и предкрылках на 25° (см. график рис. 51 или табл. 8). По возможности создать более заднюю центровку. При посадке с выпущенным шасси процесс выравнивания и приземления, как при нормальной посадке на ВПП. Перед приземлением двигатели выключаются и закрываются пожарные краны. Угол тангажа самолета после приземления несколько уменьшается, но самолет удерживается рулем высоты от опускания на передние колеса до полного выбора штурвала «на себя». Посадка с убраным шасси (на фюзеляж) разобрана в п. 4. Перед посадкой двери и аварийные люки должны быть открыты.

7. Вынужденная посадка на воду производится с убраным шасси и выпущенными в посадочное положение закрылками и предкрылками. Приводнение самолета производится так же, как при посадке с убраным шасси (п. 4), на возможно меньшей скорости, двигатели перед приводнением выключаются. Действия членов экипажа изложены в РЛЭ в разд. 3.7.2.

Глава 9. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

9.1. Общие сведения о балансировке, устойчивости и управляемости

Движение самолета в пространстве складывается из двух видов: вращательного — вокруг центра масс и поступательного движения его центра масс.

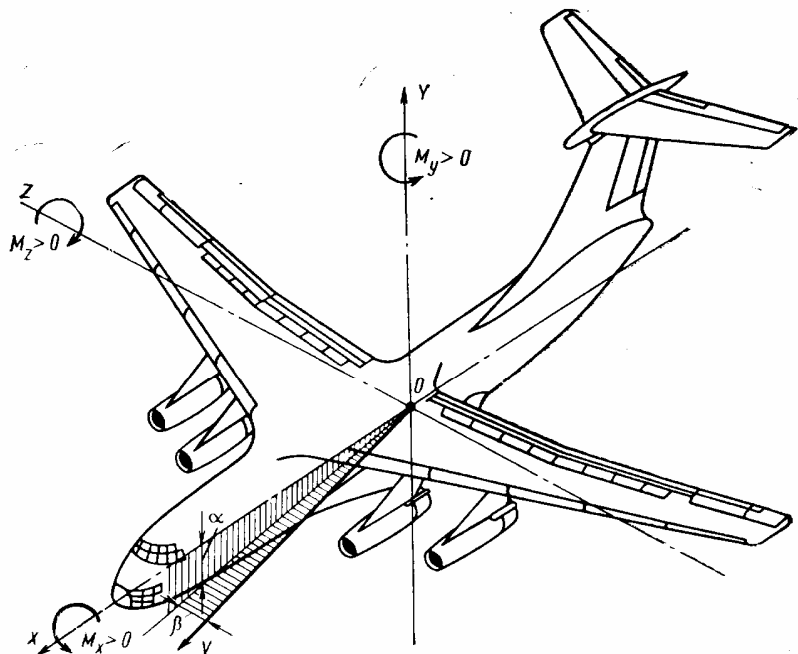


Рис. 56. Связанная система координат

Вращение самолета относительно центра масс для удобства изучения можно разложить на вращения вокруг трех взаимно перпендикулярных осей OX , OY и OZ , проходящих через центр масс и условно жестко связанных с самолетом (рис. 56).

Момент, стремящийся повернуть самолет относительно продольной оси OX (накренить самолет), называется *моментом крена* M_x .

Момент, стремящийся повернуть самолет вокруг нормальной оси OY , называется *моментом рыскания* M_y .

Момент, стремящийся повернуть самолет вокруг поперечной оси OZ , называется *продольным* или *моментом тангажа* M_z .

Продольный момент M_z , увеличивающий угол тангажа, называется *кабрирующим*, а противоположного направления—*пикирующим*.

Положительными моментами будут: M_z —кабрирующий, M_x —кренящий самолет на правое крыло, M_y —разворачивающий самолет влево. Положительное направление осей OX , OY и OZ и моментов M_x , M_y и M_z , показано на рис. 56 стрелками.

Характер движения самолета в пространстве определяется величиной и местом приложения внешних сил. Для осуществления равномерного и прямолинейного движения необходимо, чтобы сумма сил, действующих на самолет, и их моментов равнялась нулю. В этом случае самолет находится в состоянии динамического равновесия (режимы горизонтального полета, снижения и набора высоты). В установившемся развороте, на этапах взлета и посадки сбалансированы (уравновешены) моменты сил и частично сами силы.

Обычно полет самолета происходит в неспокойном воздухе, где существуют порывы ветра различного направления. При воздействии таких порывов нарушается состояние равновесия самолета. Если самолет без вмешательства пилота стремится восстановить нарушенное равновесие, то пилотировать такой самолет значительно проще. Самолет, обладающий этим свойством, называют устойчивым. Следовательно, *устойчивость*—это способность самолета самостоятельно сохранять и восстанавливать заданное равновесие. Устойчивость различают: *статическую* и *динамическую*. Способность самолета создавать восстанавливающие моменты называется *статической устойчивостью*. Самолет статически устойчив, если после нарушения равновесия возникли такие силы и моменты, которые стремятся вернуть его в прежнее состояние равновесия. Статическая устойчивость является необходимым условием обеспечения динамической устойчивости самолета в полете. Динамически устойчивым самолет будет тогда, когда наряду с восстанавливающими моментами он будет создавать прежде всего демпфирующие (гасящие) моменты. Эти моменты возникают в результате вращения самолета вокруг центра масс.

Для уравнивания самолета в полете в определенном положении, а также для изменения его положения в пространстве, необходимо, чтобы он был управляем.

Управляемость —это способность самолета изменять свое положение в пространстве в желаемом направлении при отклонении аэродинамических рулей (руля высоты и направления или элеронов).

Между равновесием, устойчивостью и управляемостью существует определенная взаимосвязь. Так, об устойчивости и управляемости самолета можно говорить только при наличии возможности обеспечить его равновесие (балансировку). Точно также самолет будет нормально управляем только при наличии достаточной устойчивости, а рули управления самолетом одновременно являются и органами его уравнивания.

Балансировка, устойчивость и управляемость рассматриваются относительно осей самолета OX , OY и OZ и называются соответственно поперечными, путевыми и продольными. Так как движения самолета относительно продольной и нормальной осей тесно связаны между собой, то их изучают совместно и называют боковыми движениями. Учитывая это, балансировка, устойчивость и управляемость делятся на продольные и боковые.

9.2. Центровка самолета и ее расчет

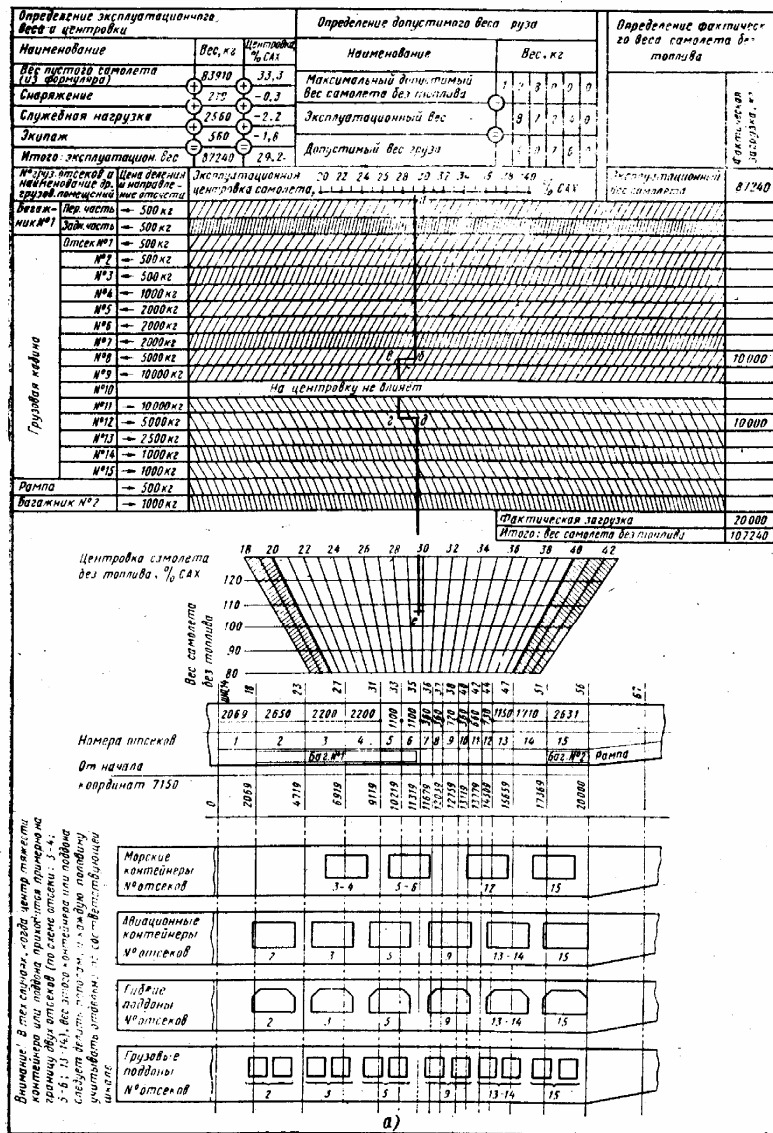
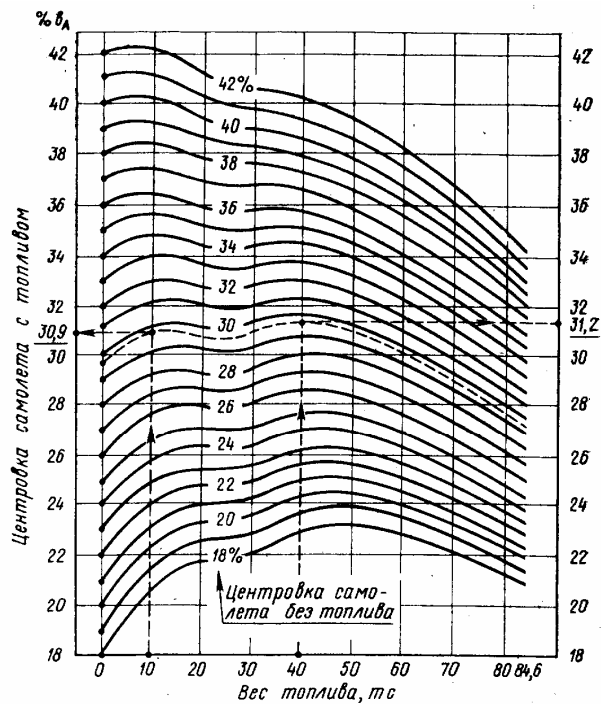


Рис. 57. Расчет центровки
 а—центровочный график; б—график изменения

Равновесие (балансировка), устойчивость и управляемость самолета могут быть обеспечены только при строго определенных положениях его центра масс на средней аэродинамической хорде $b_d=6,346$ м, выраженных в % от ее начала, т. е. центровкой самолета $x_T=(x_T/b_d) 100\%$.



	Вес топлива, тс	Центровка с топливом, % b_A
Взлет	40	31,2
Посадка	10	30,9

б)

Самолет Ил-76Т достаточно хорошо устойчив и управляем, а также обеспечивается (нормальная его балансировка при таком положении центра масс:

а) предельно передняя центровка должна быть не менее 20% b_A

б) предельно задняя — не более 40% b_A

в) центровка пустого самолета 33 ...34% b_A .

Расчет центровки самолета производится по центровочному графику. На рис. 57 показан расчет центровки самолета Ил-76Т при следующей загрузке:

Вес пустого самолета 83910 кгс

Снаряжение и служебная нагрузка (210 кгс+2560 кгс) - . . . 2770 кгс

Центровка пустого самолета (шасси выпущено) - 33,3% b_A

Количество топлива на взлете 40 000 кг

Допустимый взлетный вес (по условиям взлета и посадки) . 147240 кгс

Экипаж (7 человек) 560 кг

Коммерческая нагрузка (отсек № 8—10000 кгс; № 12— 10 000 кгс) 20 000 кгс

При такой загрузке вес самолета без топлива 107240 кгс

Распределение нагрузки и (расчет центровки самолета на центровочном гра-

фике показан ломаной линией (рис. 57,а). Расчетная центровка на взлете будет 29,6% b_a (без топлива). При заправке топлива 40000 кг центровка станет 31,2% b_a (рис. 57,1 б). При посадке с остатком топлива 10000 кг центровка—30,9% b_a (рис. 57, б).

9.3. Продольное равновесие и устойчивость самолета

Продольное равновесие—это такое состояние самолета в полете, при котором сумма сил, действующих на самолет, и сумма их моментов относительно поперечной оси OZ (центра масс) равна нулю.

Рассмотрим условия обеспечения продольного равновесия (балансировки) самолета в различных элементах полета.

Равновесие (балансировка) самолета в установившихся режимах полета обеспечивается положением стабилизатора относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) и отклонением руля высоты на угол $\pm 2^\circ$.

Допустим, что самолет совершает равномерный и прямолинейный горизонтальный полет при передней центровке. Схема сил и моментов, дейст-

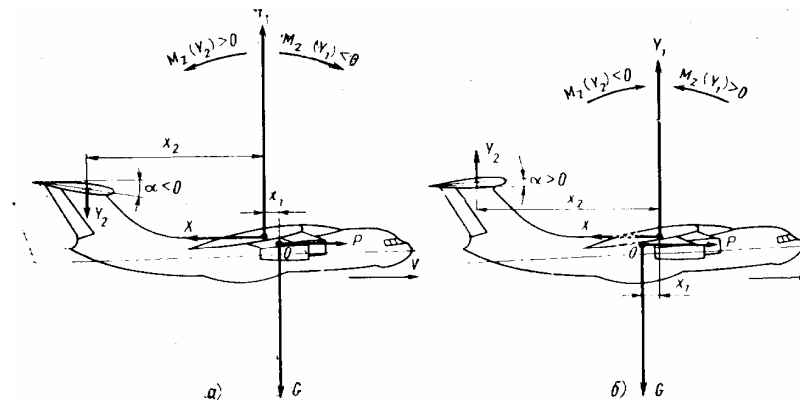


Рис. 58. Продольное равновесие самолета:

а—при передней центровке; б—при задней центровке

вующих на самолет в этом случае, показана на рис. 58,а.

Если все силы спроектировать на оси OX и OY , а также учесть пикирующий момент подъемной силы крыла (момент тяги будем считать равным нулю, так как расположение центра масс по оси OY зависит от расположения центра масс груза и количества топлива в баках, вследствие чего момент тяги может быть пикирующим, кабрирующим и равным нулю), то условия продольного равновесия будут выражены в следующем виде:

$$\text{сумма проекции сил на ось } OX: \Sigma X = P - X = 0,$$

$$\text{сумма проекции сил на ось } OY: \Sigma Y = Y_1 - G - Y_2 = 0,$$

$$\text{сумма моментов сил относительно оси } OZ: \Sigma Mz = Y_2 x_2 - Y_1 x_1 = 0.$$

Как видно из рис. 58,а и уравнений равновесия сил и моментов продольное равновесие при передней центровке возможно только при наличии отрицательной подъемной силы горизонтального оперения Y_2 , создающей кабрирующий момент $Y_2 x_2$ который уравновешивает пикирующий момент подъемной силы крыла $Y_1 x_1$. Необходимая отрицательная подъемная сила горизон-

тального оперения без перестановки стабилизатора может быть создана только путем отклонения руля высоты вверх на сравнительно большой угол. Продольные усилия на штурвал в этом случае снимаются триммер-флетнерами руля высоты с ручным управлением.

Нормальная продольная балансировка самолета Ил-76Т в полете осуществляется подбором угла установки стабилизатора (автоматически, при включенном САУ, или ручным управлением при выключенной САУ) на такой угол, чтобы балансировка рулем высоты осуществлялась с углом отклонения не более 2° . Так, при передних центровках стабилизатор устанавливается под отрицательными углами (наибольший отрицательный угол установки стабилизатора равен минус 8°).

Величину требуемого угла отклонения руля высоты (δ_v в градусах) вверх и продольного усилия на штурвале (P_v) без использования триммирования и перестановки стабилизатора для обеспечения продольной балансировки самолета Ил-76Т можно определить по балансировочным кривым (рис. 59). Потребные углы отклонения руля высоты вверх и продольные усилия на штурвале при передних центровках видны из графиков для центровки $22\% b_a$.

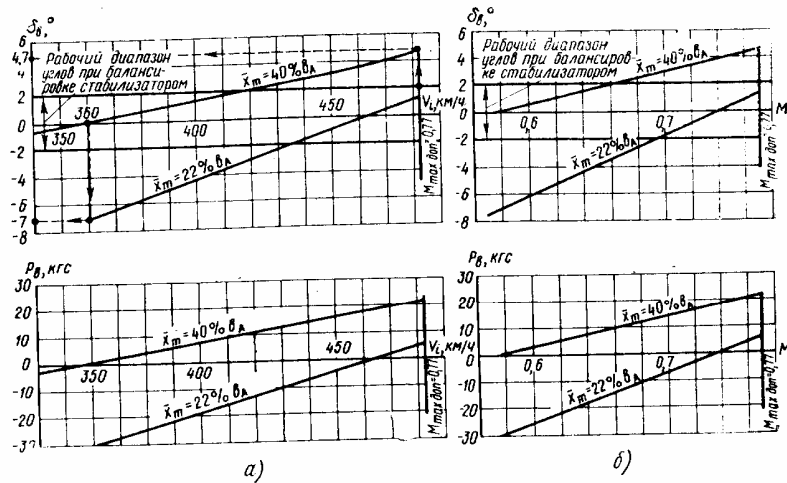


Рис. 59. Балансировочные кривые:

$a - \delta_v = f(V_i); P_v = f(V_i); b - \delta_v = f(M); P_v = f(M)$ для прямолинейного полета при различной центровке ($G=135\ 000$ кгс, $H=10\ 000$ м; $\varphi_{сг}=0$, режим двигателей взлетный)

При предельно задних центровках самолета (см. рис. 58,б) подъемная сила крыла Y_1 создает сравнительно большой кабрирующий момент $Y_1 x_1 > 0$, который уравнивается пикирующим моментом подъемной силы горизонтального оперения $Y_2 x_2 < 0$. Положительная подъемная сила может быть создана в результате отклонения руля высоты вниз на большой угол или установкой стабилизатора под менее отрицательным или положительным углом и отклонением руля высоты на 2° (рис. 59, центровка $40\% b_a$). Условия продольного равновесия самолета в этом случае: $\sum X = P - X = 0; \sum Y = Y_1 + Y_2 - G = 0; \sum M_z = Y_1 x_1 - Y_2 x_2 = 0$.

Как видно из балансировочных кривых, наибольший угол отклонения руля высоты вверх будет при предельно передней центровке на малых скоро-

стях. Так, при $x_r=22\%$ b_a на $V=360$ км/ч ИН руль высоты должен быть отклонен на 7° вверх при угле установки стабилизатора $\varphi_{ст}=0$. Наибольший угол отклонения руля высоты вниз при предельно задней центровке - на максимально допустимой скорости. Так, при $M=0,77$ ($V=482$ км/ч ИН на $H=10000$ м) руль высоты необходимо отклонять вниз на $4,7^\circ$ (см. рис. 59. $x_r=40\%$ b_a).

Учитывая, что максимальный угол отклонения руля высоты вверх -21° , а вниз 15° , то запас руля высоты вверх и вниз в установившихся режимах полета не менее 10° . Наличие такого запаса руля высоты обеспечивает балансировку и управляемость самолета во всем диапазоне скоростей, высот полета и центровок самолета, а использование для продольной балансировки стабилизатора увеличивает запас отклонения руля высоты вверх до 19° , а вниз 13° .

Наличие такого запаса руля высоты при балансировке самолета стабилизатором с рулем высоты в режимах полета гарантирует продольную балансировку самолета на взлете и посадке.

Продольная устойчивость — это способность самолета сохранять и восстанавливать заданное продольное равновесие. Самолет считается статически устойчивым в продольном отношении, если в результате нарушения продольного равновесия (изменения угла атаки, скорости) возникают восстанавливающие моменты.

При полете в неспокойном воздухе, помимо воли пилота, возможно как изменение угла атаки, так и скорости самолета.

Если случайные возмущения воздуха изменяют угол атаки самолета, то изменяется величина подъемной силы и перегрузки $n_y=Y/G$. Самолет статически устойчивый в продольном отношении сам стремится самостоятельно вернуться на заданный угол атаки (заданную перегрузку). Это свойство самолета получило название *продольной статической устойчивости по перегрузке* (по углу атаки).

Если случайные возмущения, не вызывая изменения перегрузки, вызовут изменения скорости, то самолет должен без вмешательства пилота стремиться восстановить заданную скорость. Свойство самолета сохранять и восстанавливать заданную скорость полета при постоянной перегрузке, называется *продольной статической устойчивостью по скорости*.

Продольная статическая устойчивость по перегрузке. Предварительно введем понятие о *фокусе крыла* самолета. При изменении угла атаки изменяется картина распределения давления по крылу. Это вызывает изменение величины и точки приложения подъемной силы, а значит, и величины аэродинамического момента крыла как относительно его передней кромки, так и относительно центра масс самолета. Но на хорде крыла можно найти точку, относительно которой аэродинамический момент его не изменяется при изменении угла атаки в диапазоне плавного обтекания. Точка, обладающая таким свойством, получила название *фокуса крыла*.

Для объяснения этого понятия рассмотрим рис. 60,а. При угле атаки α_1 крыло создает подъемную силу Y_0 , приложенную в центре давления (точка 1). Увеличим угол атаки до величины $\alpha_2=\alpha_1+\Delta\alpha$. Подъемная сила увеличится до $Y_2=Y_1+\Delta Y$, а ее центр давления переместится к передней кромке крыла в точку 2. При указанном изменении величины подъемной силы и ее точки приложения по хорде крыла находим такую фиксированную точку F, расстояние которой от центра давления уменьшается во столько раз, во сколько возрастает подъемная сила, а значит, аэродинамический момент крыла не изменяется, т. е. $M_F(Y_2)=M_F(Y_1+\Delta Y)=M_F(Y_1)$. Точка F и будет фокусом крыла.

