

1-89  
МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
АКАДЕМИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Г. С. ПУМИНОВА

**ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА  
САМОЛЕТА ТУ-154 Б (ТУ-154 М)  
(для переучивания экипажей)**

Часть I

**Методическая разработка**

**САНКТ-ПЕТЕРБУРГ  
1995**

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
АКАДЕМИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

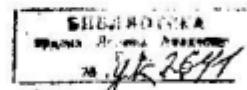
Г.С. ПУМИНОВА

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА ТУ-154Б (ТУ-154М)  
(для переучивания экипажей)

Часть I

Методическая разработка

Санкт-Петербург  
1994



одобрено и рекомендовано к изданию Методическим советом Академии

## II.87 (03)

Пунинова Г.С. Практическая аэродинамика самолета Ту-154Б  
(Ту-154М) (для переучивания экипажей). Методическая разработка /  
Академия ГА. С.-Петербург. 1994. Ч. I.

Составлена в соответствии с программой переучивания экипажей  
на самолет Ту-154Б (Ту-154М) по дисциплине "Практическая аэроди-  
намика".

Изложены особенности аэродинамики полета самолета Ту-154, его  
летные характеристики в нормальных и особых случаях полета.

Основное внимание удделено аэродинамическому обоснованию  
выполнения полета и летных ограничений на различных режимах поле-  
та с точки зрения требований безопасности полетов и комфорта  
пассажиров.

Приведены некоторые положения теории полета и аэродинамики  
скоростного дозвукового самолета, раскрывается физическая сущность  
явление, связанных с влиянием сжимаемости. Эти сведения ориентиро-  
ваны на экипажи, впервые переучивающиеся на турбореактивные  
самолеты.

Используемые в тексте условные обозначения и сокращения слов  
соответствуют РДЭ самолета Ту-154Б или общепринятым в литературе.

Приводимые данные по летним характеристикам самолета, ограни-  
чениям и пилотированию соответствуют РДЭ по состоянию на январь  
1991г.

Ил.54, табл.16. библ.3 наз.

© Академия гражданской авиации,  
1994.

Редактор и корректор Т.В. Собко

Технический редактор Т.Н. Загреничная

Подписано к печати 6.12.94г. Формат бумаги 60x90<sup>1</sup>/16. Тираж 500.  
Усл.печ.л. 7. Уч.-изд.л. 7. Зексз 539. С 69. Тип. Академии ГА.  
196210, С.-Петербург, ул. Пилотов, дом 38.

## СОДЕРЖАНИЕ

1. Особенности аэродинамики скоростного сверхзвукового самолета .....	6
1.1 Основные параметры и свойства воздуха.....	6
1.2 Аэродинамические характеристики самолета .....	7
1.3 Влияние сжимаемости на аэродинамические характеристики крыла самолета .....	10
1.4 Аэродинамические особенности стреловидного крыла .....	14
 2. Аэродинамические характеристики самолета Ту-154 .....	16
2.1 Основные сведения о самолете .....	16
2.2 Аэродинамическое обоснование основных геометрических характеристик крыла и хвостового оперения .....	17
2.3 Аэродинамические характеристики самолета .....	24
2.4 Особенности аэродинамических и геометрических характеристик самолета Ту-154М .....	29
2.5 Основные технические характеристики самолета .....	 35
 3. Основные характеристики двигателя НК-8-2У .....	
 4. Аэродинамическое обоснование эксплуатационных ограничений летно-технических характеристик самолета .....	40
4.1 Летные характеристики самолета по кривым потребных и располагаемых тяг .....	41
4.2 Эксплуатационные ограничения скоростей горизонтального полета .....	45
4.3 Отказ двигателя в полете .....	51
 5. Взлет самолета .....	55
5.1 Требования к характеристикам взлета .....	55
5.2 Выполнение взлета в нормальных условиях .....	56
5.3 Влияние эксплуатационных факторов на взлетные характеристики самолета .....	58

5.4. Отказ одного двигателя на взлете.....	61
5.5. Определение максимальной допустимой взлетной массы и скорости на взлете.....	65
5.6. Особенности взлета при боковой ветре.....	67
5.7. Взлет с уменьшением шума на местности.....	70
5.8. Взлет с закрылками, выпущенными на 15°.....	70
5.9. Взлет с ВВП, покрытых слоем осадков.....	71
6. Набор высоты .....	73
6.1. Основные характеристики режима набора.....	73
6.2. Выполнение набора высоты.....	74
6.3. Набор высоты при отказавшем двигателе.....	80
7. Крейсерский полет.....	81
7.1. Основные характеристики режима крейсерского полета.....	81
7.2. Полет с одним отказавшим двигателем.....	82
8. Снижение.....	84
8.1. Основные характеристики режима снижения.....	84
8.2. Выполнение снижения.....	86
8.3. Аварийное снижение.....	87
9. Заход на посадку и посадка.....	90
9.1. Требования к посадочным характеристикам .....	90
9.2. Заход на посадку.....	92
9.3. Посадка самолета.....	97
9.4. Особенности захода на посадку по крутым глиссадам.....	100
9.5. Посадка при боковом ветре.....	101
9.6. Заход на посадку в условиях сдвига ветра.....	103
9.7. Заход на посадку и посадка с одним неработающим двигателем.....	104

9.8. Аэродинамические факторы грубых посадок.....	I05
9.9. Уход на второй круг со всеми работающими и одним неработающим двигателем.....	I10
9.10. Определение максимально допустимой посадочной массы.....	I12

## 1. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ СКОРОСТНОГО ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

### 1.1 Основные параметры и свойства воздуха

Атмосфера Земли является естественной внешней средой полетов ВС гражданской авиации. Атмосфера Земли состоит из воздуха (механической смеси газов), который характеризуется следующими основными параметрами: давлением  $P$ , плотностью  $\rho$ , температурой  $T$ , изменяющимися от высоты полета, географической широты, времени года и целого ряда других факторов. Параметры атмосферы влияют на аэродинамические и летно-технические характеристики самолета, поэтому для определения обобщенных летных характеристик вводится понятие международной стандартной атмосферы (МСА) - условного распределения по высоте давления, плотности и температуры. Изменение летных характеристик самолета в условиях фактической высоты аэродрома и температуры наружного воздуха корректируется по соответствующим ноногранникам РЛЗ.

Основными свойствами воздуха являются сжимаемость и упругость.

Сжимаемость характеризует свойство воздуха изменять свой объем (плотность) при изменении давления и температуры.

Упругость характеризует свойство воздуха возвращаться в исходное состояние после прекращения действия силы, вызвавшей его деформацию.

Эти естественные свойства воздуха проявляются в том, что всякое возмущение в нем, например местное повышение давления  $P_f$  и увеличение плотности  $\rho_f$  (или  $P_f, \rho_f$ ), распространяется в виде продольных волн со скоростью звука  $a$ , величина которой и определяет меру сжимаемости среды. Сжимаемость воздуха при определенных условиях оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики самолета и, как следствие их изменения, на безопасность полета. Для оценки влияния сжимаемости вводится специальный критерий - число Маха, равное отношению скорости движения самолета относительно воздуха к скорости звука:

$$M = \frac{v_{\text{ист}}}{a}.$$

Вязкость характеризует свойство воздуха оказывать сопротивление перемещению в нем твердого тела, в частном случае самолета. Причина вязкости - сила внутреннего трения частиц воздуха при взаимном перенесении.

Вследствие вязкости воздуха на поверхности самолета образуется пограничный слой, в котором происходит изменение скоростей обтекания от нуля до значения местной скорости обтекания  $U_c$ . Силы, возникающие при движении самолета в воздухе, существенным образом зависят от характера течения в пограничном слое, режим которого может быть ламинарным (плавное, слоистое), турбулентным (звихренное движение); при определенных условиях возникает срыв потока (течение воздуха против основного потока, образование крупных вихрей, которые периодически срываются с поверхности крыла).

## 1.2. Аэродинамические характеристики самолета

С достаточной для практики степенью точности можно утверждать, что при полете на самолет действуют следующие силы и моменты:

- сила тяжести  $G = mg$ ;
- тяга двигателей  $F$  и ее момент относительно центра масс самолета  $M_F$ ;
- аэродинамическая сила  $R_a$  и ее момент  $M_R$ , возникающие в результате взаимодействия самолета с воздушной средой, а также моменты аэродинамических сил, возникающих при отклонении управляемых поверхностей;
- силы и моменты, обусловленные контактами самолета с ВПП при разбеге и пробеге.

Основная задача аэродинамики состоит в определении аэродинамической силы, установлении зависимости ее величины от различных эксплуатационных факторов и влияния на параметры полета.

Полную аэродинамическую силу можно трактовать как результат трансформации кинетической энергии потока, обтекающего самолет, в энергию трения в пограничном слое и потенциальную энергию давлений, распределенного по поверхности ВС (рис.1.1).