Из определения фокуса следует, что действие на крыло подъемной силы Y_2 и ее момента относительно фокуса $M_F(Y_2)$ эквивалентно действию подъемных сил Y_1 и ΔY и их моментов $M_F(Y_1)$ и $M_F(\Delta Y)$, если прирост подъемной силы приложен в фокусе. Действительно, приложение прироста подъемной силы ΔY в фокусе не меняет момента крыла, так как $M_F(\Delta Y)=0$, а сумма сил $Y_1+\Delta Y$ равна Y_2 . Учитывая это, *фокус крыла* можно назвать точкой приложения прироста подъемной силы ΔY . При увеличении угла атаки крыла прирост ΔY - положительный ($\Delta Y>0$), так как подъемная сила возрастает, при уменьшении угла атаки ΔY —отрицательный ($\Delta Y<0$), так как подъемная сила уменьшается.

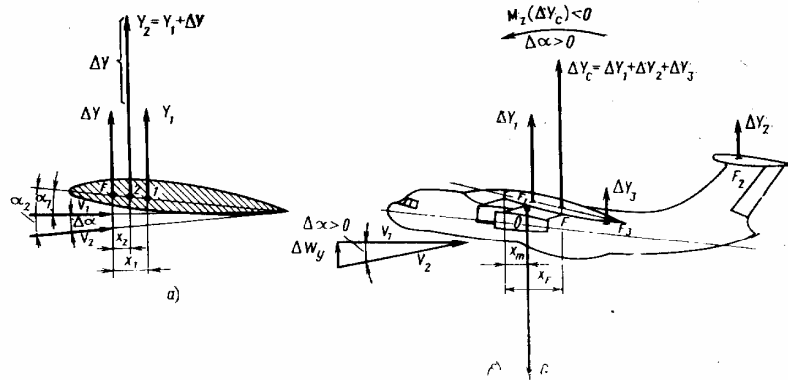


Рис. 60. Продольная (статическая) устойчивость самолета по перегрузке: а—определение фокуса крыла; б—восстанавливающие (пикарующие) моменты самолета $\Delta\alpha>0$

Введем понятие о *фокусе самолета*. При изменении угла атаки самолета изменяется угол атаки крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа, а значит, изменяется и величина их аэродинамических сил. Прирост подъемной силы крыла ΔY_1 (рис. 60,б), горизонтального оперения ΔY_2 и фюзеляжа ΔY_3 , вызванный изменением их угла атаки, приложен соответственно в фокусе крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа.

Сумма приростов подъемных сил $\Delta Y_1+\Delta Y_2+\Delta Y_3=\Delta Y_c$ есть прирост подъемной силы всего самолета, который приложен в фокусе самолета. Таким образом, *фокус самолета*—это точка приложения прироста подъемной силы самолета ΔY_c , вызванного изменением угла атаки. Положение фокуса самолета выражается в процентах средней аэродинамической хорды крыла, считая от ее начала $x_F = (x_F/b_a) 100\%$, где x_F —расстояние от начала b_a до фокуса самолета F.

Положение фокуса самолета Ил-76Т зависит от скорости и высоты полета.

При *расположении центра масс самолета в его фокусе* прирост подъемной силы не создаст восстанавливающего момента, так как $M_z(\Delta Y_c)=0$. Центровка самолета, соответствующая этому положению центра масс, называется *нейтральной* $x_{тн}=x_F$. Самолет при нейтральной центровке находится в состоянии безразличного равновесия, т. е. на границе устойчивости и неустойчивости.

При центровках меньше нейтральной самолет статически устойчив по пе-

перегрузке. Действительно, при увеличении угла атаки ($\Delta\alpha > 0$) положительный прирост подъемной силы самолета (ΔY_c), приложенный в его фокусе создает пикирующий момент $M_z(\Delta Y_c) < 0$ относительно центра масс, под действием которого самолет стремится уменьшить угол атаки до заданного. Точно также при уменьшении угла атаки ($\Delta\alpha < 0$) прирост подъемной силы $\Delta Y_c < 0$ — отрицательный и относительно центра масс он создает кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки самолета до заданного.

Таким образом, необходимым условием, обеспечивающим продольную устойчивость по перегрузке (углу атаки), является *расположение центра масс самолета впереди его фокуса*, причем при более передней центровке самолет становится более устойчивым.

Большую роль играет *запас устойчивости*, численно равный запасу центровки, который характеризуется разностью между предельно допустимой задней центровкой самолета в полете и нейтральной, так как при большем запасе устойчивости восстанавливающие моменты самолета большие.

Предельно допустимая задняя центровка самолета Ил-76Т в полете 40% b_a , а запас центровки не менее 10%.

Для оценки продольной статической устойчивости самолета по перегрузке (углу атаки) пользуются графиком, который выражает зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки и или коэффициента C_y (рис. 61). Коэффициент самолета m_z обычно определяют опытным путем, испытывая модель самолета в аэродинамической трубе при различном положении руля высоты, механизации крыла и с различными центровками. В процессе аэродинамических испытаний модели самолета на специальных аэродинамических моментных весах замеряется момент тангажа M_z на различных углах атаки. Коэффициент момента тангажа m_z можно определить по формуле

$$m_z = M_z / (b_a \rho V^2 / 2)$$

Введем понятие *степени* (меры) *продольной статической устойчивости*. Степень, продольной статической устойчивости m_z^α выражается отношением прироста коэффициента момента тангажа самолета $\Delta m_z = m_{z2} - m_{z1}$ к приросту угла атаки $\Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2$, т. е. $m_z^\alpha = (m_{z2} - m_{z1}) / (\alpha_1 - \alpha_2)$, или к приросту коэффициента C_y , т. е. $m_z^{C_y} = \Delta m_z / \Delta C_y = (m_{z2} - m_{z1}) / (C_{y2} - C_{y1})$

Из этих определений следует, что степень продольной статической устойчивости характеризует величину изменения коэффициента момента тангажа

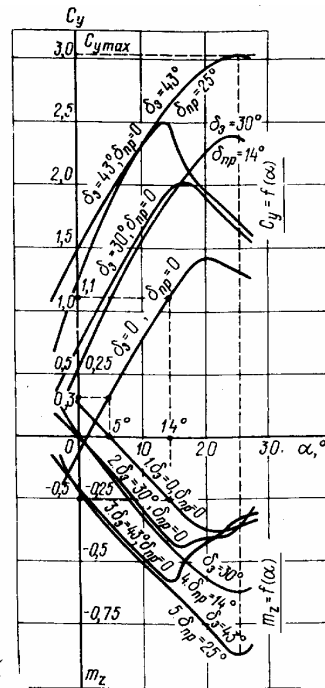


Рис. 61. Зависимость коэффициента C_y от α и коэффициента m_z от α при $M = 0,2$, $x_m = 25\% b_a$ и различном сочетании углов выпуска закрылков и предкрылков

самолета m_z приходящуюся на единицу изменения коэффициента подъемной силы C_y или на один градус изменения, угла атаки самолета. Так, например, при убранной механизации крыла (кривая 1) на $\alpha_1=5^\circ$ коэффициент $m_{z1}=0$, а $C_{y1}=0,3$; при $\alpha_2=14^\circ$, $m_{z2}=-0,25$, а $C_{y2}=1,1$, тогда степень продольной устойчивости, по α :

$$m_z^\alpha = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{-0,25 - 0}{14 - 5} = -0,028, \text{ а по } C_y$$

$$m_z^{C_y} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{C_{y2} - C_{y1}} = \frac{-0,25 - 0}{1,1 - 0,3} = -0,03$$

Как видно из вычислений степень продольной статической устойчивости m_z^α и $m_z^{C_y}$ отрицательная.

Если степень продольной статической устойчивости отрицательная ($m_z^\alpha < 0$ или $m_z^{C_y} < 0$), то самолет статически устойчив по углу атаки. Действительно, при увеличении угла атаки на $\Delta\alpha > 0$ устойчивый самолет создает пикирующий (восстанавливающий) момент, при котором $\Delta m_z < 0$, а значит m_z^α и $m_z^{C_y} < 0$.

Следует обратить внимание на то, что степень продольной устойчивости по C_y ($m_z^{C_y}$) численно равна запасу центровки, так как

$$m_z^{C_y} = \Delta m_z / \Delta C_y = (x_m - x_F) / b_a = (\bar{x}_m - \bar{x}_F) < 0, \text{ где } (\bar{x}_m - \bar{x}_F) < 0 -$$

запас центровки при расположении центра масс самолета впереди его фокуса. При большем запасе центровки, т. е. три более передней центровке самолета, продольная статическая устойчивость по перегрузке большая.

При нейтральной центровке самолет имеет безразличное равновесие и степень продольной статической устойчивости по перегрузке m_z^α и $m_z^{C_y}$ равны нулю.

При центровке больше нейтральной m_z^α и $m_z^{C_y}$ положительные и самолет по перегрузке неустойчив.

Из графиков (см. рис. 61) видно, что при убранной механизации крыла самолет Ил-76Т хорошо устойчив по перегрузке до $\alpha=17...18^\circ$, где степень m_z^α и $m_z^{C_y}$ отрицательная и почти постоянная по величине [кривая 1, $m_z = f(\alpha)$], почти прямая линия с нормальным уклоном.

На углах атаки, близких к критическому 20° , особенно при задних центровках абсолютная величина коэффициента уменьшается. Следовательно, статическая устойчивость самолета по перегрузке ухудшается.

На углах атаки около критических самолет становится статически нейтральным (коэффициент m_z^α стремится к нулю).

На углах атаки, больших критического, а при задних центровках (больших, чем предельно допустимая) и на критическом самолет становится статически неустойчивым. При этих углах атаки коэффициент m_z^α становится положительным (кривая 1, $m_z = f(\alpha)$ имеет наклон вправо и вверх). Ухудшение продольной статической устойчивости на углах атаки, близких к критическому, и появление неустойчивости (явление "подхвата"—кабрирование) на углах атаки, больших критического, объясняется значительным перемещением центра давления крыла и фокуса самолета вперед вследствие срыва потока на его концах. Кроме того, горизонтальное оперение работает в скошенном и завихренном потоке воздуха, и это значит, что прирост его подъемной силы и восстанавливающий момент уменьшаются. На больших углах атаки носовая часть

сильно выдвинутого вперед фюзеляжа относительно крыла создает дополнительную подъемную силу и кабрирующий момент. Дополнительный кабрирующий момент создаст также воздушная струя, входящая в работающие двигатели. Этот момент создается силой, возникающей в процессе поворота, струи в направлении оси двигателей.

Все эти явления при увеличении угла атаки самолета действуют в одном направлении и обуславливают появление и рост кабрирующего момента, в результате которого продольная статическая устойчивость сначала ухудшается, а на углах атаки, около критического, самолет становится статически и динамически неустойчивым, особенно при больших задних центроушках. Для улучшения продольной статической и динамической устойчивости на больших углах атаки на самолете Ил-76Т введено ограничение предела задней центровки $40\% b_a$ и выпуск предкрылков при выпущенных закрылках.

При выпуске только закрылков устойчивость самолета по перегрузке будет обеспечена почти при такой же степени продольной устойчивости m_z^α как с убранными закрылками, но до меньших углов атаки (см. рис. 61, кривые $m_z=f(\alpha)$, поз. 2 и 3). Так, при $\delta z=30^\circ$ m_z^α становится близким к нулю при $\alpha=15 \dots 17^\circ$, а при $\delta z=43^\circ$ на $\alpha=13 \dots 14^\circ$. На больших углах атаки m_z^α становится положительным и самолет по перегрузке становится неустойчивым.

При выпущенных закрылках и предкрылках (рис. 61. кривые $m_z=f(\alpha)$, поз. 4 и 5) продольная устойчивость самолета по перегрузке сохраняется до углов атаки $24 \dots 26^\circ$ ($m_z^\alpha < 0$). Значительную роль в этом случае играют предкрылки, улучшающие условия обтекания передней кромки и всей поверхности крыла.

Продольная статическая устойчивость по скорости. Под этой характеристикой понимается стремление самолета сохранять и восстанавливать скорость исходного режима полета при постоянной перегрузке. Из определения следует, что в данном виде устойчивости рассматриваются продольные моменты, стремящиеся восстановить заданный режим полета, когда изменение скорости полета и угла атаки связаны между собой так, что перегрузка $n_y = Y/G$ постоянна.

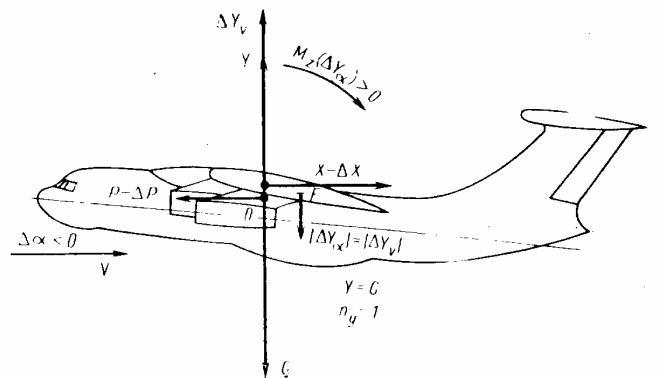


Рис. 62. Продольная устойчивость самолета по скорости ($n_y = 1$)

Постоянство перегрузки при изменении скорости возможно при изменении угла атаки самолета. Точнее, при увеличении скорости полета угол атаки самолета должен уменьшаться, а при уменьшении скорости—увеличиваться.

При таком характере движения самолета продольная устойчивость по скорости совпадает с продольной устойчивостью по перегрузке.

Для обеспечения продольной устойчивости по скорости, как и для обеспечения продольной устойчивости по перегрузке, необходимо, чтобы степень продольной устойчивости была отрицательной $m_z^{Cy} = \Delta m_z / \Delta C_y = (x_T - x_F)$ т. е. центр масс самолета должен находиться впереди его фокуса.

Для подтверждения этого вывода рассмотрим проявление продольной устойчивости по скорости при постоянной перегрузке на таком примере.

Допустим, что в горизонтальном полете ($n_y = Y/G = 1$) скорость самолета увеличилась на ΔV , а угол атаки уменьшился на $\Delta \alpha$. Напомним, что прирост подъемной силы, вызванный уменьшением угла атаки на постоянной скорости, отрицателен и приложен в фокусе самолета ($\Delta Y_\alpha < 0$). Прирост подъемной силы, вызванный увеличением скорости при постоянном угле атаки, положителен и приложен в центре давления самолета ($\Delta Y_V > 0$). Дополнительно условимся, что центр давления самолета совпадает с его центром масс (рис. 62). Следует также учесть, что $|\Delta Y_\alpha| = |\Delta Y_V|$, так как $n_y = 1$, а значит $Y = G$.

Как видно из рисунка, момент прироста подъемной силы относительно центра масс самолета равен нулю. Прирост подъемной силы ΔY_α относительно центра масс создает кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки до заданного и восстановить режим полета по скорости и α , т. е. при $\Delta \alpha < 0$ возникает $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$ и $m_z > 0$. Следовательно, $m_z^\alpha = \Delta m_z / \Delta \alpha < 0$; $m_z^{Cy} = \Delta m_z / \Delta C_y = (x_T - x_F) < 0$, что соответствует вышеуказанному условию продольной устойчивости по перегрузке и скорости.

Действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$, стремящегося увеличить угол атаки и уменьшить скорость до заданной, дополняется неравенством силы лобового сопротивления самолета и тяги силовой установки. Суть этого заключается в следующем. При увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета (см. рис. 15) сила лобового сопротивления увеличивается, так как $K = C_y / C_x$ уменьшается ($X = P_2 \cdot n = G/K$). Тяга силовой установки на заданном режиме работы двигателей уменьшается (см. рис. 15 и 12). Следовательно, сила лобового сопротивления ($X + \Delta X$) становится больше тяги силовой установки $P - \Delta P$ и самолет уменьшает скорость полета. По мере уменьшения скорости до заданной сила лобового сопротивления уменьшается, а тяга при постоянном положении РУД увеличивается. Когда самолет уменьшит скорость до заданной, то $P_2 \cdot n = X$, $\Delta Y_V = 0$, угол атаки увеличится до заданного, ΔY_α и его момент $M_z(\Delta Y_\alpha)$ станут равными нулю.

Действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$ пилот ощущает на штурвале в виде давящих усилий при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета. В этом случае при постоянной высоте скорость полета увеличивается в результате увеличения тяги, а подъемная сила сохраняется равной полетному весу самолета, так как положительный прирост подъемной силы вследствие увеличения скорости $\Delta Y_V > 0$ уравновешивается отрицательным приростом подъемной силы, вызванным уменьшением угла атаки самолета ($\Delta Y_\alpha < 0$). Этот случай полета показан на балансировочных графиках (см. рис. 59), которые выражают зависимость угла отклонения руля высоты δ_v и продольных усилий P_v на штурвале от V , и числа M .

Из этого примера можно сделать следующий вывод. Если самолет устойчив по скорости, то для увеличения ее пилот должен преодолеть «сопротивление» самолета увеличению скорости (проявление устойчивости по скорости),

т. е. для увеличения скорости на $\Delta V > 0$ и балансировки самолета на новой скорости $V + \Delta V$ необходимо приложить к штурвалу дополнительные давящие усилия для отклонения руля высоты вниз ($\Delta \delta v > 0$).

Следовательно, если самолет устойчив по скорости, имеет место неравенство $\Delta \delta v / \Delta V > 0$, причем для изменения скорости полета при большей устойчивости по скорости отклонение руля высоты и величины усилий на штурвале будут также большими.

Самолет Ил-76Т обладает достаточно хорошей продольной устойчивостью по скорости до числа $M = 0,77$. Начиная с $M = 0,8$ потребные отклонения руля высоты и продольные усилия на штурвале по скорости полета незначительно уменьшаются.

Демпфирующие моменты. Устойчивость самолета и характер его возмущенного движения в значительной степени зависят от величины демпфирующих моментов, которые возникают в процессе вращения самолета вокруг центра масс. В обеспечении продольной устойчивости и управляемости важное значение имеют продольные демпфирующие моменты, которые возникают при вращении самолета вокруг оси OZ. Суммарный демпфирующий момент создается горизонтальным оперением, фюзеляжем и крылом (наибольший — горизонтальным оперением).

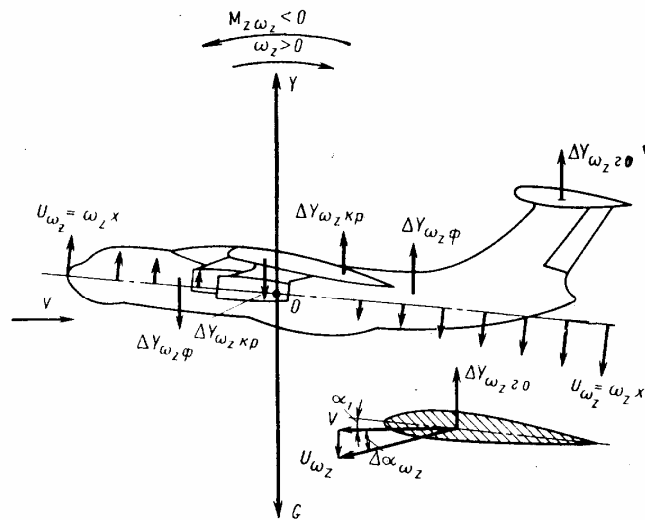


Рис. 63. Демпфирующие (пикирующие) моменты тангажа, возникающие в процессе кабрирования самолета ($\omega_z > 0$)

Рассмотрим процесс возникновения продольных демпфирующих моментов на примере работы горизонтального оперения (рис. 63). Допустим, что в установившемся горизонтальном полете появилось вращение самолета в сторону кабрирования с угловой скоростью ω_z . Вследствие этого горизонтальное оперение приобретает вращательную скорость, вектор которой направлен вниз и равен $U_{\omega z} = \omega_z x_{г\text{о}}$ ($x_{г\text{о}}$ - расстояние от центра масс самолета до центра давления горизонтального оперения). Вектор вращательной скорости $U_{\omega z}$, суммируясь с вектором истинной скорости вызывает положительный прирост угла

атаки $\Delta\alpha_{\omega_z} > 0$ и подъемной силы $\Delta Y_{\omega_z} > 0$. Эта сила направлена вверх и на плече x_{r_0} создает демпфирующий пикирующий момент $\Delta Y_{\omega_z} \cdot x_{r_0}$, препятствующий кабрированию самолета. Из определения следует, что при большей угловой скорости прирост подъемной силы и ее демпфирующего момента будет большим. Величина демпфирующего момента также зависит от величины плеча x_{r_0} . При отсутствии углового вращения самолета демпфирующие силы и их моменты равны нулю.

Аналогично можно объяснить и возникновение демпфирующих моментов крыла и фюзеляжа, только величина их при той же угловой скорости значительно меньше.

При полете на высоте с той же приборной скоростью, что и у земли величина, истинной скорости больше, прирост угла атаки и подъемной силы при той же угловой скорости меньше, в связи с чем будут меньшими и демпфирующие моменты.

Следовательно, динамическая устойчивость самолета на высоте меньше, чем у земли.

Направление демпфирующих сил $\Delta Y_{\omega_z r_0}$; $\Delta Y_{\omega_z \phi}$; $\Delta Y_{\omega_z \kappa p}$ и их моментов $M_{z\omega_z}$ при кабрировании (увеличении α) показаны на рис. 63.

Как видно из рисунка, демпфирующие моменты направлены в сторону, противоположную вращению самолета, а это значит, что они препятствуют его вращению вокруг оси OZ. Так как нарушенное продольное равновесие самолет обычно восстанавливает, совершая колебания вокруг оси OZ, то демпфирующие моменты, направленные в противоположную сторону вращения, способствуют затуханию этих колебаний, т. е. динамическая устойчивость самолета улучшается.

Для уяснения значения демпфирующих и восстанавливающих моментов, а также для большего понимания устойчивости, рассмотрим несколько упрощенно продольное возмущенное движение устойчивого самолета.