Величина полной аэродинамической силы, ее направление и положение точки приложения  $\vec{R}_a$  зависят от многих факторов:

- физических свойств среды (температуры, давления, плотности,

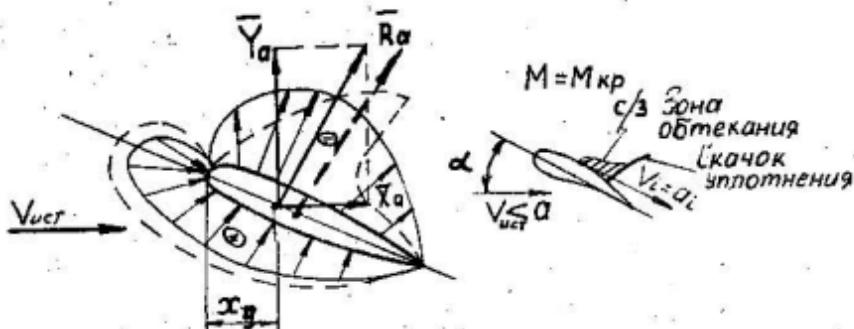
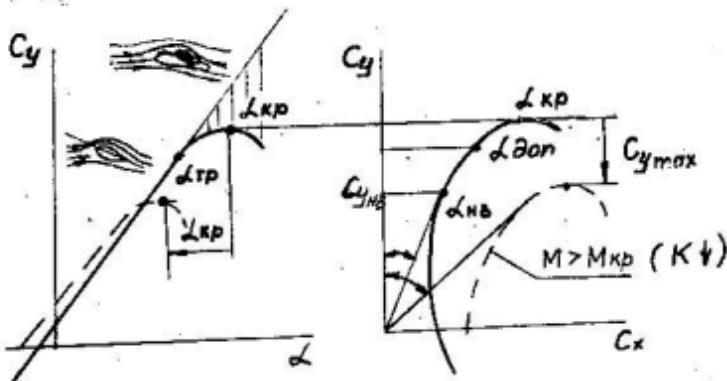


Рис. 1.1. Образование архитектурной структуры

$\omega = \Omega < 0.4$ ;  $\omega = \Omega > \Omega_{kp}$



### 3. Аэродинамические характеристики самолета

... :  $M \leq 0.4$ ; - - -  $M \geq M_{\text{exp}}$

- 19
- сжимаемости, вязкости и т.д.);
  - характеристики самолета (типа самолета, положения механизации, состояния поверхности и т.д.);
  - положения самолета относительно потока (угла атаки  $\alpha$ , скольжения  $\beta$ );
  - состояния потока (скорости потока, его завихренности).

Полную аэродинамическую силу  $R_a$  и момент  $M_a$  принято выражать следующими формулами:

$$R_a = C_a \frac{\rho_{\text{ист}}}{2} S ;$$

$$M_a = m_a \frac{\rho_{\text{ист}}}{2} S L .$$

Такое представление в явном виде учитывает влияние плотности  $\rho$ , скорости  $V$ , характерных размеров самолета (площади крыла  $S$ , размаха крыла  $L$ ). Влияние остальных факторов отражается в изменениях аэродинамических коэффициентов  $C_a$  и  $m_a$ , которые для конкретных самолетов определяются опытным или расчетным путем:

$$C_a = f(\alpha, \beta, \text{формы}, M, \text{чистоты поверхности}, \text{состояния потока и т.д.}) .$$

Для решения практических задач силы и моменты, действующие на самолет, определяют в проекциях на оси выбранных систем координат. Для скоростной системы координат:

$$X_a = C_x q S - \text{лобовое сопротивление};$$

$$Y_a = C_y q S - \text{подъемная сила};$$

$$Z_a = C_z q S - \text{боковая сила}.$$

где  $C_x, C_y, C_z$  - безразмерные аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и боковой силы соответственно;  $q$  - скорость напор.

При установленемся полете без скольжения ( $\beta=0$ )  $C_z=0$ .

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА** называются зависимости аэродинамических коэффициентов от различных влияющих факторов: угла атаки  $\alpha$ , скольжения  $\beta$ , конфигурации, числа  $M$  полета и т.д.; они определяют аэродинамические качества самолета.