Допустим, что в полете под действием внешних сил (восходящего потока) самолет начал кабрировать. В процессе кабрирования угол атаки самолета

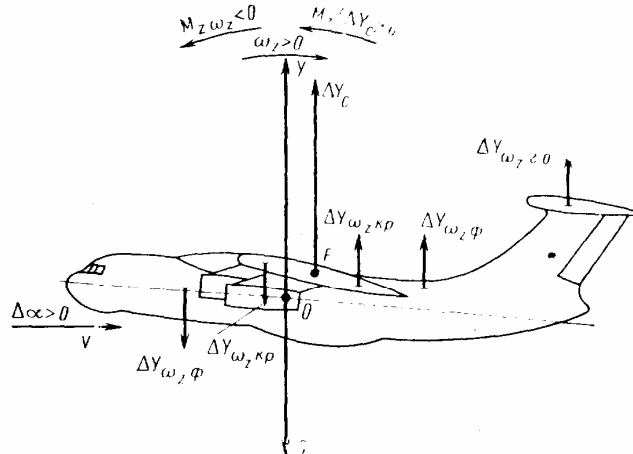


Рис. 64. Восстанавливающие $M_z(\Delta Y_c)$ и демпфирующие $M_{z\omega_z}$ моменты тангажа, возникающие в процессе кабрирования самолета ($\omega_z > 0$)

увеличивается, а скорость сравнительно медленно уменьшается.

Если самолет статически устойчив по перегрузке и скорости (рис. 64), то при всяком увеличении угла атаки на $\Delta\alpha > 0$ он создает восстанавливающий пикирующий момент $M_z(\Delta Y_c) < 0$, так как возникает положительный прирост подъемной силы $\Delta Y_c > 0$, который приложен в фокусе самолета. Наряду с этим самолет, приобретая угловую скорость вращения ω_z в сторону увеличения угла атаки, создаст демпфирующий момент $M_{z_{\omega z}} < 0$ вследствие вращательного движения горизонтального оперения, крыла и фюзеляжа. Этот момент также направлен в сторону, противоположную вращению самолета.

Под действием восстанавливающего и демпфирующего моментов самолет в процессе увеличения угла атаки постепенно уменьшает угловую скорость вращения ω_z . В определенный момент вращение самолета прекращается, угловая скорость ω_z и демпфирующий момент $M_{z_{\omega z}}$ становится равным нулю, а восстанавливающий пикирующий момент достигает максимального значения. С этого положения самолет под действием восстанавливающего (пикирующего) момента $M_z = \Delta Y_c(x_m - x_F)$ начинает уменьшать угол атаки. При этом падает подъемная сила и растет скорость полета.

Восстанавливающий момент самолета уменьшается и на заданном угле атаки становится равным нулю. Кроме того, в процессе уменьшения угла атаки к заданному самолету приобретает угловую скорость вращения ω_z и создает демпфирующий момент. Этот момент направлен в сторону, противоположную вращению.

Вследствие наличия демпфирующего момента и уменьшения восстанавливающего момента самолет по мере возврата к заданному углу атаки уменьшает угловую скорость вращения ω_z . Если к моменту возвращения самолета на заданный угол атаки скорость полета и угловая скорость станут равными нулю, то демпфирующий момент тоже станет равным нулю. Самолет зафиксирует заданные углы атаки и скорость полета. Обычно самолет возвращается к заданному продольному равновесию, совершая затухающие колебания, которые называют короткопериодическими.

9.4. Продольная управляемость

Продольная управляемость—это способность самолета изменять угол

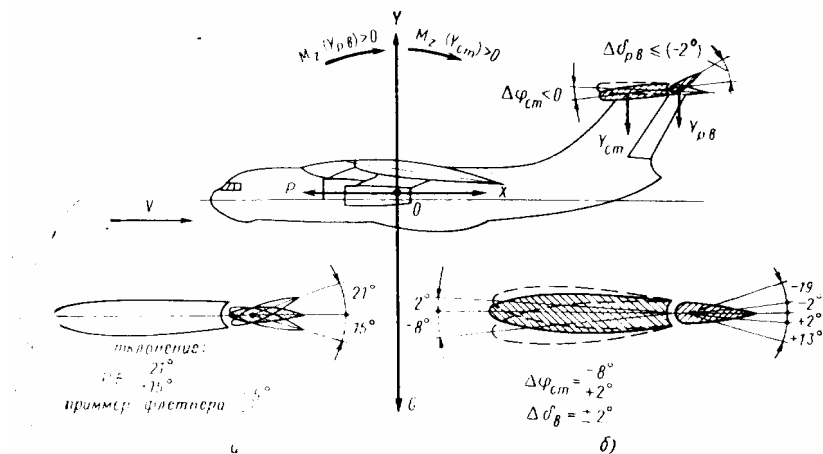


Рис. 65. Продольная управляемость самолета:

а—отклонение руля высоты δ_a ; б—перестановка стабилизатора $\Delta\varphi_{cm}$ с отклонением руля высоты на угол до $\pm 2^\circ$

атаки при отклонении руля высоты (рис. 65).

При отклонении руля высоты (РВ) изменяется величина подъемной силы и момент от горизонтального оперения, под действием которого самолет изменяет угол атаки. Процесс изменения угла атаки при заданном положении руля высоты происходит до тех пор, пока момент крыла не уравновесится моментом горизонтального оперения.

При отклонении руля высоты на устойчивом самолете угол атаки, изменившись на определенную величину, зафиксирован благодаря продольной устойчивости. У неустойчивого самолета угол атаки изменяется до тех пор, пока пилот противоположным отклонением руля высоты не уравновесит продольные моменты. Из этого вытекает, что нормальную продольную управляемость можно получить только на устойчивом самолете.

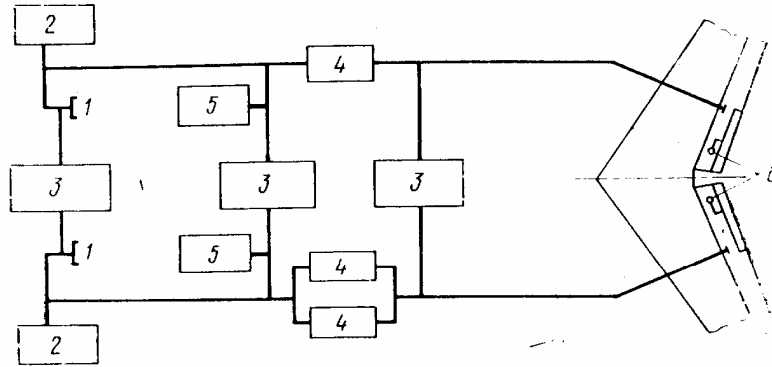


Рис. 66. Схема управления рулем высоты самолета Ил-76Т:

1—штурвалы управления; 2—загрузочные устройства штурвалов; 3—механизмы расщепления проводки; 4—автономные рулевые машины — следящий гидропривод; 5—рулевые машины САУ (системы автоматического управления); 6—механизмы управления триммер флетнерами

Для уяснения работы и особенностей продольного управления самолетом, рассмотрим систему управления рулем высоты, изображенную на рис. 66. Руль высоты состоит из двух отдельных секций, имеющих триммер-флетнер с электромеханизмом управления. Каждая секция РВ с помощью жестких проводок, проложенных по левому и правому борту фюзеляжа, подсоединена соответственно к левому и правому штурвалу управления 1 - 1 рулем высоты. В левой ветви проводки включены параллельно две автономные рулевые машины (АРМ), а в правой—одна АРМ 4. Системы управления правой и левой половиной руля высоты при нормальной работе соединены между собой тремя механизмами расщепления 3. В этом случае система управления РВ является спаренной и отклонения обеих половин РВ может осуществляться как левым, так и правым пилотом.

Наличие трех механизмов расщепления, включенных на различных участках системы, позволяет в случае необходимости (отказ агрегатов системы, повреждение одной из ветвей проводки управления) *рассоединить проводки управления левой и правой секций руля высоты*. Управление в этом случае осуществляется только одной секцией руля высоты одним пилотом от соответствующего штурвала и перестановкой стабилизатора.

При нормально работающей системе управления секции руля высоты от-

клоняются автономными рулевыми машинами (АРМ).

Каждая АРМ представляет собой бустерный автономный следящий гидропривод, работающий по необратимой схеме. Для создания давления рабочей жидкости каждая АРМ имеет электроприводную насосную станцию, прикрепленную к своему гидробаку. Управляющий золотник вместе с силовым цилиндром и системой рычагов образует бустерную часть АРМ. Бустер вместе с насосной станцией и гидробаком образует единый блок АРМ.

Управляющий золотник бустера каждой АРМ при ручном управлении воспринимает продольное движение штурвалов пилотов, а при автоматическом—рулевой машины САУ 5, включенной (по одной) в каждую ветвь проводки управления РВ.

При перемещении управляющего золотника давление жидкости от насосной станции АРМ поступает в силовой цилиндр гидропривода, перемещает его поршень со штоком. Это движение через проводку передается на отклонение руля высоты и перемещение системы обратной связи, обеспечивающей перекрытие каналов циркуляции жидкости в гидроприводе. Благодаря этому каждому положению штурвала управления или рулевой машины САУ соответствует определенное положение руля высоты. Бустер АРМ работает по необратимой схеме и нагрузка на штурвалах от аэродинамических шарнирных моментов секций РВ отсутствует. Для имитации этой нагрузки в каждую ветвь проводки включено по одному пружинному загрузочному устройству 2. Нагрузка на штурвалах в этом случае снимается механизмами триммерного эффекта МЭТ, включенными в загрузочное устройство. Следует иметь в виду, что при продольной балансировке самолета стабилизатором нагрузка на штурвалах незначительная, так как РВ отклоняется до 2° и механизмы триммерного эффекта практически не используются. В системе предусмотрена дополнительная корректировка усилий на штурвале в зависимости от скоростного напора системой автоматического регулирования усилий (АРУ).

Система позволяет осуществлять безбустерное управление рулем высоты в случае полного отказа бустерной системы, причем при отсутствии давления в трех бустерах загрузочные устройства автоматически выключаются, так как нагрузка на штурвалах в этом случае создается шарнирными моментами секций руля высоты. Усилия на штурвалах в этом случае снимаются триммер-флетнерами.

Для характеристики продольной управляемости и устойчивости по скорости пользуются балансировочными графиками. Балансировочные графики, выражающие зависимость угла отклонения руля высоты δ_v и потребных усилий на штурвале P_v от индикаторной скорости полета V , и числа M , т. е.

$$\delta_v=f(V_i); P_v=f(V_i); \delta_v=f(M); P_v=f(M) \text{ при } \varphi_{ст}=0$$

были рассмотрены в разд. 9.3 (см. рис. 59). В этом разделе было отмечено, что продольная балансировка самолета может быть обеспечена отклонением только руля высоты при установке стабилизатора под определенным углом $\varphi_{ст}$ или перестановкой стабилизатора и отклонением руля высоты на угол до $\pm 2^\circ$, при этом остается запас угла отклонения руля высоты не менее 13° вниз и не менее 19° вверх.

Обычно при нормально работающей системе управления продольная балансировка самолета во всех режимах полета обеспечивается перестановкой стабилизатора, а необходимый маневр по перегрузке—отклонением руля высоты.

Наклон графиков δ_v и $P_v=f(V_i)$, а также δ_v и $P_v=f(M)$ — нормальный, что

свидетельствует о достаточной устойчивости самолета по скорости.

Система продольной устойчивости и управляемости транспортного самолета должна соответствовать следующим основным требованиям НГЛС-2:

1) максимальные усилия на штурвальной колонке $P_{\text{в max}}$ при пилотировании самолета в соответствии с РЛЭ должны быть по абсолютной величине не более 35 кгс, при этом величина сил трения в системе не более 4 кгс.

2) расход потребных отклонений колонки штурвала $\Delta x_{\text{в}}$ для создания единицы перегрузки $\Delta n_y=1$ (градиент отклонения штурвальной колонки по перегрузке) должен быть не менее 50 мм и прямым (на себя), т. е.

$$x_B^{n_y} = \frac{dx_B}{dn_y} \approx \frac{\Delta x_B}{\Delta n_y} = |50| \text{ мм};$$

3) расход потребных усилий на колонке штурвала $\Delta P_{\text{в}}$ для создания единицы перегрузки $\Delta n_y=1$ (градиент продольных усилий на штурвальной колонке по перегрузке) должен быть по абсолютной величине не менее 10 кгс и прямым, т. е.:

$$P_B^{n_y} = \frac{dP_B}{dn_y} \approx \frac{\Delta P_B}{\Delta n_y} \geq |10| \text{ кгс};$$

4) усилия на штурвальной колонке, потребные для вывода самолета на максимальную эксплуатационную перегрузку $n_{y \text{ max}}^3$ и для вывода на предельно допустимый угол атаки $\alpha_{\text{доп}}$ ($C_{y \text{ доп}}$) при балансировке триммером в крейсерском режиме должны быть прямыми и по абсолютной величине не менее 25—30 кгс.

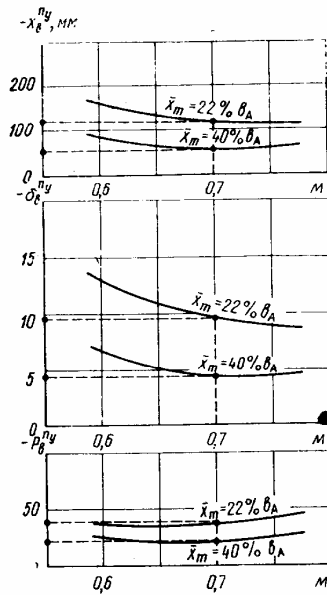


Рис. 67. Зависимость x_b^{ny} , δ_b^{ny} и P_b^{ny} от числа M при различной центровке (механизация крыла убрана, $G = 130\,000$ кгс, $H = 10\,000$ м)

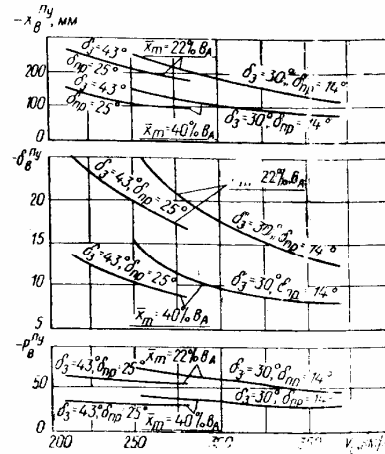


Рис. 68. Зависимость x_b^{ny} , δ_b^{ny} и P_b^{ny} от индикаторной скорости (V_i) при различной центровке и различном сочетании углов выпуска закрылков и предкрылков

На рис. 67 изображены графики зависимости градиента отклонения штурвальной колонки по перегрузке $x_b^{ny} = \Delta x_b / \Delta n_y$, градиента отклонения руля высоты по перегрузке $\delta_b^{ny} = \Delta \delta_b / \Delta n_y$ и градиента продольных усилий на штурвальной колонке по перегрузке $P_b^{ny} = \Delta P_b / \Delta n_y$ от числа M при полетной конфигурации (механизация крыла и шасси убраны) самолета *Ил-76Т* на высоте 10000 м, с полетным весом 130 т, при центровках 22% b_a и 40% b_a .

На рис. 68 изображены графики зависимости градиентов x_b^{ny} , δ_b^{ny} , P_b^{ny} от индикаторной скорости V_i при выпущенных закрылках на 30° и предкрылках на 14°, а также при $\delta_3 = 43^\circ$ и $\delta_{np} = 25^\circ$, при центровках 22% b_a и 40% b_a на высоте $H_{MCA} = 0$, с полетным весом самолета 130 т.

Из графиков рис. 67 можно сделать вывод, что для создания единичной перегрузки ($\Delta n_y = 1$) при числе $M = 0,7$ и центровке 40% b_a потребный ход штурвальной колонки Δx_b «на себя» составляет около 55 мм ($\Delta x_b = -55$ мм), угол отклонения руля высоты вверх около 4° ($\Delta \delta_b = -4^\circ$), а потребное усилие на штурвале не менее 20 кг ($\Delta P_b = -20$ кг).

Такие величины $\Delta x_b = x_b^{ny=1}$, $\Delta \delta_b = \delta_b^{ny=1}$, $\Delta P_b = P_b^{ny=1}$ при предельно задней центровке 40% b_a свидетельствуют о хорошей продольной устойчивости самолета по перегрузке и нормальной продольной управляемости.

При центровке 22% b_a на числе $M = 0,7$: $x_b^{ny} = -120$ мм, $\delta_b^{ny} = -9,5^\circ$, а $P_b^{ny} = -35$ кг. Значительное увеличение по абсолютной величине всех градиентов при этой центровке (близкой к минимальной 20% b_a) свидетельствует о значительно лучшей продольной устойчивости самолета чем при $x_c = 40\%$ b_a , но вполне

достаточной управляемости, так как при нормальном управлении самолетом потребный Δn_y не превышает величины $\pm 0,3$. При таком изменении перегрузки градиенты \dot{x}_b^{ny} , $\dot{\delta}_b^{ny}$ и P_b^{ny} будут уменьшены более чем в 3 раза.

Из графиков рис. 68 можно аналогично определить величину градиентов \dot{x}_b^{ny} , $\dot{\delta}_b^{ny}$ и P_b^{ny} при выпущенной механизации крыла во взлетное положение ($\delta_z=30^\circ$, $\delta_{пр}=14^\circ$) и взлетно-посадочное ($\delta_z=43^\circ$, $\delta_{пр}=25^\circ$) на различных индикаторных скоростях ($V_i \approx V_{np}$), соответствующих этапам взлета и захода на посадку.

Из графиков (см. рис. 68) видно, что при взлетно-посадочном положении механизации крыла, абсолютная величина, всех градиентов больше, чем при убранной механизации (см. рис. 67), особенно при передней центровке самолета—22% b_a . Это объясняется прежде всего уменьшением эффективности руля высоты вследствие небольших скоростей полета V_i .

Учитывая, что для удержания самолета на траектории взлета, и захода на посадку, включая и снижение по глиссаде, потребное изменение перегрузки Δn_y составляет величину не более $\pm 0,3$, то расход руля высоты, хода штурвальной колонки и продольных усилий будет значительно меньшим (уменьшится более чем в 3 раза).

Для характеристики продольной динамической устойчивости и управляемости самолета в процессе лабораторных и летных испытаний определяется время срабатывания (выхода) t_b и относительный заброс нормальной (вертикальной) перегрузки $\Delta n_{y \text{ заб}}$.

Время срабатывания t_b —это время, в течение которого при ступенчатом (резком) отклонении руля высоты в первый раз достигается значение установившегося прироста нормальной перегрузки ($\Delta n_{y \text{ уст}}$).

Относительный заброс нормальной (вертикальной) перегрузки $\Delta n_{y \text{ заб}}$ выражается отношением заброса нормальной перегрузки после резкой дачи (отклонения) руля высоты ($\Delta n_{y \text{ заб}}$) к установившемуся приращению нормальной перегрузки после дачи руля высоты ($\Delta n_{y \text{ уст}}$), т. е.

$$\Delta n_{y \text{ заб}} = \Delta n_{y \text{ заб}} / \Delta n_{y \text{ уст}}$$

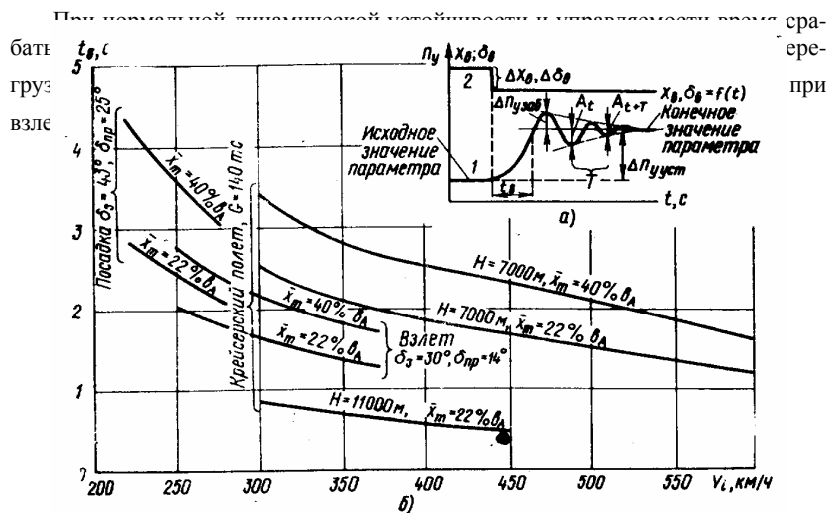


Рис. 69. Зависимость t_b от индикаторной скорости при различной высоте полета и различном сочетании углов выпуска закрылков и предкрылков

На рис. 69, а схематично показан переходный процесс изменения нормальной перегрузки n_y по времени на величину $\Delta n_{y \text{ уст}}$ (кривая 1) при ступенчатом отклонении руля высоты (кривая 2) на устойчивом самолете, где T —период колебания самолета в переходном процессе, A_t —амплитуда колебаний самолета в момент времени t , A_{t+T} — амплитуда колебаний в момент времени $t+T$.

На рис. 69, б изображены графики, выражающие зависимость времени срабатывания t_b от индикаторной скорости V_i самолета Ил-76Т при различной центровке и высоте крейсерского полета, а также при взлетном и посадочном

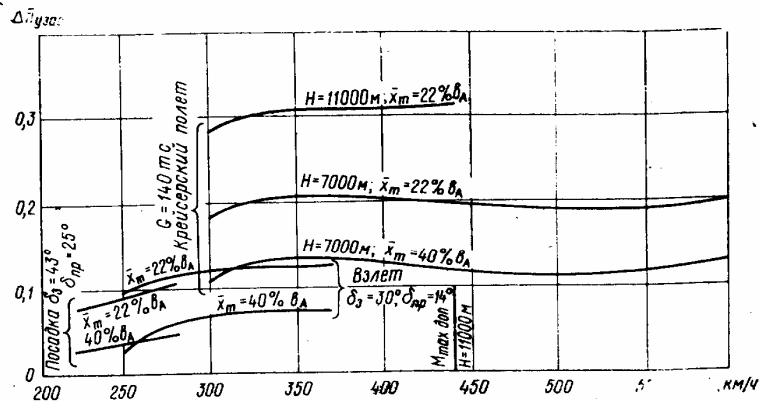


Рис. 70. Зависимость $\Delta n_{y \text{ заб}}$ от индикаторной скорости на различной высоте полета, центровке и различном сочетании углов выпуска закрылков и предкрылков

положении механизации крыла и центровке $x_m=22\% b_a$ и $40\% b_a$.

На рис. 70 представлены графики, выражающие зависимость относительного заброса нормальной перегрузки $\Delta n_{y \text{ заб}}$ от индикаторной скорости самолета Ил-76Т при различной центровке и высоте крейсерского полета, а при взлетном и посадочном положениях механизации крыла при центровке $22\% b_a$ и $40\% b_a$.

Как видно из графиков (см. рис. 70) относительный заброс нормальных перегрузок $\Delta n_{y \text{ заб}}$ не превышает 0,3 в крейсерском полете, а при посадке и взлете—0,12. Время срабатывания t_b (см. рис. 69,б) в режиме захода на посадку при средних центровках не превышает 3,5 с, а в крейсерском полете и при взлете от 1 до 3 с.

Из анализа балансирующих графиков по скорости и по перегрузке (см. рис. 59, 67 и 68) можно сделать вывод, что самолет Ил-76Т обладает хорошей управляемостью на малых индикаторных скоростях полета при выпущенной механизации крыла и в эксплуатационном диапазоне чисел M при убранной механизации. Градиенты отклонения штурвальной колонки x_b^{ny} , отклонения руля высоты δ_b^{ny} и усилий на штурвальной колонке P_b^{ny} на единицу перегрузки (см. рис. 67 и 68) подобраны так, чтобы:

при больших скоростях полета самолет не был излишне чувствителен (не требовал для изменения перегрузки малых перемещений штурвальной колонки и небольших усилий на ней);

при малых скоростях полета самолет не был тяжелым в управлении не

требовал от пилота больших усилий для выполнения маневра.

Самолет обладает продольной динамической устойчивостью и управляемостью в диапазоне эксплуатационных режимов полета и центровок. Короткопериодические продольные колебания самолета затухают без вмешательства пилота. Характеристики динамической управляемости обеспечивают выполнение маневров на самолете при небольших относительных забросах перегрузок $\Delta n_{y_{заб}}$ (см. рис. 70) и умеренном времени срабатывания t_b (см. рис. 69).

В заключение рассмотрим особенности продольной устойчивости и управляемости при полностью выпущенной механизации крыла ($\delta z=43^\circ$, $\delta_{пр}=25^\circ$). На рис. 71 изображены графики зависимости коэффициента C_y от угла α (кривая 1), скоса потока в области горизонтального оперения ϵ от угла α (кривая 2); угла атаки горизонтального оперения $\alpha_{го}$ от угла атаки крыла α при различных углах установки стабилизатора (кривая 3) и $C_{y_{го}}=f(\alpha)$ (кривая 4).

Из графиков видно, что при снижении по глиссаде на расчетной скорости равной $1,3 V_c$ C_y крыла равен $1,7 \dots 1,8$ при $\alpha=3 \dots 4^\circ$; угол атаки горизонтального оперения с учетом скоса потока $\epsilon=-7,5^\circ$ при $\varphi_{ст}=-7^\circ$ равен минус 13° а $C_{y_{го}}$ при $\delta v=0$ равен минус 1. Для удержания самолета на глиссаде потребный диапазон изменения перегрузки от единичной составляет $\pm 0,25$.

В случае увеличения перегрузки на $0,25$ угол атаки самолета увеличивается до 9° , скос потока в области горизонтального оперения—до минус 9° , угол атаки горизонтального оперения при $\varphi_{ст}=-7^\circ$ уменьшается по абсолютной величине до минус $10,5^\circ$, а $C_{y_{го}}=-0,8$. Крыло и горизонтальное оперение обтекаются нормально, продольная устойчивость и управляемость остаются нормальными.

При уменьшении перегрузки на $0,25$: α крыла= $0,8 \dots 1,0^\circ$, $\epsilon=-6^\circ$; $\alpha_{го}=-10^\circ$ при $\varphi_{ст}=-7^\circ$, $C_{y_{го}}=-1,15$. В этом случае на нижней поверхности профиля крыла начинается срыв потока, сопровождающийся слабой тряской, которая усиливается при дальнейшем уменьшении угла атаки крыла

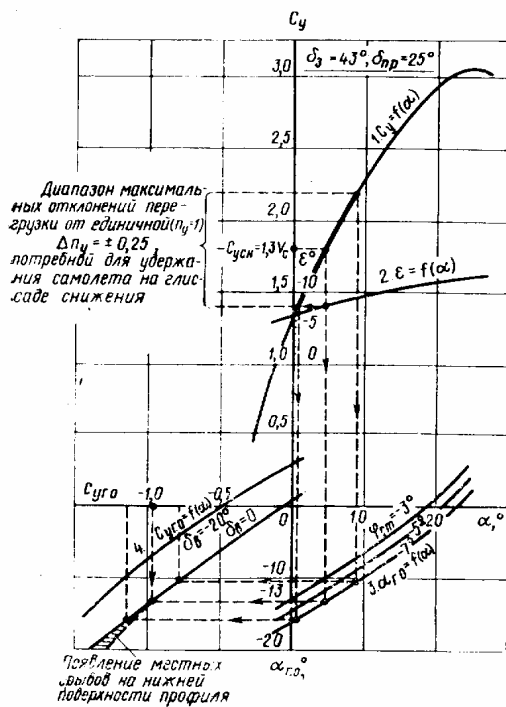


Рис. 71. Графики зависимости:
 1— $C_y = f(\alpha)$; 2— $\epsilon = f(\alpha)$; 3— $\alpha_{го} = f(\alpha)$; 4— $C_{y_{го}} = f(\alpha)$
 при различных углах $\varphi_{ст}$ ($\delta z=43^\circ$ и $\delta_{пр}=25^\circ$)

до нуля и меньше [см. рис. 71 заштрихованную зону на кривых $C_{y_{т0}}=(\alpha)$]. Появление срыва потока на $\alpha \leq 0^\circ$ и усиление тряски создает опасную ситуацию, не гарантирующую нормальную продольную устойчивость и управляемость. Поэтому при выполнении предпосадочного маневра, обеспечивающего удержание самолета на глиссаде, вывод крыла на отрицательные углы атаки (α крыла < 0) НЕ ДОПУСКАЕТСЯ.

В случае появления тряски самолета вследствие срыва потока с нижней поверхности профиля крыла при $\alpha < 0^\circ$ следует угол атаки самолета несколько увеличить, уменьшить скорость снижения до расчетной, равной $1,3 V_c$.

Расчетными условиями для определения потребной эффективности продольного управления являются условия балансировки самолета, при заходе на посадку и при выполнении посадки. Исходя из этого максимальный угол отклонения стабилизатора на кабрирование установлен минус 7° , при котором в процессе снижения и посадки самолета с предельно передней центровкой остается необходимый запас руля высоты на кабрирование. Отклонение гасителей подъемной силы в тормозном режиме вызывает кабрирование самолета, которое легко устраняется отклонением штурвала от себя.

9.5. Боковое равновесие, устойчивость и управляемость

Боковое равновесие—такое состояние самолета, при котором сумма сил, действующих на самолет, и сумма их моментов относительно продольной и нормальной осей равны нулю.

Рассмотрим условия, обеспечивающие боковое равновесие. Пусть самолет совершает равномерный прямолинейный горизонтальный полет на определенном угле атаки и скорости. Силы, действующие на самолет в этом случае, показаны на рис. 72.

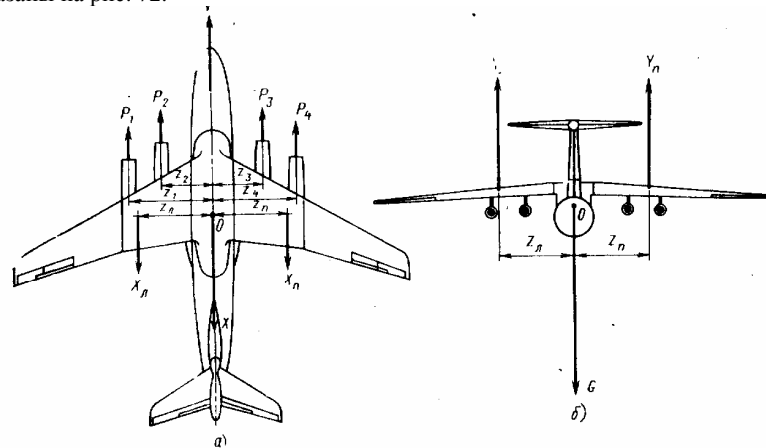


Рис. 72. Боковое равновесие самолета:
а—путевое; б—поперечное

Для обеспечения поперечного равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось OY и сумма, их моментов относительно оси OX равнялась

нулю (см. рис. 72,б):

$$\sum Y = Y_{\text{л}} + Y_{\text{п}} - G = 0; \sum M_x = Y_{\text{л}} \cdot z_{\text{л}} - Y_{\text{п}} \cdot z_{\text{п}}$$

Для обеспечения путевого равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось OX и сумма их моментов относительно OY равнялась нулю (см. рис. 72,а) :

$$\sum X = P_1 + P_2 + P_3 + P_4 - X = 0$$

$$\sum M_y = P_4 \cdot z_4 + P_3 \cdot z_3 - P_2 \cdot z_2 - P_1 \cdot z_1 = 0$$

Если обеспечены условия поперечного и путевого равновесия, то самолет находится в состоянии бокового равновесия.

Боковая устойчивость—это способность самолета сохранять и восстанавливать заданное боковое равновесие в полете.

Для обеспечения боковой устойчивости необходимо обеспечить поперечную и путевую устойчивость и достигнуть определенного соотношения между ними. Поперечную и путевую статическую устойчивость определяют соответственно моменты крена M_x и моменты рыскания M_y , возникающие при наличии угла крена γ или угла скольжения β . Если при появлении угла крена и скольжения возникают моменты M_x и M_y , которые стремятся восстановить заданное боковое (поперечное и путевое) равновесие, то самолет будет статически устойчивым в боковом отношении.

Рассмотрим возникновение восстанавливающих моментов крена самолета M_x при появлении угла крена γ .

Допустим, что в полете появился правый крен самолета (рис. 73, б). Под действием равнодействующей Z (сумма подъемной силы Y и веса самолета G) возникает ускорение самолета в сторону опущенного крыла. Вследствие этого появляется боковая скорость V_z , которая, складываясь со скоростью полета V_x (см. рис. 73,а), вызывает скольжение самолета в сторону крена (на правое полукрыло).

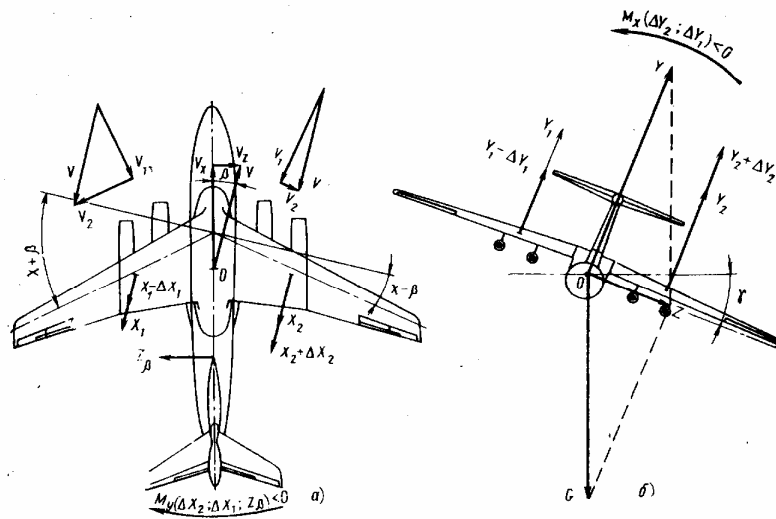


Рис. 73. Боковая устойчивость самолета:

а—восстанавливающие моменты рыскания M_y ; б—восстанавливающие моменты

Самолет Ил-76Т имеет стреловидность крыла 25° и поперечное ψ равное -3° . При наличии стреловидного крыла, скорость набегающего потока V раскладывается, на две составляющие: V_2 , направленную параллельно линии фокусов крыла, и V_1 , направленную перпендикулярно этой линии. При появлении угла крена и скольжения, допустим, на правое полукрыло (см. рис. 73,а) его эффективная стреловидность уменьшается, а левого—увеличивается. Вследствие этого эффективная скорость потока V_1 и подъемная сила правого полукрыла $Y_2 + \Delta Y_2$ будет значительно больше, чем у левого $Y_1 - \Delta Y_1$. Кроме того, при наличии скольжения левое полукрыло несколько затеняется фюзеляжем, а значит, его подъемная сила дополнительно уменьшается. В результате разности подъемных сил возникает большой восстанавливающий момент M_x , стремящийся вывести самолет из правого крена. Аналогичная разность подъемных сил возникает и на половинах горизонтального оперения (на рис. 73,б не показано), увеличивающая восстанавливающий момент M_x .

Таким образом, стреловидное крыло значительно увеличивает поперечную устойчивость самолета по сравнению с прямым крылом.

Для улучшения поперечной устойчивости самолетов с прямым крылом необходимо придавать крылу положительное поперечное ψ , прямая стреловидность дает такую большую поперечную устойчивость, что для ее уменьшения приходится придавать ему отрицательное поперечное ψ , равное минус 3° .

При наличии, отрицательного ψ в процессе скольжения самолета углы атаки левого и правого полукрыльев различные. Так, при скольжении на правое полукрыло угол атаки левого больший. Такая разность углов атаки уменьшает разность подъемных сил левого и правого полукрыльев, а значит, уменьшает и восстанавливающий момент M_x . Это благоприятно сказывается на боковой устойчивости самолета (поперечной и путевой вместе взятых).

Для оценки поперечной статической устойчивости самолета по углу скольжения пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффи-

циента крена самолета m_x от угла скольжения β , т. е. $m_x=f(\beta)$.

Коэффициент момента крена самолета вычисляется по формуле

$$m_x = Mx/(l \cdot S \cdot \rho V^2/2)$$

где Mx —момент крена самолета, который определяется опытным путем при

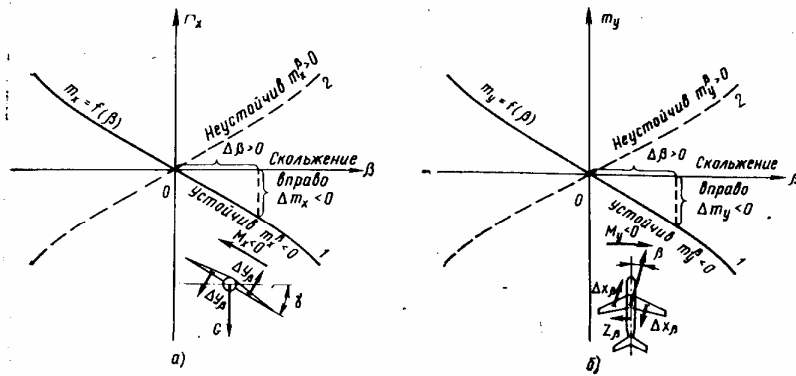


Рис. 74. Характеристики боковой устойчивости самолета:

а—график зависимости коэффициента m_x от угла β ; б—графики зависимости коэффициента m_y от угла β

различных углах скольжения самолета β ; 1—размах крыла.

Изменение коэффициента m_x по углу скольжения β для статически устойчивого в поперечном отношении самолета показано на рис. 74,а (кривая 1). Имея графики зависимости коэффициента m_x по углу скольжения β , можно дать характеристику статической устойчивости самолета.

Наклон кривой $m_x=f(\beta)$ характеризует *степень поперечной статической устойчивости* самолета m_x^β , которая выражается отношением прироста коэффициента момента крена самолета Δm_x , к приросту скольжения $\Delta \beta$, т. е. $m_x^\beta = \Delta m_x / \Delta \beta = (m_{x2} - m_{x1}) / (\beta_2 - \beta_1)$. Из определения следует, что степень поперечной устойчивости m_x^β характеризует величину изменения коэффициента момента крена m_x , приходящуюся на один градус изменения угла скольжения самолета β .

Если самолет статически устойчив, то степень поперечной статической устойчивости отрицательна ($m_x^\beta < 0$). Действительно, при скольжении на правое полукрыло устойчивый самолет создает момент, выводящий его из крена ($M_x > 0$). Это значит, что при $\beta_2 > \beta_1$, $\Delta m_x = (m_{x2} - m_{x1}) < 0$ и при $\Delta \beta = (\beta_2 - \beta_1) > 0$, тогда $m_x^\beta = \Delta m_x / \Delta \beta = (m_{x2} - m_{x1}) / (\beta_2 - \beta_1) < 0$.

Рассмотрим возникновение восстанавливающих моментов рыскания самолета M_y при появлении угла скольжения β на правое полукрыло.

Как было сказано, при появлении крена на правое полукрыло возникает скольжение самолета на это полукрыло (см. рис. 73,б).

При скольжении эффективная стреловидность правого полукрыла уменьшается, а составляющая скорости потока V_1 и сила лобового сопротивления его увеличивается на величину $\Delta X_2 > 0$. И наоборот, эффективная стреловидность левого полукрыла увеличивается, а составляющая скорости потока V_1 и

сила лобового сопротивления его уменьшается на $\Delta X_1 < 0$.

Вследствие разности лобовых сопротивлений правого и левого полукрыльев возникает момент рыскания M_y , стремящийся уменьшить угол скольжения. Кроме того, при скольжении самолета на правое полукрыло вертикальное оперение и фюзеляж создают боковую силу Z_β , момент которой относительно оси ОУ также стремится уменьшить угол скольжения.

Таким образом, при появлении скольжения самолета восстанавливающий момент рыскания M_y возникает вследствие разности лобовых сопротивлений левого и правого полукрыльев, а также вследствие момента боковой силы фюзеляжа и вертикального оперения Z_β .

Для оценки путевой статической устойчивости самолета по углу скольжения β пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффициента момента рыскания самолета m_y от угла скольжения β , т. е.

$$m_y = f(\beta)$$

Коэффициент момента рыскания самолета вычисляется по формуле $m_y = M_y / (l \cdot S \cdot \rho V^2 / 2)$, где M_y — момент рыскания самолета. Он определяется путем при различных углах скольжения β .

Изменение коэффициента m_y по углу скольжения β для статически устойчивого самолета в путевом отношении показано на рис. 74,б (кривая 1).

Имея графики зависимости $m_y = f(\beta)$ можно дать характеристику путевой статической устойчивости самолета.

Наклон кривой $m_y = f(\beta)$ характеризует *степень путевой статической устойчивости* самолета m_y^β , которая выражается отношением прироста коэффициента путевого момента самолета Δm_y к приросту угла скольжения $\Delta \beta$, т. е.

$$m_y^\beta = \Delta m_y / \Delta \beta = \frac{m_{y2} - m_{y1}}{\beta_1 - \beta_2}$$

Как видно из определения, коэффициент m_y^β выражает величину изменения коэффициента m_y , приходящуюся на один градус изменения угла, скольжения β .

Если степень путевой статической устойчивости отрицательная $m_y^\beta = \Delta m_y / \Delta \beta < 0$, то самолет статически устойчив в путевом отношении. Действительно, при появлении скольжения, например, на правое полукрыло ($\Delta \beta > 0$) у устойчивого самолета возникает момент рыскания M_y , стремящийся уменьшить угол скольжения. Этот момент отрицательный, так как он стремится повернуть самолет относительно оси ОУ вправо. Следовательно, $\Delta m_y < 0$ и коэффициент $m_y^\beta = \Delta m_y / \Delta \beta < 0$, т. е. отрицательный.

Таким образом, необходимым условием путевой устойчивости самолета является наличие отрицательной степени путевой устойчивости $m_y^\beta < 0$.

Величина восстанавливающих моментов рыскания M_y , так же как восстанавливающих моментов крена M_x , пропорциональна углу скольжения β , площади крыла S и скоростному напору (приборной скорости). Это значит, что при полете на одной и той же приборной скорости восстанавливающие моменты крена M_x и рыскания M_y с изменением высоты не изменяются.

Боковая устойчивость самолета и характер его возмущенного движения в значительной степени зависят от величины *поперечных и путевых демпфирующих моментов*, которые возникают в процессе вращения самолета относительно осей ОХ и ОУ. Поперечные и путевые демпфирующие моменты создают крыло, фюзеляж, горизонтальное и вертикальное оперение, причем наи-

большой поперечный демпфирующий момент создает крыло, а путевой — вертикальное оперение.

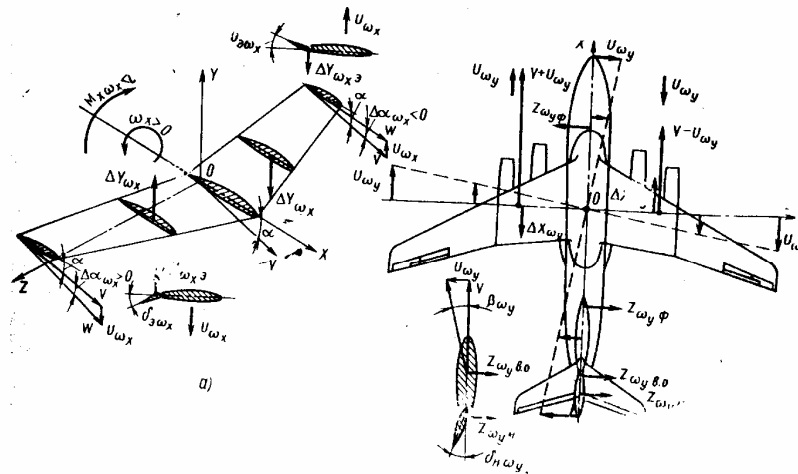


Рис. 75. Демпфирующие моменты крена (а) и рыскания (б)

Рассмотрим природу возникновения демпфирующего момента крена крыла $M_{x_{\omega_x}}$. Пусть в установившемся горизонтальном полете по какой-то причине появилось вращение самолета относительно оси с угловой скоростью ω_x . Вследствие этого каждое сечение крыла приобретает окружную скорость $U_{\omega_x} = \omega_x \cdot z$ (z — расстояние от центра масс до выбранного сечения крыла). Скорость полета V , складываясь с окружной скоростью U_{ω_x} , в каждом сечении крыла вызывает изменение его угла атаки, причем угол атаки опускающегося полукрыла увеличивается, а поднимающегося уменьшается (рис. 75,а). Если начальный угол атаки был значительно меньше $\alpha_{кр}$, то при таком его изменении подъемная сила опускающегося полукрыла увеличивается, а поднимающегося уменьшается. В результате разности подъемных сил возникает поперечный демпфирующий момент крыла, препятствующий вращению самолета. Аналогично возникают поперечные демпфирующие моменты горизонтального и вертикального оперения.