### Влияние угла атаки $\alpha$

С увеличением угла атаки (рис.1.2) пропорционально возрастает подъемная сила, а значит, и  $C_y$ . Это происходит до тех значений  $\alpha$ , когда реализуются условия безотрывного обтекания. При дальнейшем увеличении  $\alpha$  турбулентность пограничного слоя возрастает, на верхней поверхности крыла возникает срыв потока, рост подъемной силы ( $C_y$ ) уменьшается, а при  $\alpha > \alpha_{kp}$  подъемная сила падает за счет интенсивного распространяющегося на большую часть поверхности крыла срыва, при этом изменяется и положение центра давления  $x_d$ . Диапазон эксплуатационных углов атаки ограничен значением "доп", которое для каждого типа самолета устанавливается по результатам летных испытаний в соответствии с требованиями НИГС и, как правило, связано с развитием срыва потока на крыле, представляющего угрозу безопасности полета. На поляре самолета  $C_y(C_x)$  отмечены характерные углы атаки: критический  $\alpha_{kp}$ , нанывгоднейший  $\alpha_{nv}$ , соответствующий максимальному качеству самолета.

$$K_{\max} = \frac{C_y}{C_x}$$

Углы атаки  $\alpha > \alpha_{nv}$  принято называть областью больших углов атаки.

Полет со скольжением  $\beta \neq 0$  вызывает несимметричное обтекание самолета и возникновение боковой силы  $Z$ . Подъемная сила, сила сопротивления и значение  $\alpha_{kp}$  при этом будут изменяться. Однако этот режим не является характерным для самолетов ГА и здесь не рассматривается.

### 1.3. Влияние сжимаемости на аэродинамические характеристики крыла самолета

При малых скоростях полета ( $M < 0,40$ ) изменение скорости не приводило к изменению плотности воздуха  $\rho$  и характера распределения избыточного давления на поверхности крыла, а следовательно, неизменными оставались аэродинамические характеристики крыла и самолета. При больших скоростях полета ( $M > 1$ ) возрастает величина давления при обтекании, воздух сжимается, что вызывает заметные изменения его плотности, в результате на значении аэродинамических характеристик начинает сказываться влияние сжимаемости (рис.1.2).

При анализе влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические

## II

характеристики самолета целесообразно рассмотреть характерные диапазоны чисел  $M$  (рис. 1.3).

$M > M_{kp} > 0.4$ . При полете самолета на этих скоростях влияние сжимаемости проявляется в следующем. На передних кромках крыла, где поток тормозится, воздух сжимается, плотность увеличивается, а значит, увеличивается и динамическое давление  $\frac{V^2}{2}$ , что приводит к возрастанию лобового сопротивления. На верхней поверхности крыла в местах ускорения потока увеличивается разрежение, воздух расширяется, его плотность уменьшается, соответственно уменьшаются его температура и давление. Это вызывает дополнительное ускорение, которое создает еще большее разрежение. Вследствие сжимаемости воздуха изменяется распределение давлений по профилю, а значит, изменяются аэродинамические характеристики  $C_y(M)$ ,  $C_x(M)$ .

Подъемная сила несколько увеличивается, более значительно растет сопротивление как за счет увеличения давления в зоне торможения, так и за счет влияния сжимаемости на течение в логарифмичном слое. Важным для безопасности полетов является тот факт, что уменьшаются значения  $C_{y\max}$  и  $a_{kp}$  (см. рис. 1.2), что приводит к увеличению скорости срыва  $V_s$ . Это происходит потому, что ускоренный из-за сжимаемости поток более интенсивно затем тормозится, вызывая более ранний (на меньших  $a_{kp}$ ) срыв потока.

$M \approx M_{kp}$ . При дальнейшем увеличении скорости полета с увеличением  $M$  местная скорость обтекания  $V_4$  увеличиваясь с ростом скорости полета, может достичь местной скорости звука (причем  $a_4 < a$ , т.к. ускоренный поток имеет меньшие плотность, температуру, а следовательно, и местную скорость звука). В этом случае на поверхности самолета, летящего с дозвуковой скоростью ( $M < 1$ ), возникают зоны сверхзвукового обтекания.

Скорость полета самолета  $(M)$ , при которой где-либо на поверхности самолета возникают зоны сверхзвукового обтекания  $U_4 > a$ , называется критической. Число  $M$  полета, соответствующее этой скорости, тоже называется критическим -  $M_{kp}$ .

Величина  $M_{kp}$  зависит от того, насколько максимальное значение местной скорости обтекания  $U_4$  больше скорости полета  $V_{\text{ист}}$ . Естественно, что  $M_{kp} < 1$ . На самолете наибольшие значения местных скоростей возникают на крыле или горизонтальном оперении в районе

максимальной толщины профиля. Поэтому значение  $M_{кр}$  зависит от формы профиля и крыла самолета.