Демпфирующие моменты рыскания (путевые) $M_{y_{\omega_y}}$ вертикального оперения и фюзеляжа (см. рис. 75,б) возникают аналогично продольным демпфирующим моментам горизонтального оперения и фюзеляжа. Путевые демпфирующие моменты препятствуют вращению самолета относительно оси OY . Демпфирующий момент рыскания крыла возникает вследствие разности скоростей обтекания левой и правой его половины. Так, полукрыло, выступающее вперед, увеличивает истинную скорость обтекания на величину окружной скорости U_{ω_y} в каждом сечении, а отстающее уменьшает ее на такую же величину. Различные скорости обтекания вызывают изменения величины лобовых сопротивлений половин крыла, вследствие чего возникает демпфирующий момент рыскания крыла $M_{y_{\omega_y}}$.

Демпфирующие моменты крена и рыскания при $\alpha < \alpha_{кр}$ всегда направлены в сторону, противоположную вращению самолета относительно осей OX и OY .

Такое направление демпфирующих моментов вызывает гашение боковых колебаний в процессе возмущенного движения самолета, а значит, ускоряет процесс восстановления бокового равновесия.

Боковая управляемость—это способность самолета поворачиваться вокруг продольной и вертикальной осей при отклонении элеронов и руля направления. Боковую управляемость также можно представить в виде поперечной и путевой.

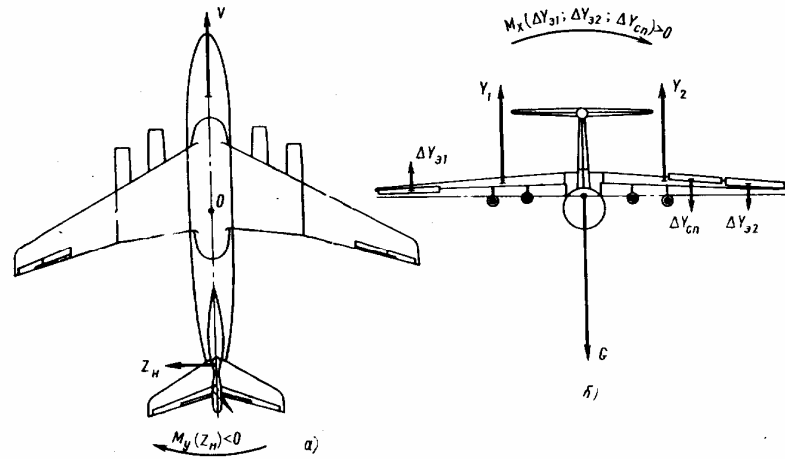


Рис. 76. Боковая управляемость самолета:
а—путевая; б—поперечная

Поперечная управляемость — это способность самолета изменять углы крена при отклонении элеронов. *Путевой управляемостью* называется способность самолета изменять углы скольжения при отклонении руля направления. Для придания самолету вращения относительно какой-либо оси необходимо нарушить балансировку моментов сил относительно этой оси. Вследствие этого появляется избыточный момент, под действием которого самолет приобретает угловое ускорение относительно оси.

Рассмотрим возникновение *моментов крена* при отклонении элеронов.

Пусть самолет находится в состоянии поперечного равновесия. При отклонении штурвала, например, вправо *правый элерон и гаситель подъемной силы* поднимаются, подъемная сила этого полукрыла уменьшается на величину $\Delta Y_{э2} + \Delta Y_{сп}$. Левый элерон опускается, подъемная сила левого полукрыла увеличивается на величину $\Delta Y_{э1}$ (рис. 76, б). Вследствие такого изменения величины подъемных сил возникает поперечный (кренящий) момент, под действием которого самолет кренится на правое полукрыло.

Величина кренящих моментов M_x у самолета Ил-76Т определяется углом отклонения элеронов и поднимающегося гасителя подъемной силы ($\delta_{э}$, $\delta_{сп}$), скоростью полета (числом M), углом атаки и плотностью воздуха: при больших углах отклонения элеронов и гасителей подъемной силы на большой скорости полета, при малых углах атаки и большей плотности воздуха величина кренящих моментов большая.

С поднятием на высоту вследствие уменьшения плотности воздуха величина кренящих моментов, вызванных отклонением элеронов и гасителей подъемной силы уменьшается.

На больших углах атаки, особенно у самолетов со стреловидным крылом, эффект элеронов уменьшается вследствие срыва потока, который начинается в концевой части крыла.

Следовательно, при выполнении полетов на больших высотах с малыми приборными скоростями (на больших углах α) эффект элеронов несколько понижен. Об этом необходимо помнить особенно при полете в неспокойном воздухе, где приходится устранять крены, возникающие вследствие порывов ветра. Рассмотрим *путевую управляемость* самолета.

При отклонении руля направления возникает боковая сила вертикального оперения Z_n , которая относительно нормальной оси OY создает момент рыскания $M_y = Z_n \cdot X_{во}$, под действием которого самолет вращается в сторону отклоненного руля, создавая угол скольжения β на противоположное полукрыло (см. рис. 76,а).

Величина момента рыскания боковой силы вертикального оперения зависит от угла отклонения направления δ_n , скорости полета и плотности воздуха. При большем угле отклонения руля направления, большей скорости полета и плотности воздуха разворачивающий момент вертикального оперения увеличивается и самолет с большей угловой скоростью вращается вокруг нормальной оси, создавая или устраняя угол скольжения. Равновесие самолета при новом угле скольжения обеспечивается благодаря путевой устойчивости самолета.

С поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается и эффект руля направления уменьшается. При полете на больших углах атаки путевая управляемость несколько уменьшается.

9.6. Особенности боковой устойчивости и управляемости самолета Ил-76Т

Боковая устойчивость и управляемость самолета в прямолинейном полете обеспечивает сохранение и восстановление равновесия этого режима полета. В разд. 9.5 было установлено, что при возникновении крена возникает скольжение самолета на опущенное полукрыло, а при появлении скольжения возникает крен на противоположное полукрыло.

Таким образом, при нарушении поперечного равновесия самолета нарушается и путевое, а при нарушении путевого равновесия нарушается и поперечное. Поэтому, поперечные и путевые возмущенные движения самолета необходимо рассматривать совместно, как боковые движения.

Характер бокового возмущенного движения будет определяться поперечной и путевой устойчивостью самолета. Самолет будет устойчив в боковом отношении только тогда, когда он устойчив в поперечном и путевом отношении и, кроме того, если между этими видами устойчивости существует определенное соответствие. При наличии такого соответствия между поперечной и путевой устойчивостью самолет при выходе из крена одновременно устраняет и скольжение. Если между поперечной и путевой устойчивостью такого соответствия не существует, то самолет будет неустойчив в боковом отношении. Так, при излишней путевой устойчивости самолет имеет спиральную неустойчивость, т. е. при появлении крена он входит в спираль. При излишней поперечной устойчивости появляется *боковая раскачка* самолета.

Рассмотрим боковое возмущенное движение самолета со стреловидным крылом на малых углах атаки при наличии боковой устойчивости. Допустим, что в полете появился правый крен (см. рис. 73). Равнодействующая подъем-

ной силы и веса самолета Z вызывает скольжение самолета в сторону крена. При этом подъемная сила правого полукрыла увеличивается, а левого—уменьшается. Вследствие разности подъемных сил возникает восстанавливающий момент крена M_x , под действием которого самолет выходит из крена.

Одновременно с этим в результате скольжения сила лобового сопротивления правого полукрыла увеличивается, а левого—уменьшается. Кроме того, вертикальное оперение и фюзеляж создают боковую силу Z_β . В результате разности лобовых сопротивлений левого и правого полукрыльев, а также боковой силы Z_β возникает восстанавливающий момент рыскания M_y , под действием которого самолет уменьшает угол скольжения.

Следовательно, под действием *восстанавливающего момента крена M_x* самолет уменьшает угол крена, а под действием *восстанавливающего момента рыскания M_y* уменьшает угол скольжения. При этом, по мере уменьшения угла крена и скольжения поперечный и путевой восстанавливающие моменты уменьшаются.

Вследствие наличия угловой скорости вращения вокруг продольной оси OX и нормальной— OY возникают *демпфирующие поперечные и путевые моменты*, которые тормозят вращение самолета, как в процессе нарушения, так и в процессе восстановления бокового равновесия.

Уменьшение восстанавливающих моментов по мере уменьшения углов крена и скольжения самолета и наличие демпфирующих моментов обеспечивает уменьшение угловых скоростей вращения относительно осей OX и OY и восстановления заданного бокового равновесия.

Если между поперечной и путевой устойчивостью существует определенное соответствие (правильное сочетание), то к моменту выхода из крена самолет не будет иметь скольжения, а значит, боковое равновесие самолета (поперечное и путевое) восстановится. Такое соответствие между поперечной и путевой устойчивостью у самолета Ил-76Т существует на основном диапазоне летных углов атаки, но на больших углах атаки это соответствие нарушается.

Изменение путевой и поперечной устойчивости приводит к тому, что при восстановлении бокового равновесия самолет быстро выходит из крена, но медленно уменьшает угол скольжения. Так, например, к моменту выхода из левого крена самолет еще имеет скольжение на левое полукрыло, а это значит, что подъемная сила левого полукрыла остается дольше подъемной силы правого, и самолет начинает крениться на правое полукрыло. С увеличением угла крена появляется скольжение на правое полукрыло. Вследствие восстанавливающих и демпфирующих моментов крена увеличение угла крена прекращается, а вследствие восстанавливающих и демпфирующих моментов рыскания прекращается увеличение угла скольжения. Самолет под действием восстанавливающих боковых моментов начинает выходить из правого крена, уменьшая угол скольжения. Но опять к моменту выхода из крена самолет еще имеет скольжение на правое полукрыло, а значит, подъемная сила правого полукрыла будет больше подъемной силы левого, и самолет вновь начинает крениться на левое полукрыло и т. д.

Такой характер бокового движения (боковой неустойчивости) самолета на больших углах атаки получил название *боковой раскачки* самолета. Для предупреждения боковой раскачки необходимо обеспечить соответствие между поперечной и путевой устойчивостью путем повышения путевой устойчивости или некоторого снижения поперечной.

Ранее отмечалось, что на самолете Ил-76Т крыло имеет обратное поперечное $\psi = -3^\circ$, которое несколько уменьшает поперечную устойчивость. Благодаря этому самолет медленней выходит из крена, одновременно уменьшая угол скольжения. Но и при наличии обратного ψ на больших углах атаки полное соответствие между поперечной и путевой устойчивостью не достигается, а это значит, что самолет на этих углах может иметь боковую раскачку.

Для предупреждения боковой раскачки в полете не следует допускать выхода самолета на большие углы атаки, а также скольжение в процессе разворотов. Если в полете появилась боковая раскачка, то необходимо уменьшить угол атаки самолета.

Кроме того, для более быстрого устранения боковой раскачки в процессе выхода самолета из крена и скольжения необходимо отклонением элеронов замедлять быстрый выход самолета из крена, а рулем направления ускорять выход со скольжением. Для этого в процессе выхода самолета из крена следует несколько отклонять штурвал управления элеронами и перемещать педаль управления рулем направления в сторону крена. При таком отклонении элеронов несколько уменьшается поперечный восстанавливающий момент, а отклонением руля направления несколько увеличиваются путевые восстанавливающие моменты. Поэтому к моменту выхода из крена самолет не будет иметь скольжения, а значит, боковое равновесие восстановится.

Боковая раскачка самолета Ил-76Т может иметь место при неработающих каналах демпфирования по крену и курсу системы САУ.

При работающих демпферах крена γ и рыскания ψ , включенных в системы управления элеронами и рулем направления, возникают *дополнительные демпфирующие моменты крена* в результате отклонения элеронов по сигналу датчика угловой скорости ω_x и *моменты рыскания* вследствие отклонения руля направления по сигналу датчика угловой скорости ω_y . Благодаря этому создаются моменты элеронов и руля направления, направленные против вращения самолета относительно осей OX и OY , а колебания самолета практически не возникают или имеют малую амплитуду с большой степенью затухания $m_{зат}$.

Кинематические системы управления с включенными каналами демпфирования по крену и курсу показаны на рис. 77.

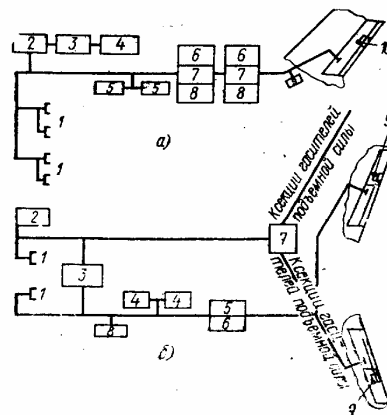


Рис. 77. Схема управления рулем направления (а) и элеронами с гасителями подъемной силы (б) самолета Ил-76Т

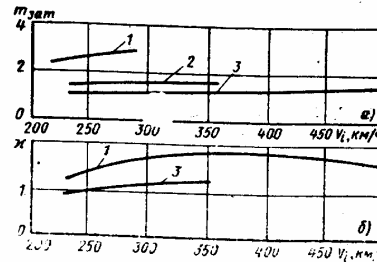
а—схема управления рулем направления: 1—педаль управления РН; 2—механизм отстрела загрузочного устройства; 3—загрузочное устройство педалей; 4—механизм ограничения углов отклонения РН; 5—двойные рулевые машины САУ; 6—демпфер рыскания; 7—автономные рулевые машины (АРМ); 8—механизмы отстрела АРМ от проводки; 9—пружинный догрузатель; 10—механизм управления триммером;
б—схема управления элеронами с гасителями подъемной силы: 1—штурвалы управления; 2—загрузочное устройство штурвалов; 3—механизм расцепления проводки; 4—двойная рулевая машина САУ; 5—демпфер крена; 6—автономная рулевая машина; 7—смесительный механизм управления гасителями подъемной силы в элеронном и тормозном режимах; 8—ограничитель углов отклонения элеронов; 9—механизмы управления триммерами элеронов

Динамика бокового движения самолета характеризуется *степенью затухания* боковых колебаний $m_{зат}$, величина которой показывает уменьшение амплитуды колебаний A_t за один период, т. е. $m_{зат} = A_t/A_{t+T}$ (см. рис. 69,а) и отношением максимальных значений угловых скоростей крена ω_x и рыскания ω_y , т. е. $\chi = \omega_x/\omega_y$.

На рис. 78 изображены графики зависимости $m_{зат}$ и χ самолета Ил-76Т ($G=130$ т, $H=3000-4000$ м, $x_t=30\%$ b_A) от индикаторной скорости V_i при включенных и выключенных демпферах крена γ и рыскания ψ . Из графиков видно, что при включенных демпферах крена γ и рыскания ψ на скоростях до 300 км/ч ИН $m_{зат}$ достигает 3 при $\chi=1,5...1,7$, т. е. за один период амплитуда колебаний уменьшается в 3 раза при условии, что максимальное значение угловой скорости выхода из крена ω_x в 1,5...1,7 больше чем ω_y выхода со скольжения. На скоростях более 300 км/ч ИН переходной процесс восстановления бокового равновесия аperiodический, т. е. самолет восстанавливает боковое равновесие (устраняет угол крена γ и угол скольжения β), не совершая колебаний.

Рис. 78. Характеристики боковой устойчивости при выключенных и включенных демпферах крена γ и рыскания ψ ($G=130$ 000 кгс, $H=3000$ и 4000 м, $x_t=30\%$ b_A):

а—зависимость $m_{зат}=f(V_i)$ бокового короткопериодического колебания; б—зависимость $\chi=f(V_i)$:
1—демпыеры γ и ψ включены; 2—демпыер γ включен; 3—демпыеры γ и ψ выключены



При выключенных демпферах γ и ψ на малых скоростях $m_{зат}$ только незначительно больше единицы (на $V=250$ км/ч ИН $m_{зат} \approx 1,13$), но с увеличением скорости $m_{зат}$ несолько возрастает ($V=500$ км/ч ИН $m_{зат} = 1,37$). Это означает, что при выключенных демпферах γ и ψ колебания затухают медленно, особенно на малых скоростях. Учитывая это, при полете с неработающими демпферами все эволюции самолета следует выполнять плавно и строго координированно, не превышая приборной скорости 500 км/ч.

Боковая управляемость самолета характеризуется величиной коэффициента момента крена m_x при отклонении элеронов и коэффициенту момента рыскания m_y при отклонении руля направления.

Графики зависимости коэффициента момента крена m_x от угла атаки α при различном отклонении штурвала элеронов и коэффициента момента рыскания m_y от угла скольжения при различном положении руля направления δ_n изображены на рис. 79. Известно, что управление самолетом по крену обеспечивается совместным отклонением элеронов и гасителей подъемной силы. Как видно из графиков, при полностью выпущенной механизации крыла (см. рис. 79,б) коэффициент момента крена m_x при отклонении штурвала на определенный ход x_z ($0,5 x_{z, \max}$, $x_{z, \max}$) остается практически постоянным вплоть до критических углов атаки. При убранной механизации (см. рис. 79,а) m_x несолько меньше, но остается достаточным для обеспечения нормальной управляемости самолета по крену. Расчетным условием для определения необходимой эффективности руля направления являются условия обеспечения балансировки самолета в случае продолженного взлета с одним неработающим критическим

двигателем, а также посадки с боковым ветром. Как видно из графиков (см. рис. 79) эффективность руля направления практически сохраняется постоянной во всем диапазоне его отклонения, как при взлетно-посадочной, так и в крейсерской конфигурации самолета.

С целью уменьшения нагрузок на вертикальное оперение при выполнении крейсерского полета на больших скоростях допустимый угол отклонения руля направления равен 9° . Для обеспечения этого в системе управления РН установлено дополнительное грузочное устройство (см. рис. 77, а поз. 4).

При больших числах M у самолетов со стреловидным крылом наблюдается обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

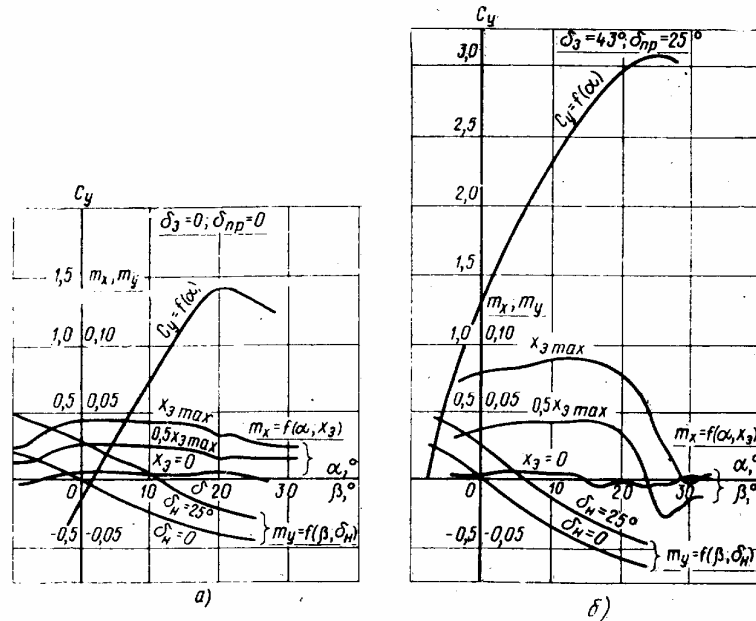


Рис. 79. Характеристики боковой управляемости самолета (зависимость коэффициентов момента крена m_x от угла атаки α при различном отклонении элеронов x_3 ($m_x = f(\alpha, x_3)$), и коэффициента момента рыскания m_y от угла скольжения β при различном отклонении руля направления δ_n ($m_y = f(\beta, \delta_n)$):

а—при убранных закрылках и предкрылках, б— $\delta_3 = 43^\circ$ и $\delta_{np} = 25^\circ$

Рассмотрим поведение самолета со стреловидным крылом при отклонении руля направления на малых и больших числах M (близких к $M_{кр}$).

При отклонении руля направления, например вправо, вертикальное оперение создает боковую силу Z_n , направленную влево. Под действием момента этой силы относительно нормальной оси самолет разворачивается в сторону отклоненного руля (вправо), создавая угол скольжения β на левое полукрыло (рис. 80). Тогда угол эффективной стреловидности левого полукрыла уменьшается, а правого—увеличивается.

В результате этого эффективная составляющая скорость V_1 левого полукрыла и его подъемная сила увеличиваются, а правого — уменьшаются. Вследствие разности подъемных сил возникает кренящий момент самолета на

правое полукрыло (рис. 80, поз. 1).

Таким образом, при отклонении руля направления на малых числах M самолет вследствие скольжения кренится на то полукрыло, куда отклоняется руль.

Такую реакцию на отклонение руля направления самолет будет иметь, если он устойчив в поперечном отношении, т. е. при скольжении на левое полукрыло самолет кренится на правое и наоборот. Это движение называют *прямой реакцией* самолета по крену на отклонение руля направления.

При числах $M=0,79 \dots 0,8$ происходит уменьшение прямой реакции на отклонение руля направления. При полете на числах $M \geq 0,82$ (рис. 80,б) наблюдается *обратная реакция* самолета по крену на отклонение руля направления.

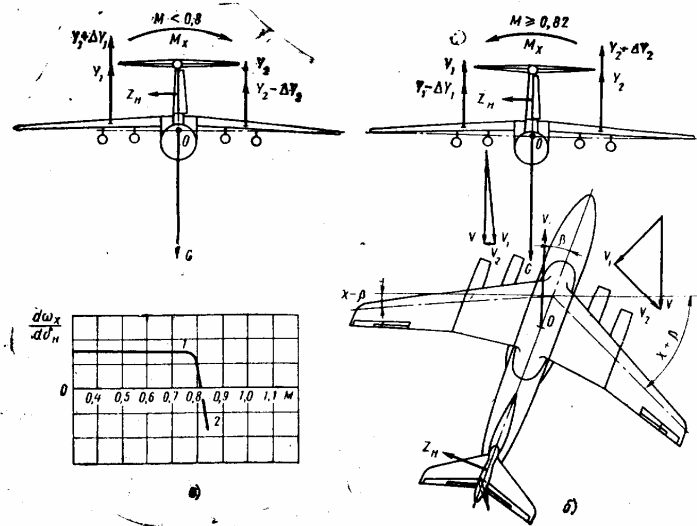


Рис. 80. Прямая (а) и обратная (б) реакция самолета по крену на отклонение руля направления

Если в полете на числах M , близких к критическому, отклонить руль направления вправо, то в этом случае точно также, как и при малых числах M появится скольжение на левое полукрыло. Эффективная стреловидность и $M_{кр}$ левого полукрыла уменьшатся, правого—увеличатся. Так как полет происходит на числах M , близких к $M_{кр}$, то левое полукрыло при определенном угле скольжения может сказаться на числе M , большем $M_{кр}$. На этом полукрыле возникнут сверхзвуковые зоны и скачки давления, в результате которых его подъемная сила резко уменьшится. Увеличение эффективной стреловидности правого полукрыла вызовет увеличение его $M_{кр}$. Поэтому правое полукрыло будет работать на докритических числах M и скачков давления не будет. Уменьшение подъемной силы и левого полукрыла вызовет накренивание самолета влево.

Таким образом, при отклонении *руля направления вправо* самолет кренится *на левое полукрыло* и, наоборот. Это и есть обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

Глава 10. Полет при несимметричной тяге

Отказ одного или двух двигателей на одной половине крыла ухудшает аэродинамические и летные характеристики самолета. Наличие несимметричной тяги усложняет обеспечение балансировки самолета, особенно в боковом отношении, и требует внимания и напряжения пилота в полете. Особенно усложняется управление самолетом в момент отказа двигателя, при выполнении разворотов и при уходе на второй круг. Для обеспечения безопасности полета при отказе одного или двух двигателей необходимо достаточно хорошо знать особенности такого полета и летные характеристики самолета

10.1. Поведение самолета при отказе одного или двух двигателей, расположенных на одной половине крыла

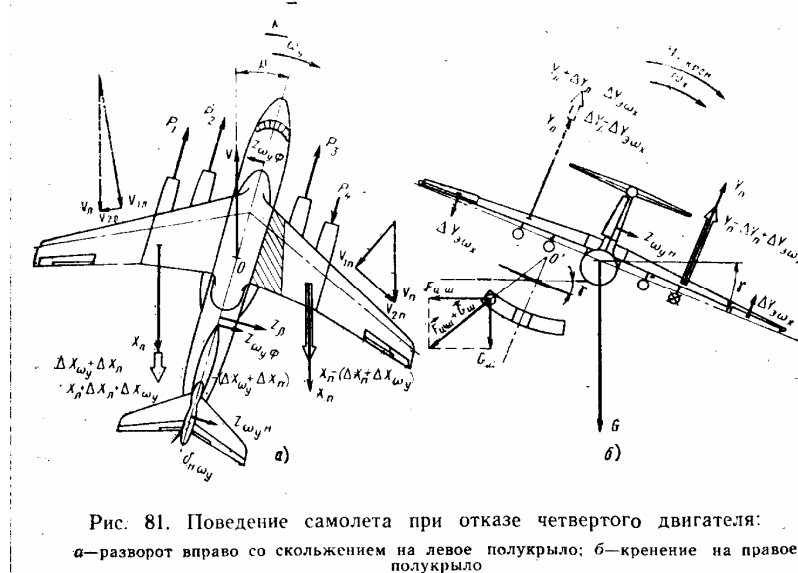


Рис. 81. Поведение самолета при отказе четвертого двигателя:

а—разворот вправо со скольжением на левое полукрыло; б—крене на правое полукрыло

1. При отказе одного двигателя в полете (рис. 81, показан отказ четвертого двигателя) самолет разворачивается вокруг нормальной оси OY в сторону отказавшего двигателя (вправо). Разворот происходит под действием момента тяги первого двигателя и небольшого момента силы сопротивления (отрицательной тяги) отказавшего четвертого двигателя

$$M_{у\text{разв}} = P_1 \cdot z_1 + P_4 z_4$$

Вследствие инертности самолет стремится сохранить направление полета, в результате чего возникает скольжение на левое полукрыло с работающими двигателями. В процессе увеличения угла скольжения возникают восстанавливающие и демпфирующие моменты (включая моменты рулей, которые отклоняются автономными рулевыми машинами (АРМ) по сигналам датчиков угловых скоростей ω_x и ω_y системы демпфирования по γ и ψ), препятствующие развороту, но они значительно меньше $M_{у\text{разв}}$. Следовательно, самолет продолжает разворот в сторону отказавшего двигателя, увеличивая угол скольжения β на противоположное полукрыло.

2. Практически одновременно с разворотом самолет начинает крениться на полукрыло с отказавшим двигателем под действием момента разности подъемных сил левой и правой половин крыла:

$$M_{x_{\text{крэн}}} = (Y_{\text{л}} + \Delta Y_{\text{л}}) \cdot z_{\text{л}} - (Y_{\text{п}} - \Delta Y_{\text{п}}) \cdot z_{\text{п}}$$

Разность подъемных сил возникает вследствие скольжения стреловидного крыла в сторону работающего двигателя и «затенение» фюзеляжем части крыла с отказавшим двигателем. Эффективная скорость полукрыла V_1 , на которое происходит скольжение (левого) значительно больше, чем у противоположного (правого) полукрыла; в процессе разворота полукрыло с работающим двигателем имеет также большую истинную скорость, а значит, и создает большую подъемную силу, чем полукрыло с отказавшим двигателем.

3. В процессе разворота и накренения самолет опускает нос в сторону крыла с отказавшим двигателем.

4. Самолет уменьшает скорость полета, так как располагаемая тяга силовой установки уменьшается, а сила лобового сопротивления самолета увеличивается из-за появления скольжения самолета.

Следует иметь в виду, что процесс нарушения равновесия самолета определяется прежде всего величиной $M_{y_{\text{разв}}}$. Так, при отказе двигателя на взлетном режиме тяга $P_{1\text{max}}$ и разворачивающий момент будут наибольшими.

Особую опасность представляет собой отказ двух двигателей на одной половине крыла. В этом случае самолет более энергично и с большими угловыми скоростями ω_y и ω_x разворачивается и кренится в сторону отказавших двигателей, более интенсивно уменьшается скорость полета с одновременным увеличением углов атаки. При запоздалом и неэнергичном вмешательстве пилота такой процесс может привести к боковому срыву самолета.

Основным признаком отказа одного двигателя на какой-либо половине крыла является стремление самолета к энергичному развороту и созданию угла крена в сторону отказавшего двигателя с постепенным уменьшением скорости полета.

10.2. Действия экипажа для восстановления равновесия (балансировки) самолета

Для восстановления равновесия самолета необходимо обеспечить продольную и боковую балансировку самолета, для чего отклоняют руль направления и штурвал управления элеронами в сторону работающего двигателя так, чтобы самолет продолжал прямолинейный полет почти без крена, допуская крен 2.-3° в сторону работающих двигателей. Не допускать потери скорости меньше минимально допустимой для данного элемента полета. При отказе двигателя в наборе высоты следует уменьшить угол набора высоты. Отказавший двигатель выключить.

Особенно опасным является отказ двигателя в процессе разворота с той стороны, куда происходит разворот, так как в этом случае пилоту значительно труднее по поведению самолета определить отказ. Поэтому следует немедленно вывести самолет из разворота и восстановить равновесие.

Продольное равновесие (балансировка) при отказе двигателя нарушается незначительно и самолет сравнительно легко балансируется в продольном отношении небольшим отклонением руля высоты.

В зависимости от величины разворачивающего момента и скорости полета отклонением руля направления и элеронов можно обеспечить следующие виды балансировки самолета.

1. Полет без скольжения (рис. 82). Для осуществления горизонтального полета без скольжения необходимо отклонить руль направления в сторону

работающего двигателя так, чтобы возникшая при этом боковая сила вертикального оперения Z_n имела момент относительно центра масс самолета, равный по абсолютной величине и противоположный по знаку разворачивающему моменту несимметричной тяги, т. е.

$$Z_n \cdot x_H = P_1 \cdot z_1 + P_4 \cdot z_4$$

При этом же условии набор высоты и снижение самолета также происходит без скольжения, только углы отклонения руля направления δ_n и элеронов δ_ϵ будут другими (большими—в наборе, меньшими—при снижении). В случае отказа третьего и четвертого двигателей это условие выражается так:

$$Z_n \cdot x_H = P_1 \cdot z_1 + P_2 \cdot z_2 + P_3 \cdot z_3 + P_4 \cdot z_4$$

Это главнейшее условие полета без скольжения—полета с наименьшим сопротивлением самолета при несимметричной тяге.

Кренящий момент в сторону полукрыла с отказавшим двигателем (отказавшими двигателями), который возникает вследствие боковой силы вертикального оперения $Z_n \cdot y_H$, уравнивается моментом разности подъемных сил, возникающих из-за отклонения элеронов и гасителей подъемной силы

$$M_x(\Delta Y_{\epsilon, \text{сп.л.}}; \Delta Y_{\epsilon, \text{п.п.}}) = Z_n \cdot y_H$$

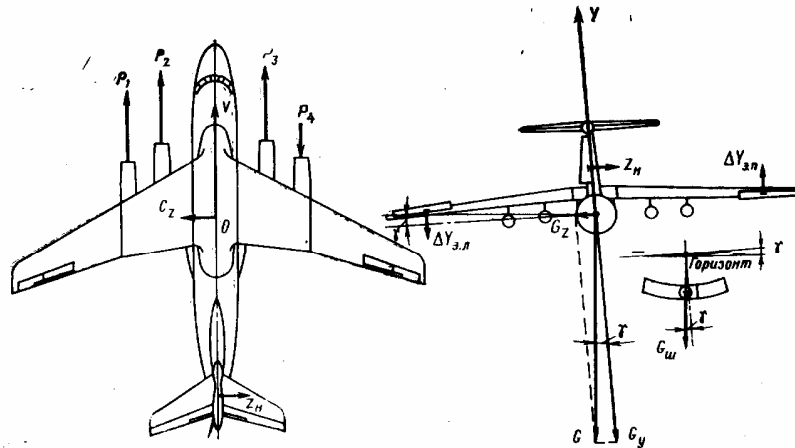


Рис. 82. Полет без скольжения с неработающим четвертым двигателем (крен 2... 3° на полукрыло с работающими двигателями)

Если при равновесии моментов крена выполнять полет без крена, подъемная сила уравнивает вес самолета, тяга работающих двигателей—силу лобового сопротивления самолета, а боковая сила Z_n остается неуравновешенной и вызывает искривление траектории полета (разворот самолета в сторону неработающего двигателя).

Для обеспечения равновесия боковых сил (обеспечения прямолинейности полета) необходимо создать небольшой крен (2... 3°) в сторону работающих двигателей. При этом боковая сила Z_n уравнивается составляющей веса G_z , которая в горизонтальном полете равна $G \cdot \sin \gamma$, а в других видах полета (набор высоты, снижение) — $G \cdot \sin \gamma \cdot \cos \theta$.

Таким образом, боковое равновесие самолета (равновесие сил и моментов) при полете без скольжения достигается только при наличии незначительного крена (2... 3°) на полукрыло с работающим двигателем. При этом следует обра-

тить внимание на то, что боковая сила вертикального оперения и потребный угол крена зависят от разворачивающего момента несимметричной тяги.

При увеличении тяги работающих двигателей разворачивающий момент $M_{у_{разв}}$ возрастает. Для обеспечения бокового равновесия в этих случаях необходимо увеличить момент силы вертикального оперения $Z_n \cdot x_n$ путем дополнительного отклонения руля направления и увеличения силы Z_n . Для уравновешивания большей силы Z_n необходима большая составляющая веса $G_z = G \cdot \sin \gamma$, которую можно получить при большем угле крена.

В горизонтальном полете без скольжения подъемная сила уравновешивает составляющую веса $G_y = G \cdot \cos \gamma$, а тяга $P_1 + P_2 + P_3$ работающих двигателей—силу лобового сопротивления самолета $X + P_4$ (X —сопротивление самолета без скольжения, а P_4 —сопротивление отказавшего двигателя).

При выполнении горизонтального полета по приборам с несимметричной тягой без скольжения указатель авиагоризонта и командного пилотажного прибора КПП показывает величину угла крена, а шарик указателя скольжения под действием веса несколько отклонен в сторону крена (см. рис. 82). При выполнении координированных разворотов (без скольжения) шарик указателя скольжения должен находиться в таком же положении, т. е. несколько отклонен в сторону работающих двигателей.

2. Полет без крена (рис. 83). Если при полете без скольжения дополнительно отклонить руль направления в сторону работающего двигателя, то момент боковой силы вертикального оперения $Z_n \cdot x_n$ окажется больше разворачивающего момента несимметричной тяги $M_{у_{разв}}$. Самолет разворачивается вокруг нормальной оси в сторону работающего двигателя, создавая угол скольжения на полукрыло с отказавшим двигателем.

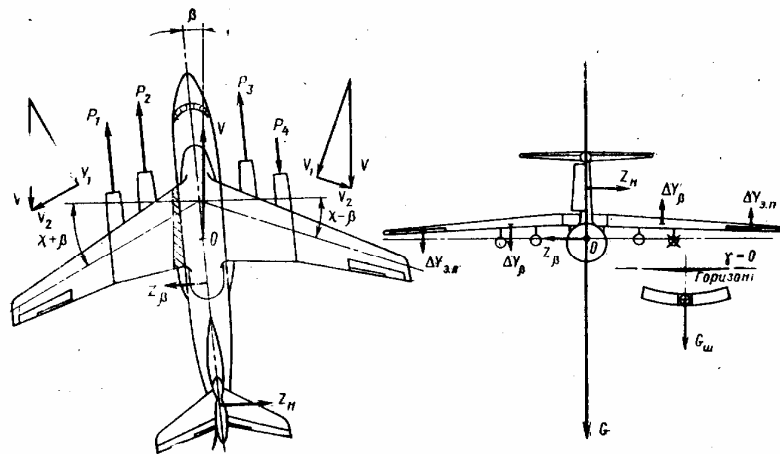


Рис. 83. Полет без крена с неработающим четвертым двигателем (небольшое скольжение на полукрыло с неработающим двигателем)

В результате скольжения возникает боковая сила фюзеляжа и оперения Z_β , которая создает момент $Z_\beta \cdot x_\beta$. При определенном угле скольжения β на полукрыло с отказавшим двигателем наступает боковое равновесие сил и их моментов при полете без крена. В этом случае момент вертикального оперения

$Z_n \cdot x_n$ уравнивает разворачивающий момент несимметричной тяги и момент силы Z_β , т. е. $Z_n \cdot x_n = P_1 \cdot z_1 + P_4 \cdot z_4 + Z_\beta \cdot x_\beta$ (при отказе четвертого двигателя).

В горизонтальном полете без крена подъемная сила Y уравнивает вес самолета G , тяга работающих двигателей $P_1 + P_2 + P_3$ — силу лобового сопротивления самолета $X + P_4 \cdot X_\beta$ (X_β — дополнительное сопротивление самолета, вызванное скольжением), а сила вертикального оперения Z_n уравнивается боковой силой Z_β , возникающей вследствие скольжения самолета на полукрыло с отказавшим двигателем

$$Y = G; P_1 + P_2 + P_3 = X + P_4 + X_\beta; Z_n = Z_\beta$$

Кренящий момент силы Z_n уравнивается моментом сил ΔY_β , возникающих вследствие скольжения самолета на полукрыло с отказавшим двигателем и незначительной добалансировкой элеронами и гасителями подъемной силы.

Таким образом, боковое равновесие самолета без крена достигается при наличии незначительного скольжения на полукрыло с отказавшим двигателем.

При выполнении горизонтального полета по приборам без крена указатель авиагоризонта командного пилотажного привода КПП показывает отсутствие крена, а шарик указателя скольжения находится в центре под действием своего веса.

Если в процессе разворота самолета с несимметричной тягой шарик указателя скольжения находится в центре, разворот происходит со скольжением на полукрыло с отказавшим двигателем независимо от стороны разворота.

3. Полет с креном и скольжением на полукрыло с работающими двигателями (рис. 84). Такой вид полета будет в том случае, когда момент силы отклоненного руля направления $Z_n \cdot x_n$ будет меньше разворачивающего момента несимметричной тяги $M_{уразв}$. Это может иметь место при наличии *большого разворачивающего момента* несимметричной тяги (отказ внешнего двигателя на взлете, при уходе на второй круг, отказ двух двигателей на одной половине крыла и т. п.), а также при *недостаточном отклонении руля направления* пилотом (ошибка в технике пилотирования) или небольшой его эффективности (отказ двигателя на малой скорости).

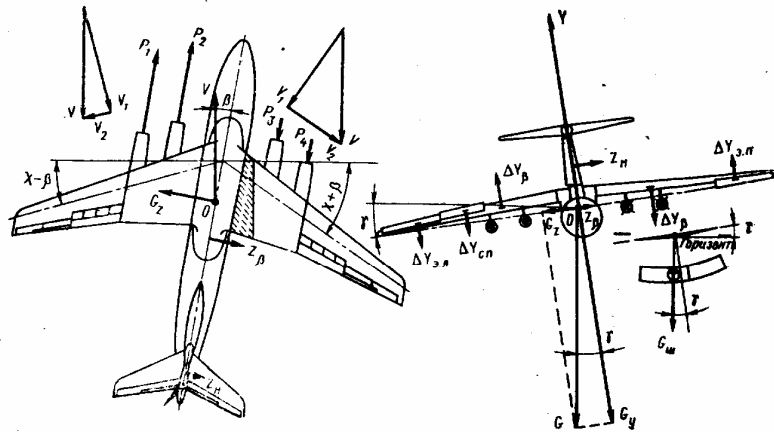


Рис. 84. Полет с креном и скольжением на полукрыло с работающими двигателями (третий и четвертый двигатель не работают)

Во всех случаях, когда момент руля направления $Z_n \cdot x_n$ окажется меньше разворачивающего момента несимметричной тяги $M_{уразв}$, самолет продолжает разворачиваться вокруг оси ОУ в сторону отказавшего двигателя (отказавших двигателей), создавая угол скольжения β на крыло с работающими двигателями. В процессе увеличения угла скольжения возникает боковая сила фюзеляжа и оперения Z_β , которая создает момент $Z_\beta \cdot x_\beta$, противоположный по направлению разворачивающему моменту несимметричной тяги. При определенном угле скольжения β разворачивающий момент несимметричной тяги уравновешивается суммой моментов боковой силы вертикального оперения $Z_n \cdot x_n$ и моментом силы Z_β , возникающей вследствие скольжения $Z_\beta \cdot x_\beta$, т. е.

$$Z_n \cdot x_n + Z_\beta \cdot x_\beta = P_1 \cdot z_1 + P_2 \cdot z_2 + P_3 \cdot z_3 + P_4 \cdot z_4 \text{ (см. рис. 84) .}$$

Для равновесия боковых сил необходимо создать крен на полукрыло с работающими двигателями несколько большим, чем при полете без скольжения. При этом составляющая веса $G_z = G \cdot \sin \gamma$ (горизонтальный полет) или $G_z = G \cdot \sin \gamma \cdot \cos \theta$ (набор высоты или снижение) уравновесит сумму боковых сил $Z_n + Z_\beta$, тяга работающих двигателей $P_1 + P_2$ - силу лобового сопротивления самолета $X + X_\beta + P_3 + P_4$. Кренящий момент на полукрыло с отказавшими двигателями от силы руля направления $Z_n \cdot u_n$ и момента разности подъемных сил, возникающих вследствие скольжения $M_x(\Delta Y_{\beta л}; \Delta Y_{\beta н})$, уравновесится моментом от отклоненных элеронов и гасителей подъемной силы $M_x(\Delta Y_{\beta л}; \Delta Y_{\beta н})$ при отклонении штурвала элеронов в сторону работающих двигателей.

Таким образом, боковое равновесие самолета достигается при наличии *крена и скольжения на полукрыло с работающими двигателями*. Указатель авиагоризонта командного прибора показывает величину крена, а шарик указателя скольжения под действием веса отклонен в сторону крена.

Если момент $Z_n \cdot x_n$ *незначительно меньше разворачивающего* момента несимметричной тяги, то полет происходит с *небольшим скольжением* и сила Z_β возникает небольшая, крен на работающий двигатель незначительно больше чем при полете без скольжения и *полет протекает нормально*.

При *недостаточном отклонении руля направления* балансировка может быть обеспечена только при *больших углах скольжения и крена*, сопротивление значительно увеличивается, *летные характеристики самолета ухудшаются и полет становится опасным*.

При *незначительном отклонении руля направления*, что является *грубейшей ошибкой в технике пилотирования*, самолет продолжает энергично разворачиваться в сторону отказавшего (отказавших) двигателя, угол скольжения и кренящий момент резко увеличиваются. Если при критическом угле скольжения ($\beta_{кр} \approx 15^\circ$) моменты сил Z_n и Z_β не уравновешивают разворачивающего момента несимметричной тяги, то при дальнейшем увеличении угла скольжения Z_n и Z_β даже при увеличении угла отклонения руля направления уменьшаются, что является особенно опасным. **Вследствие увеличения угла скольжения кренящий момент самолета резко увеличивается и момента элеронов с гасителями подъемной силы будет недостаточно для его уравновешивания.** Таким образом, в результате выхода самолета на **закритический угол скольжения** самолет может потерять боковое равновесие и **наступит срыв**. Признаком такого опасного состояния полета является то, что при *полном отклонении штурвала элеронов* самолет продолжает увеличивать крен. Предотвратить срыв самолета в этом случае можно *только полным отклонением руля направления, дросселированием работающего внешнего двигателя с*

отжатием штурвала от себя.