$M > M_{кр}$ . При достижении и превышении критической скорости полета  $M_{кр}$  изменяется характер обтекания несущих поверхностей (см. рис. 1.1). Появляются зоны сверхзвуковых течений, воздух в которых, находясь в окружении дозвукового обтекания, начинает тормозиться. Торможение сопровождается «го мгновенным скачком» — сверхзвуковая зона обтекания заканчивается скачком уплотнения, что приводит к резкому изменению параметров потока: уменьшению скорости  $U \downarrow$ , увеличению температуры  $T \uparrow$ , плотности  $\rho \uparrow$  и давления  $P \uparrow$ . Скачкообразное изменение параметров обусловлено свойством сжимаемости. При повышении давления из-под скачка, как правило, возникает срыв потока, получивший название волнового срыва, который также может вызывать тряску самолета.

При полете на числе  $M \geq M_{кр}$  ухудшаются несущие свойства крыла и горизонтального оперения (ГО), смешаются центр давления и фокус, нарушая балансировку самолета и изменения характеристики устойчивости и управляемости. Летному составу необходимо помнить, что неустойчивые размеры сверхзвуковых зон, положение скачков уплотнения и зон срыва потока кардинально изменяют устойчивость и возможность управления самолетом, поэтому необходимо строго соблюдать ограничения, вводимые по числу  $M$ .

Необратимые потери кинетической энергии, переходящей в скачках уплотнения в тепловую, являются причиной резкого увеличения лобового сопротивления, получившего название волнового сопротивления  $C_x$ . А само явление принято называть волновым кризисом (термин "волновое" обусловлен тем, что образование скачков уплотнения связано с распространением в потоке звуковых волн).

#### Меры смягчения волнового кризиса

При проектировании самолетов, предназначенных для полетов на больших скоростях, значительное внимание уделялось конструкции несущих поверхностей и фюзеляжа, способствующих увеличению значений  $M_{кр}$  и уменьшению лобового сопротивления. Основной подход при разработке мероприятий по затягиванию волнового кризиса заключается в уменьшении максимальных местных скоростей обтекания, т.е.

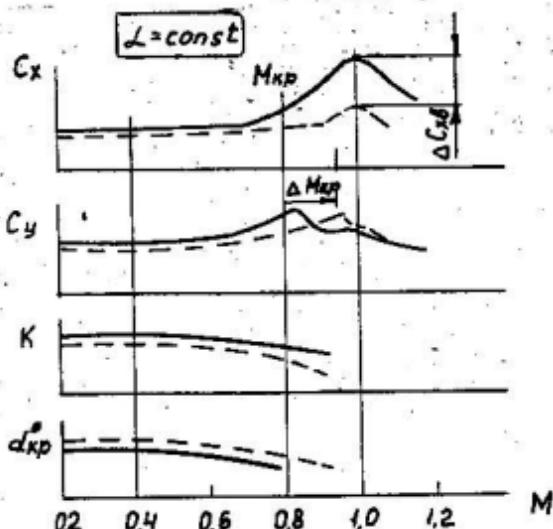


Рис.1.3.Изменение аэродинамических характеристик от числа  $M$ :

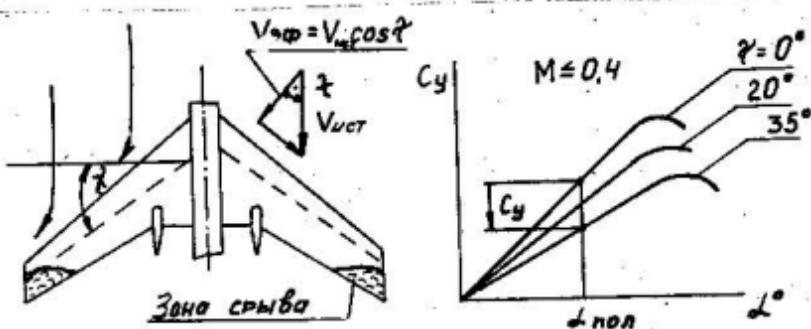


Рис. 1.4. Аэродинамические особенности стреловидного крыла

создания условий обтекания, соответствующих меньшим деформациям потока. На этом принципе основаны нормы борьбы с волновым кризисом.