Рассмотрев возможные виды равновесия (балансировка) полета с несимметричной тягой, можно сделать следующий вывод.

1. Полет без скольжения с незначительным креном на полукрыло с работающими двигателями обеспечивает наибольший запас тяги, так как сопротивление самолета минимальное и почти равно сопротивлению в полете с нормально работающими двигателями. *Этот вид равновесия является основным*, им следует пользоваться при отказе двигателя во всех элементах полета и особенно при взлете или наборе высоты, так как запас тяги максимальный.

2. Развороты в полете при одном или двух отказавших двигателях должны выполняться *координированно* (без скольжения) с углом крена до 15° .

Если до ввода в разворот самолет полностью сбалансирован механизмами триммерного эффекта (триммерами) при отсутствии скольжения, техника выполнения и поведение самолета в процессе разворота практически не отличается от обычного разворота при несимметричной тяге с таким же углом крена, так как *усилия на рычагах управления небольшие и прямые*. Радиус разворота в сторону работающих двигателей несколько больше, так как эффективный угол крена самолета в этом случае несколько меньше.

Допустим, что равномерный и прямолинейный полет без скольжения происходит с креном 2° в сторону работающих двигателей. Следовательно, при развороте в сторону работающих двигателей с углом крена 15° эффективный угол крена составляет только 13° , а при развороте в сторону отказавших двигателей с креном 15° эффективный угол крена равен 17° .

Если до ввода в разворот самолет не сбалансирован механизмами триммерного эффекта (триммерами), разворот в сторону работающих двигателей более безопасный. Координированный разворот в сторону отказавших двигателей своеобразен по технике пилотирования. Для ввода в такой разворот необходимо уменьшить усилие в сторону работающих двигателей на штурвале управления элеронами и педалях управления рулем направления. Учитывая особенности человеческого организма при «измерении» уменьшающихся усилий, может быть допущено излишнее их уменьшение, особенно на педалях управления рулем направления. Самолет в таком случае начинает резко разворачиваться в сторону отказавшего двигателя, создавая скольжение на полукрыло с работающим двигателем. Крен самолета резко увеличивается, на что пилот ошибочно реагирует поддержанием крена штурвалом. В этом случае скольжение продолжает нарастать с увеличением угла крена, а возможно, и с уменьшением скорости. Увеличение угла скольжения и крена создает срывную ситуацию в полете, о которой уже говорилось.

Учитывая это, *для обеспечения безопасности полета* при выполнении разворотов с несимметричной тягой необходимо самолет еще в прямолинейном полете *предварительно полностью сбалансировать механизмами триммерного эффекта* (триммерами) при положении без скольжения, а затем координированно ввести в разворот. Если же требуется выполнять небольшие довороты на самолете, *не сбалансированном* триммерами, что может иметь место при отказе двигателя на взлете, заходе на посадку и уходе на второй круг, то следует выполнять их с небольшими кренами, используя для этой цели, в основном, штурвал управления элеронами и гасителями подъемной силы. При небольших углах крена требуется небольшое отклонение руля направления, поэтому, если и не отклонять руль направления, развороты происходят с незначительным скольжением.

Очень опасно при выполнении разворотов даже небольшое уменьшение скорости, так как оно может послужить причиной срыва самолета.

При выполнении координированного разворота с небольшой потерей скорости уменьшается момент боковой силы вертикального оперения. У самолетов развивается скольжение на полукрыло с работающими двигателями, увеличивается сопротивление. При попытке пилота сохранить высоту в процессе разворота происходит дальнейшее уменьшение скорости, увеличение угла скольжения и возможен срыв самолета. Учитывая это, **скорость в процессе разворота следует выдерживать постоянной**, а для большей безопасности — несколько увеличенной.

На рис. 85, 86 и 87 изображены балансировочные кривые, выражающие зависимость углов отклонения элеронов $\delta_э$, руля направления $\delta_н$, а также усилий, прикладываемых к штурвалу управления элеронами $P_э$ и педалям управления рулем направления $P_н$ в зависимости от угла крена γ для обеспечения прямолинейного полета с креном и скольжением при трех работающих двигателях (1-й, 2-й и 3-й двигатель) на номинальном режиме (см. рис. 85), на взлетном (см. рис. 86) и при двух работающих двигателях (1-й и 2-й) на взлетном режиме (см. рис. 87).

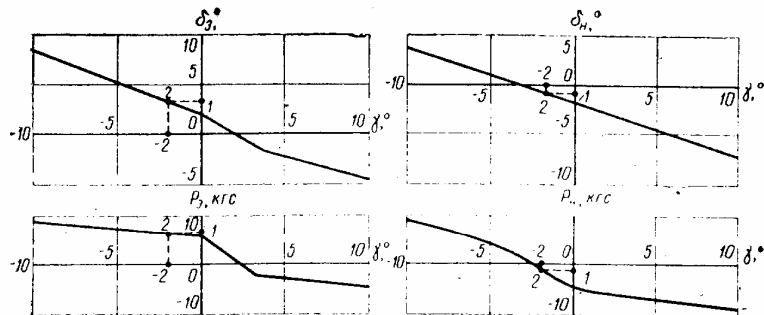


Рис. 85. Балансировочные кривые, выражающие зависимости: $\delta_э$, $P_э$, $\delta_н$ и $P_н$ от угла крена γ в прямолинейном полете с креном и скольжением при трех работающих двигателях на номинальном режиме (четвертый двигатель не работает, $G=121\ 000$ кгс, $H=3300$ м, $V=550$ км/ч ИИ, $\delta_э=0$, $\delta_нр=0$)

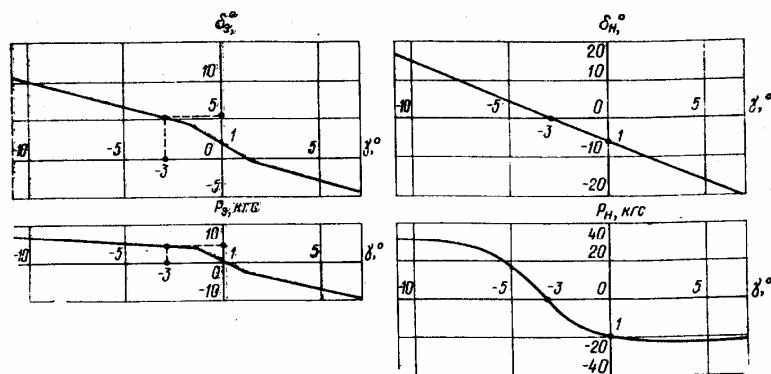


Рис. 86. Балансировочные кривые, выражающие зависимость: $\delta_э$, $P_э$, $\delta_н$ и $P_н$ от угла крена γ в прямолинейном полете с креном и скольжением при трех работающих двигателях на взлетном режиме (четвертый двигатель не работает, $G=124\ 000$ кгс, $H=3200$ м, $V=357$ км/ч ИИ, $\delta_э=30^\circ$, $\delta_нр=14^\circ$)

Для обеспечения боковой балансировки самолета *без крена со скольжением* на полукрыло с неработающим 4-м двигателем необходимо: отклонить штурвал влево с усилием 6 кгс, при этом правый элерон отклонится вниз на 2° , и приложить усилие к левой педали 4,5 кгс для отклонения руля направления влево на угол около 2° (см. рис. 85, точка 1). На рис. 86 и 87 этот вид балансировки отмечен точкой 1.

Для обеспечения балансировки самолета (см. рис. 85, поз. 2) с углом крена 2° на полукрыло с работающими двигателями (*угол скольжения самолета, близкий к нулю*) необходимо усилие на штурвале увеличить до 7...7,5 кгс для отклонения правого элерона вниз на $3...3,5^\circ$, а усилие на левой педали уменьшить до 1,5 кгс при отклонении руля направления влево на 1° . На рис. 86 и 87 (точка 2) показаны усилия балансировки самолета с углом крена 3° на полу-

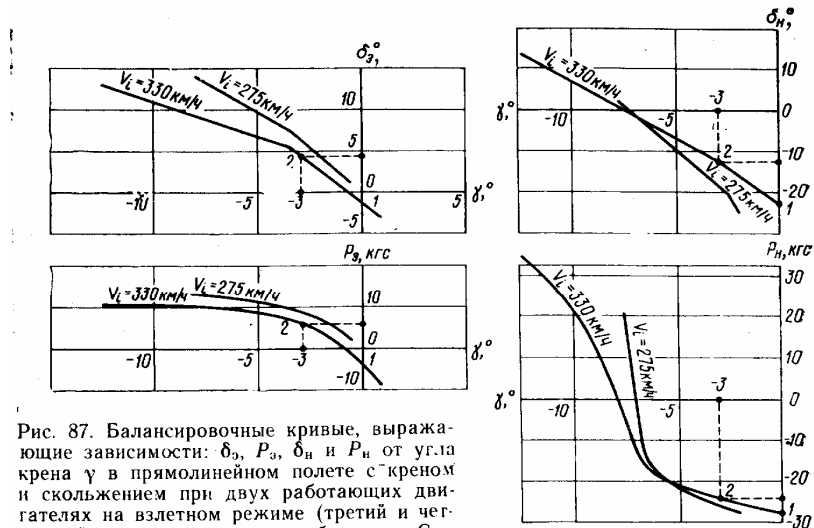


Рис. 87. Балансировочные кривые, выражающие зависимости: δ_a , P_y , δ_n и P_n от угла крена γ в прямолинейном полете с креном и скольжением при двух работающих двигателях на взлетном режиме (третий и четвертый двигатели не работают, $G = 133\,000$ кгс, $H = 3\,000$ м, $V = 330$ и 275 км/ч ИИ, $\delta_a = 30^\circ$, $\delta_{np} = 14^\circ$)

крыло с работающими двигателями.

Из приведенных примеров видно, что при отказе одного четвертого двигателя самолет легко балансируется даже при полете *без крена*. Более благоприятные условия балансировки самолета с углом крена $2...3^\circ$ на полукрыло с работающими двигателями, так как полет происходит практически *без скольжения*. При отказе двух двигателей на одной половине крыла следует обеспечить боковую балансировку самолета с углом крена около 3° на полукрыло с работающими двигателями, так как расход усилий особенно на педалях управления рулем направления сравнительно большой.

Следует обратить внимание, что расход усилий на штурвале управления элеронами и педалях управления рулем направления указаны при условии нахождения механизмов триммерного эффекта в нейтральном положении. Усилия на штурвале и педалях полностью снимаются механизмами триммерного эффекта при бустерном управлении или триммерами при безбустерном

управлении.

10.3. Особенности полета при отказе одного или двух двигателей

1. Отказ одного двигателя при взлете. При отказе одного двигателя на разбеге *до скорости принятия решения* V_1 *включительно* необходимо *взлет прекратить*. При прекращении взлета выдерживается направление движения самолета, все двигатели переводятся на режим малого газа, отклоняется штурвал «от себя», применяются тормоза колес, выпускаются тормозные щитки и гасители подъемной силы на полный угол, включается реверс тяги симметрично работающим двигателям, выключается отказавший двигатель и его генератор.

Направление на пробеге выдерживается отклонением педалей, т. е. рулем направления и управлением колес передней опоры шасси. При прекращении взлета следует учитывать, что в момент отказа двигателя самолет разворачивается в сторону отказавшего двигателя из-за несимметричной тяги. В момент перевода двигателя на малый газ самолет разворачивается в сторону работающих двигателей. Учитывая это, следует своевременно органами управления парировать развороты. При необходимости сокращения длины пробега реверсом тяги следует пользоваться до полной остановки самолета.

При отказе двигателя на разбеге *на скорости большей скорости принятия решения* V_1 *взлет необходимо продолжать*, выдерживая направление движения самолета рулем направления и управлением передних колес. При достижении скорости V_R выключается управление колес передней опоры и непрерывным взятием колонки штурвала «на себя» самолет выводится на взлетный угол атаки и производится отрыв самолета. Следует учитывать, что в момент отделения колес передней опоры самолет стремится развернуться и наклониться в сторону отказавшего двигателя по причине прекращения действия эффекта колес передней опоры и под действием боковой силы вертикального оперения Z_n . Учитывая это, в момент отрыва следует дополнительно дать ногу и штурвал элеронов в сторону работающих двигателей. После отрыва самолет должен продолжать прямолинейный полет без скольжения с углом крена до $2...3^\circ$ в сторону работающих двигателей, увеличивая высоту и скорость. К высоте 10,7 м скорость должна быть не меньше V_2 (см. рис. 25 и 26 и табл. 6 и 7). На высоте не менее 5 м убираются шасси. Начальный набор высоты должен происходить на скорости не меньше V_2 .

При полете без скольжения (с углом крена $2...3^\circ$ на работающий двигатель) на скорости V_2 обеспечивается набор высоты с полным градиентом $\eta_{\text{пн}}=3\%$, но не меньше чистого градиента 2% (см. разд. 4.3).

Уборка механизации крыла и балансировка самолета производится так же, как и при взлете со всеми работающими двигателями (см. разд. 4.2). После уборки механизации крыла и балансировки самолета устанавливается скорость полета 370 км/ч и режим работы двигателей, соответствующий этой скорости.

При отказе двигателя на взлете посадка производится на аэродроме вылета или ближайшем запасном аэродроме в зависимости от метеоусловий.

2. Отказ двигателя при наборе высоты и в горизонтальном полете.

При отказе двигателя *при наборе высоты* необходимо восстановить равновесие самолета с углом крена $2...3^\circ$ в сторону работающих двигателей, сняв нагрузку с рычагов управления механизмами триммерного эффекта, выключить отказавший двигатель и продолжать полет на скорости 450 км/ч ПР при

номинальном режиме работы двигателей.

При отказе двигателя *в горизонтальном полете* необходимо самолет сбалансировать в положении без скольжения и на номинальном режиме работающих двигателей продолжать полет, сохраняя скорость 450 км/ч ПР. Высота полета будет определяться потолком самолета (см. рис. 44). Так при $G=160$ т в стандартных условиях практический потолок будет 8100 м.

3. Заход на посадку, посадка и уход на второй круг с одним отказавшим двигателем. При заходе на посадку с одним отказавшим двигателем необходимо определить максимально допустимый посадочный вес самолета из условий безопасного набора высоты при уходе на второй круг в зависимости от высоты аэродрома и температуры воздуха (см. рис. 55).

Для обеспечения безопасности полета, особенно разворотов в процессе захода на посадку, необходимо самолет балансировать механизмами триммерного эффекта до полного снятия нагрузки с рычагов управления рулями. Заход на посадку и посадка в этом случае (по технике пилотирования) выполняется так же, как и при всех работающих двигателях. Скорость на глиссаде выдерживается на 10 км/ч ПР больше, чем при всех работающих двигателях. Следует помнить, что при изменении режима работающих двигателей необходимо своевременно парировать рулями дополнительные разворачивающие и кренящие моменты. После приземления включается реверс тяги внешних (внешне-го) двигателей. Предкрылки, закрылки, гасители подъемной силы, тормозные щитки и тормоза используются как и при посадке на всех двигателях. Длина пробегает несколько увеличивается, если отказал внешний двигатель, так как используется реверс тяги только одного двигателя.

Уход на второй круг с одним неработающим двигателем при нормальном снижении по глиссаде возможен с высоты не ниже 30 м. Для ухода на второй круг работающие двигатели выводятся на взлетный режим. Разворачивающий и кренящий моменты в сторону отказавшего двигателя парируются дачей ноги и штурвала в сторону работающих двигателей. Самолет плавно выводится со снижения с сохранением скорости и направления по курсу ВПП. После появления вертикальной скорости набора на высоте не менее 5 м убирается шасси и продолжается набор высоты на скорости, которая была на снижении по глиссаде. Уборка механизации крыла и продольная балансировка самолета производится так же, как и при всех работающих двигателях (см. разд. 8.2).

4. Особенности полета, захода на посадку и посадки самолета при двух неработающих двигателях. Если при полете с одним отказавшим двигателем отказал еще и второй, расположенный на той же половине крыла, что и первый отказавший двигатель, то разворачивающий и кренящий моменты самолета увеличатся. Самолет балансируется дополнительным отклонением штурвала и педалей с углом крена $2...3^\circ$ в сторону полукрыла с работающими двигателями. Усилия на штурвале и педалях снимаются механизмами триммерного эффекта. Для продолжения полета необходимо установить скорость 400 км/ч ПР, а работающим двигателям— номинальный режим. Самолет будет снижаться до высоты, равной потолку самолета (см. рис. 44). При $G=160$ т и стандартной температуре воздуха практический потолок на номинальном режиме двух работающих двигателей равен 3000 м, на взлетном 5200 м.

При необходимости преодоления препятствий можно работающим двигателям увеличить режим вплоть до взлетного.

Заход на посадку производится при полностью сбалансированном самолете механизмами триммерного эффекта.

Заход на посадку до момента входа в глиссаду выполняется так же, как и при всех работающих двигателях. На $V=370$ км/ч ПР выпускаются шасси и выполняется третий разворот.

Развороты должны выполняться строго координированно с углом крена не более 15° . После третьего разворота выпускаются предкрылки на 25° и закрылки на 30° при скорости 330...360 км/ч ПР (в зависимости от веса самолета). Продольная балансировка самолета достигается перестановкой стабилизатора. Четвертый разворот выполняется на $V=300$ км/ч ПР.

Снижение самолета по глиссаде происходит с углом крена $2...3^\circ$ в сторону работающих двигателей на скорости не менее 270 км/ч ПР. Режим работы двигателей устанавливается такой, который обеспечивает движение самолета по глиссаде. Непосредственно перед касанием крен убирается так, чтобы касание самолета произошло без крена и сноса на основные опоры шасси на скорости, меньшей скорости снижения по глиссаде на 30 ... 40 км/ч.

После приземления выпускаются тормозные щитки и гасители подъемной силы, включается реверс тяги внешнего двигателя, применяются тормоза. Направление пробега выдерживается педалями управления. Длина пробега увеличивается вследствие большей посадочной скорости и меньшего эффекта реверсивной тяги.

Уход на второй круг сложен, требует повышенного внимания и допускается в случае крайней необходимости с высоты не ниже 60 м. На скорости не менее 270 км/ч ПР двигатели выводятся на взлетный режим с одновременным отклонением педалей и штурвала с увеличением крена до $5...7^\circ$ в сторону работающих двигателей. Самолет выводится со снижения при сохранении скорости. Убираются шасси. Уборка механизации крыла и продольная балансировка самолета осуществляется так же, как и при уходе на второй круг со всеми работающими двигателями. По достижении скорости 350 км/ч ПР на высоте круга устанавливается потребный режим работы двигателей.

Глава 11. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА И ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ

11.1 Характеристики прочности и летные ограничения самолета

Прочность самолета Ил-76Т удовлетворяет требованиям «Норм летной годности гражданских самолетов СССР» (НЛГС-2). По характеристикам прочности, а также по устойчивости и управляемости самолет имеет летные ограничения.

Для самолета с убранными шасси и механизацией крыла установлены следующие ограничения по приборной скорости и числу M .

1. Максимально допустимая скорость в условиях нормальной эксплуатации ($V_{\max \text{э}}$) на высотах 0...7500 м равна 600 км/ч ПР. Скоростной напор $q_{\max \text{э}} = \rho V^2 / 2$ в этом случае равен 1740 кгс/м^2 . На высотах более 7500 м ограничение наступает по числу $M_{\max \text{э}} = 0,77$. При остатке топлива в баках менее 5000 кг $V_{\max \text{э}} = 550$ км/ч ПР.

2. Расчетная предельная скорость $V_{\max \text{max}}$ превышает $V_{\max \text{э}}$ не менее чем на 50 км/ч ПР, а на высотах, где $V_{\max \text{э}}$ ограничена числом M , должно быть

$$M_{\max \text{max}} \geq M_{\max \text{э}} + 0,05.$$

Примечание. Ограничения по приборной скорости (скоростному напору q) при вы-

пуске шасси и механизации крыла, а также при полете с выпущенным шасси и механизацией крыла указаны в разд. 4.1.

3. Прочность планера и шасси обеспечивает взлет самолета на бетонной ВПП с весом 17000 кгс, а с грунтовой — 152000 кгс. Посадка на бетонную ВПП допустима при весе самолета 151500 кгс, а на грунтовую — 135500 кгс.

В исключительных случаях допускается посадка самолета большей массой, вплоть до взлетной, причем по НЛГС-2 количество таких посадок не должно превышать 3% всего числа посадок.

Герметическая кабина фюзеляжа рассчитана на эксплуатационное избыточное давление $\Delta p^3 = 0,5 \text{ кгс/см}^2 = 5000 \text{ кгс/м}^2$.

Запас прочности всего самолета характеризуется коэффициентом безопасности $f = 1,5$, который показывает во сколько раз расчетная нагрузка P^P больше максимально допустимой в эксплуатации P^3 , т.е. $f = P^P/P^3$.

Нагрузкой крыла является подъемная сила. Коэффициент безопасности для крыла $f = Y^P/Y^3 = n_p/n_{p \max}^3$, где $n_{p \max}^3 = Y^3/G$ - максимально допустимая (перегрузка в эксплуатации), а $n^P = Y^P/G$ — расчетная.

Допустимый диапазон маневренных перегрузок в эксплуатации для различного веса самолета в зависимости от скорости полета (числе М) при

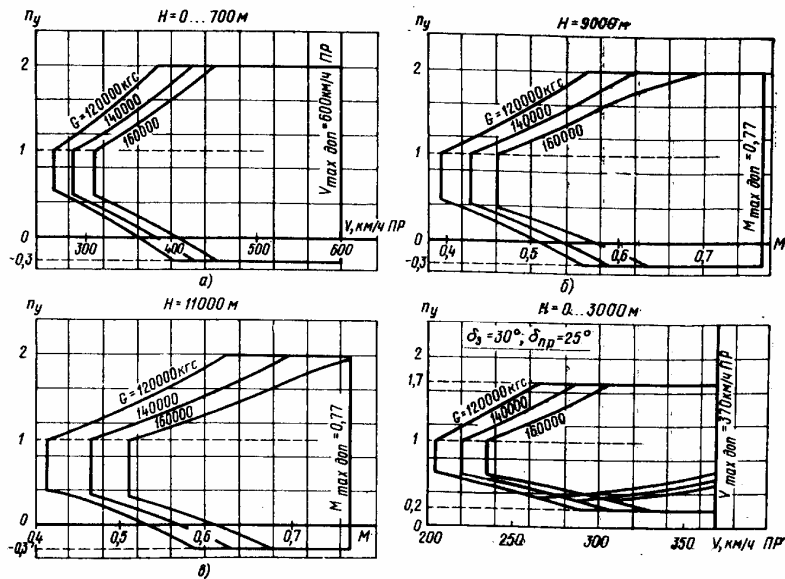


Рис. 88. Диапазон маневренных перегрузок для различных полетных весов самолета и высоты полета

различных конфигурациях самолета Ил-76Т показан графиками (см. рис. 88).

Из графиков видно, что допустимый диапазон маневренных перегрузок в полете с убранной механизацией крыла колеблется от минус 0,3 до плюс 2, а с выпущенной — от плюс 0,2 до плюс 1,7.

Выполнение маневра самолета ограничивается:

максимально эксплуатационной перегрузкой;

срабатыванием системы сигнализации ДУАСП;

началом предупредительной тряски при возникновении срыва потока с

крыла (при выходе на большие или малые углы атаки с полностью отклоненными предкрылками);

углом крена 30° .

Ограничение по маневру самолета при выполнении полета в неспокойном воздухе см. разд. 11.2.

11.2. Особенности полета в неспокойном воздухе

При полете в неспокойном воздухе на самолет действуют порывы ветра различного направления. Порыв ветра может изменить угол атаки и угол скольжения самолета, а также истинную скорость обтекания. Вследствие этого изменяется величина аэродинамических сил и их моментов, которые в свою очередь вызывают нарушение равновесия самолета и изменяют величину перегрузки.

Направление порыва (сдвига) ветра в общем случае не совпадает с направлением движения самолета, поэтому вектор скорости порыва ветра \vec{W} , действующего на самолет, можно разложить на составляющие:

W_y —вертикальная составляющая скорости порыва ветра (восходящий поток);

W_x —горизонтальная составляющая (встречный и попутный поток);

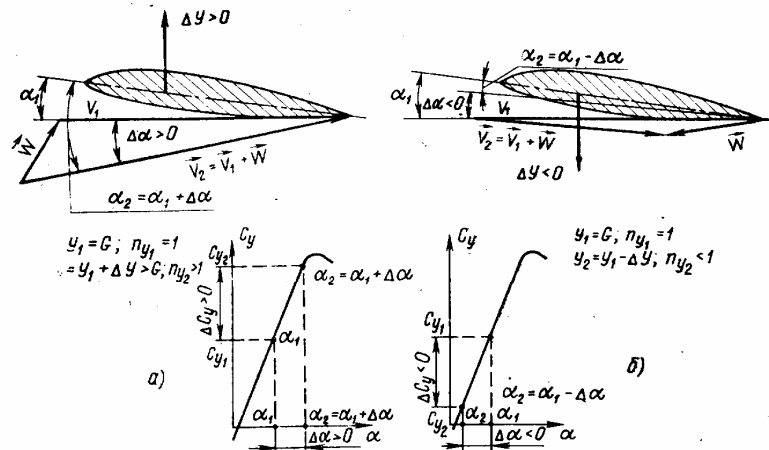


Рис. 89. Изменение углов атаки и воздушных скоростей обтекания крыла при полете в неспокойном воздухе:

a—встречно-восходящий поток (а. V , Y увеличиваются); *б*—попутно-нисходящий поток (а. V и Y уменьшаются)

W_z —боковая составляющая (боковой поток).

Особую опасность для полета представляют *встречно-восходящие боковые порывы* (сдвиги) ветра (см. рис. 89,а) и *попутно-нисходящие* (см. рис. 89,б).

Рассмотрим действие *встречно-восходящего* порыва ветра. Как видно на рис. 89,а, при встречно-восходящем порыве значительно увеличивается угол атаки крыла и истинная скорость обтекания. Такой порыв ветра в зависимости от начальных условий полета может создать два вида опасной ситуации.

При полете на больших приборных скоростях (на малых углах атаки) мо-

жет возникнуть перегрузка больше максимально допустимой n^3_{\max} и наступит остаточная деформация или даже разрушение самолета.

Учитывая это, для уменьшения перегрузок в неспокойном воздухе полет следует выполнять на меньших приборных скоростях.

Однако полет на излишне малых приборных скоростях, где углы атаки большие, также недопустим, так как восходящий поток может вывести самолет на околоскритические углы атаки, при которых возможен срыв самолета, хотя опасность возникновения больших перегрузок и отсутствует. Для предотвращения выхода самолета на большие углы атаки полет в неспокойном воздухе следует выполнять на углах атаки (приборных скоростях и числах M), при которых имеет место наибольший запас их до $\alpha_{\text{кр}}$. Для оценки углов атаки (запаса коэффициента C_y) рассмотрим кривые C_y , потребные для горизонтального полета на различных высотах, и кривую допустимых $C_{y_{\text{доп}}}$ (рис. 90).

Кривая допустимых значений коэффициента $C_{y_{\text{доп}}}$ показывает те наибольшие значения его, при которых начинается тряска самолета. Величина $C_{y_{\text{доп}}}$ в значительной степени зависит от числа M , причем при увеличении M значения α , $C_{y_{\text{max}}}$ и $C_{y_{\text{доп}}}$ значительно уменьшаются.

Каждая кривая потребных значений коэффициента C_y показывает те значения его, при которых происходит горизонтальный полет самолета с данным весом на заданной высоте.

Из рис. 90 видно, что при увеличении числа M на каждой высоте потребные значения коэффициента C_y (углов атаки) уменьшаются. При увеличении высоты полета вследствие уменьшения плотности воздуха и скорости звука потребные C_y (углы атаки) на каждом числе M увеличиваются.

Расстояние между кривой допустимых значений $C_{y_{\text{доп}}}$ и каждой кривой потребных C_y выражает запас по коэффициенту C_y (по углам атаки) на данной высоте полета. Если запас по C_y большой, то для выхода самолета на большие углы атаки требуется более значительное их увеличение. А это значит, что при полете в неспокойном воздухе существует меньшая вероятность выхода самолета на C_y допустимые и $C_{y_{\text{max}}}$ (C_y сваливания).

На малых высотах наибольший запас по C_y существует при числах $M=0,5...0,65$. С поднятием на большие высоты запас по C_y значительно уменьшается, поэтому самолет может выйти на $C_{y_{\text{доп}}}$ при меньших вертикальных порывах. На высоте 10000 м наибольший запас по C_y будет при числах $M=0,7\pm 0,02$.

Величина запаса по C_y в значительной степени зависит от полетного веса самолета. Так, при увеличении веса потребные значения C_y на каждом числе M и высоте полета возрастают, а значит, запас по C_y (углу атаки) уменьшается.

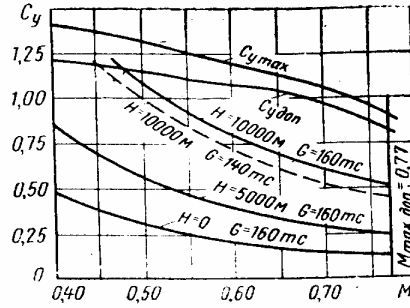


Рис. 90. Зависимость коэффициентов C_y , потребных для горизонтального полета, $C_{y_{\text{доп}}}$ и $C_{y_{\text{max}}}$ от числа M при различных высотах полета и весах самолета

Запас по C_y можно учитывать при помощи перегрузок. При C_y потребном происходит горизонтальный полет с перегрузкой $n_y=1$. При выходе самолета на $C_{y\text{доп}}$ подъемная сила и перегрузка n_y увеличиваются пропорционально $C_{y\text{доп}}$. Следовательно, n_y допустимая будет выражаться отношением $C_{y\text{доп}}$ к C_y , потребному для горизонтального полета, т. е. $n_{y\text{доп}}=C_{y\text{доп}}/C_{yз.л.}$. Значение допустимых перегрузок на различных высотах для полетного веса самолета 120000, 140000 и 160000 кгс показаны на рис. 88.

Из этих графиков (наклонные кривые) видно, что при большой высоте допустимые перегрузки меньше. На этих же графиках нанесены прямые линии максимально допустимых перегрузок при маневре по прочности $n_{y\text{max}}^3=2$ или 1,7. Точки пересечения графиков допустимой перегрузки по прочности и допустимых перегрузок по тряске показывают, что в момент выхода самолета на перегрузку, допустимую по тряске, самолет достигнет максимально допустимой перегрузки по прочности. На высотах 11 000 м и более самолет, достигнув максимально допустимой перегрузки по тряске еще не достигнет максимально допустимой перегрузки по прочности (см. рис. 88, в $G=160000$ кгс).

Для обеспечения безопасности полет в неспокойном воздухе на всех высотах следует выполнять на скорости по прибору в зависимости от полетного веса самолета:

Полетный вес самолета, кгс	170000	150000	130000	110000
Приборная скорость, км/ч	470	450	430	410

При таком ограничении полета по приборной скорости обеспечивается наибольший запас по C_y (перегрузке), а это значит, что на углы атаки тряски и срыва самолет может выйти при более значительных порывах ветра. Эти ограничения по скорости предотвращают и создание перегрузок в полете более максимально допустимых по прочности.

Наряду с этим следует также отметить, что при большем весе самолета полет необходимо выполнять на меньшей высоте для обеспечения достаточного запаса по C_y :

Вес самолета, кгс	165000	150000	140000	130000	125000	и менее
Допустимая высота, м	10000	10750	11250	11750	12000	

Максимально допустимые углы атаки по указателю АУАСП в зависимости от числа M указаны в разд. 3.2.

Рассмотрим действие *попутно-нисходящего* порыва (сдвига) ветра. Значительные *сдвиги ветра* наблюдаются при полете в зоне мощных вертикальных или горизонтальных вихревых потоков. При пересечении такого вихря летящим самолетом истинная скорость обтекания может измениться значительно на небольшое время (несколько секунд). Если вихрь пересекается летящим самолетом в зоне попутно-нисходящей части потока, то истинная скорость обтекания крыла и других частей самолета резко и значительно уменьшается с одновременным уменьшением угла атаки (см. рис. 89,б). Истинная скорость обтекания при интенсивных сдвигах ветра может оказаться меньшей скорости срыва самолета.

В результате уменьшения скорости обтекания и угла атаки резко уменьшается подъемная сила и перегрузка, самолет приобретает большие вертикальные скорости снижения и делает значительную просадку (теряет высоту). Это особенно опасно при полете в районе аэродрома (взлет и заход на посадку). Причиной образования мощных вихрей в районе аэродрома может быть рельеф местности при большой скорости ветра или неравномерный нагрев воз-

духа, вызванный разнородным покровом земной поверхности.

При выполнении полета в неспокойном воздухе необходимо помнить следующее.

*Во всех случаях попадания самолета в зону сильной турбулентности (отклонение перегрузки n_y от 1 на величину 0,5 и более) необходимо установить рекомендуемую приборную скорость в зависимости от веса самолета и включить САУ, если она была включена. Пилотировать с полузажатым управлением, ведя контроль по средним показателям *авиагоризонта* и других приборов (указателя скорости, вариометра, высотомера, курсовых приборов и т. п.).*

Не следует допускать кабрирования или пикирования самолета. Развороты следует выполнять плавно, без резких движений рулями, в момент уменьшения бросков самолета с углами крена не более 15° на рекомендуемой скорости и без набора высоты.

При резком броске и увеличении высоты полета, вызванном восходящим потоком относительно большой протяженности с одновременным переходом на пикирование, самолет следует удерживать в исходном режиме по углу атаки, не препятствуя подъему и не переводя самолет в режим еще большего пикирования.

При интенсивном снижении, вызванном нисходящим или попутно-нисходящим потоком, самолет необходимо удерживать в исходном режиме по углу атаки, не препятствуя снижению путем перевода на кабрирование, стремясь сохранить скорость исходного режима.

Не допускать превышения ограничений по числу М и приборной скорости.

Во всех случаях при срабатывании сигнализации АУАСП необходимо опклонить штурвал «от себя» и удерживать в этом положении до момента выхода самолета на эксплуатационные углы атаки, вывести самолет из крена, если он появился, и перевести плавно в горизонтальный полет, не допустив повторного выхода на большие углы атаки.

Глава 12. Особенности полета при обледенении

Обледенение самолета обычно происходит при полете в облаках, мокром снеге, переохлажденном дожде, тумане и мороси, а также в условиях повышенной влажности воздуха как при отрицательных, так и при небольших положительных температурах наружного воздуха. Обледенению подвергается крыло, оперение, воздухозаборники двигателей, стекла фонаря и другие выступающие детали на поверхности самолета

Интенсивность обледенения обычно характеризуется толщиной образующегося льда за одну минуту и колеблется от нескольких сотых миллиметра до 5 ...7 мм/мин. Наблюдались случаи обледенения с интенсивностью до 25 мм/мин.

Форма ледяных наростов и интенсивность их образования в основном определяются метеорологическими условиями, но в значительной степени также зависят от формы деталей самолета и скорости полета. Причем, с увеличением скорости до какой-то определенной величины интенсивность обледенения возрастает, так как за единицу времени к единице поверхности самолета подходит большее количество переохлажденных капель воды, находящихся в воздушном потоке.

При малых скоростях полета отложение льда обычно происходит на передних кромках деталей самолета. Особую опасность для полета вызывает обледенение передних кромок крыла, стабилизатора киля и воздухозаборников двигателей.

При больших скоростях вследствие адиабатического сжатия и трения воздуха в пограничном слое потока повышается температура поверхности самолета. Вследствие этого интенсивность обледенения и температура воздуха, в котором оно возможно, уменьшается. Кроме того, изменяется форма ледяных наростов и их расположение на поверхности самолета. Наибольшему нагреву подвергается передняя кромка крыла, стабилизатора и киля, точнее их критическая линия (линия, на которой происходит полное затормаживание потока).

Прирост температуры в критической точке профиля крыла при различных скоростях полета вне облаков:

V , км/ч	300	400	500	600	700	800	900	1000
Δt , °C	3,5	6,2	9,6	13,9	19	24,6	31,2	38,7

При полете в облаках (в условиях обледенения) нагрев несколько меньше, так как происходит некоторая потеря тепла вследствие испарения капельной влаги. По мере удаления от критической линии к задней кромке профиля температура постепенно понижается, а это значит, что на передней кромке крыла температура может быть положительной, в то время как на задней части она отрицательная. При таком характере изменения температуры по крылу переохлажденные капли воды на передней кромке нагреваются и лед не образуется. Перемещаясь по направлению течения пограничного слоя, вода постепенно охлаждается и в определенном месте на поверхности крыла замерзает.

Учитывая нагрев воздуха в точках торможения потока и в пограничном слое, можно сделать вывод, что обледенение скоростных самолетов происходит при более низких температурах. Причем, на больших скоростях температура вероятного обледенения ниже (рис. 91,а).

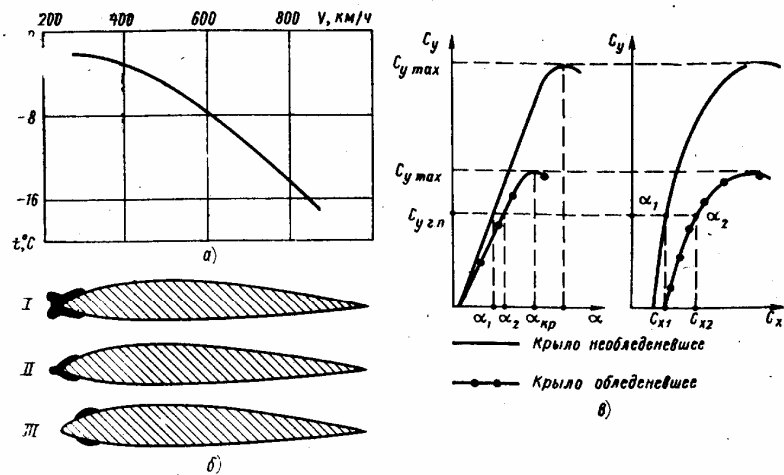


Рис. 91. Полет в условиях обледенения:

a—зависимость $t^\circ\text{C}$ воздуха от скорости полета V , при которой возможно обледенение самолета; *б*—виды обледенения крыла; *в*—изменение аэродинамических характеристик при обледенении самолета

При температурах, соответствующих кривой и более низких, обледенение возможно.

При обледенении значительно нарушается плавность обтекания крыла, горизонтального и вертикального оперения. Наиболее значительно ухудшается обтекание профилей в случае обледенения первого вида (см. рис. 91, б, 1), при котором уже на передней кромке, у рогаобразных ледяных выступов, происходит интенсивное вихреобразование. Такой вид ледяных наростов может иметь место у самолета Ил-76Т при полете на малых скоростях в зоне с очень интенсивным обледенением или при неработающей противообледенительной системе.

Нарушение плавности обтекания вызывает значительное перераспределение давления по профилю и изменяет величину сил трения. Вследствие этого на каждом угле атаки коэффициент C_y уменьшается, C_x возрастает, а аэродинамическое качество самолета резко уменьшается. Критический угол атаки крыла и оперения, а также $C_{y \text{ max}}$ и $C_{y \text{ доп}}$ уменьшаются (см. рис. 91, в). Такое изменение аэродинамических характеристик самолета вызывает ухудшение и летных характеристик на всех этапах полета.

Скорость и тяга, потребные для горизонтального полета, возрастают вследствие уменьшения C_y , увеличения C_x и падения аэродинамического качества самолета. В случае обледенения воздухозаборников двигателей возможно падение тяги силовой установки, а также повреждение двигателей. Увеличение потребной тяги и некоторое уменьшение располагаемой вызывает уменьшение запаса тяги. Минимальная и минимально допустимая скорость горизонтального полета увеличиваются, а максимальная и число M уменьшаются. Диапазон скоростей, практический потолок, скороподъемность и угол подъема самолета уменьшаются.

Нарушение плавности обтекания крыла и оперения значительно уменьшает диапазон центровок, при которых возможно обеспечить устойчивое

продольное равновесие, а также вызывает ухудшение и боковой устойчивости самолета. Значительно ухудшается эффективность рулей.

Для обеспечения безопасности полета следует перед вылетом тщательно изучить метеообстановку на трассе, особенно в районе аэродромов взлета и посадки, учитывая, что большинство случаев обледенения самолетов наблюдается на меньших высотах (менее 5000 м). Обледенение самолета на больших высотах полета встречается редко, но возможно в любое время года.

При интенсивном обледенении полет производится запрещается в связи с возможным повреждением двигателей, а также значительным ухудшением летных характеристик самолета.

Взлет на обледеневшем самолете производится запрещается, так как вследствие ухудшения обтекания значительно увеличивается скорость отрыва и длина разбега, а нарушение устойчивости и управляемости не гарантирует безопасности взлета. При взлете в условиях возможного обледенения: противообледенители двигателей, воздухозаборников и стекол фонаря кабины пилотов включаются после запуска двигателей; противообледенитель крыла и оперения после взлета в наборе высоты.

Набор высоты, горизонтальный полет и снижение в условиях обледенения при нормально действующих противообледенительных устройствах не имеют существенных отличий от нормального полета. Набор высоты при прохождении зон обледенения необходимо производить на номинальном режиме работы двигателей с максимальной вертикальной скоростью, которая будет при наименьшей скорости набора высоты. Противообледенительную систему (ПОС) крыла и оперения при полете на эшелоне необходимо включать за 3...5 мин до входа в зону возможного обледенения.

Снижение с эшелона полета до $H=5000$ м выполняется на $V=570$ км/ч ПР на режиме работы двигателей не менее $n_{в.д.}=75\%$. С высоты 5000 м скорость уменьшается до 470 км/ч ПР, а с высоты перехода до 400 км/ч ПР.

После выхода самолета из зоны обледенения противообледенители выключаются только после удаления льда с поверхности самолета.

При заходе на посадку (до выполнения третьего разворота) осмотром убедиться в отсутствии льда на стабилизаторе.

Заход на посадку и посадка с нормально работающими противообледенительными системами выполняется нормально. Уход на второй круг необходимо выполнять с высоты не менее 20 м.

Следует учитывать, что полет свыше 5 мин в условиях слабого обледенения при $\delta z=43^\circ$ и $\delta пр=25^\circ$ не допускается. В условиях умеренного и сильного обледенения посадку необходимо выполнять при $\delta z=30^\circ$ и $\delta пр=14^\circ$.

При обнаружении льда на стабилизаторе или при неуверенности в его отсутствии посадку следует выполнять при $\delta z=30^\circ$ и $\delta пр=14^\circ$. Пилотирование должно быть плавным, координированным, с изменением перегрузки не более $\pm 0,3$. Скорость снижения по глиссаде должна быть:

Вес самолета кгс	100000	110000	120000	130000	140000
Приборная скорость, км/ч	240	250	260	270	280

Скорость касания на 20—25 км/ч меньше скорости снижения по глиссаде.

Уход на второй круг, полет по кругу и повторный заход на посадку необходимо выполнять не изменяя положения механизации крыла ($\delta z=30^\circ$ и $\delta пр=14^\circ$) с выпущенным шасси. Полет по кругу выполняется на $V=320 \dots 340$ км/ч ПР.

На пробеге на $V=50$ км/ч ПОС крыла и оперения выключаются. Руление на

стоянку производить с выпущенной механизацией крыла и убирать ее только при отсутствии льда.

Учитывая ухудшение устойчивости и управляемости обледеневшего самолета в полете, особенно при снижении и посадке, следует создавать центровку, близкую к средней 30% b_a . При такой центровке самолет балансируется почти при нейтральном положении руля высоты, а это значит, что запас по рулю высоты для обеспечения равновесия и управляемости наибольший.

При посадке на обледеневшем самолете посадочная скорость и длина пробега самолета будут большими.