Профили крыла скоростного самолета должны быть тонкими, слабоизогнутыми; положение максимальной толщины по хорде желательно смещать назад ( $\approx 40\ldots 50\%$  от хорды крыла). Значительное влияние на изменение аэродинамических характеристик при больших  $M$  оказывает форма носка крыла.

Крыло скоростного самолета должно иметь большой угол стреловидности  $\chi$ , т.к. местные скорости обтекания определяются величиной эффективной скорости, направленной по нормали к линии  $1/4$  хорд крыла  $V_{\text{эфф}} = V_{\text{ист}} \cos \chi$ . Значение эффективной скорости меньше скорости полета, следовательно, и явления волнового кризиса наступят при больших скоростях полета, т.е. возрастет величина  $M_{kp}$ . Уменьшение удлинения крыла  $\lambda$  приводит к усилению эффекта перетекания потока на концах крыла, что способствует выравниванию давления на верхней и нижней поверхностях крыла и уменьшению максимального значения местных скоростей обтекания  $U_+$  ( $M_{kp} T$ ). С точки зрения безопасности полета для обеспечения продольной устойчивости и управляемости самолета необходимо создать условия более позднего по отношению к крылу развития волнового кризиса на ГО. Поэтому ГО имеет более тонкий и менее изогнутый профиль, большую стреловидность и меньшее удлинение.

#### 1.4. Аэродинамические особенности стреловидного крыла

Основным преимуществом стреловидного крыла являются большое значение  $M_{kp}$  (большие скорости полета) и слабовыраженный волновой кризис ( $C_{x_{kp}}$ ) (см. рис. 1.3).

В то же время стреловидное крыло имеет целый ряд принципиальных недостатков. При эксплуатации необходимо учитывать (рис. 1.4):  
 1. Пониженные несущие свойства крыла ( $C_y(\alpha) \downarrow$ ) на малых числах  $M$  приводят к повышенным скоростям отрыва и посадочных скоростей, следовательно, к увеличению длины разбега и пробега.

2. Меньшее аэродинамическое качество, что обуславливает больший часовой и километровый расход топлива.

3. Меньшее значение  $C_{y_{\text{шах}}}$ , что приводит к увеличению скоростей сваливания.

4. Различие условий обтекания корневых и концевых сечений крыла

в диапазоне больших  $\alpha$  способствует развитию первоначального срыва потока на концах крыла. Потеря подъемной силы в вынесенных назад сечениях приводит к смещению центра давления вперед и созданию при задних центровках кабрирующего момента, что ухудшает продольную устойчивость и управляемость самолета. Распространение зоны срыва на элероны может привести к ухудшению поперечной управляемости самолета. Для улучшения срывных характеристик устанавливаются аэродинамические гребни, крыло имеет геометрическую и аэродинамическую крутку.

5. При полете на числах  $M \geq M_{cr}$  в результате образования скачков уплотнения на самолете возникает пикирующий момент, обусловленный смещением подъемной силы на профиле "назад", уменьшением подъемной силы в более толстых корневых сечениях крыла, вынесенных вперед, и уменьшением скоса потока на ГО.

6. Стреловидное крыло обладает повышенной поперечной устойчивостью, приводящей к раскачке самолета, что обусловлено созданием большего, чем для прямого крыла, момента крена при рыскании самолета.

7. Менее эффективно работает механизация крыла.

8. Конструктивно стреловидное крыло тяжелее; сложно обеспечить требуемую жесткость конструкции. Деформации крыла в полете приводят к изменению аэродинамических характеристик самолета и характеристик устойчивости, управляемости (залипка самолета, реверс и всплыивание элеронов).

Такие конструктивные особенности скоростных самолетов усложняют условия пилотирования и становятся причиной явлений, угрожающих безопасности полета, что вызвало необходимость введения дополнительных эксплуатационных ограничений, в том числе на максимальные скорости полета и числа  $M$ .

## 2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА ТУ-154

### 2.1. Основные сведения о самолете

Скоростной реактивный самолет Ту-154Б предназначен для эксплуатации на авиалиниях средней дальности полета с коммерческой загрузкой до 18 т и крейсерской скоростью до 900 км/ч. Самолет выполнен по схеме низкоплана со стреловидным крылом с однокилевым Т-образным оперением. Три двухконтурных турбореактивных двигателя НК-8-2У расположены в хвостовой части фюзеляжа, что обеспечивает следующие преимущества:

- крыло, не связанное специальными требованиями по установке двигателей, оптимизировано по аэродинамическим характеристикам;

- выше аэродинамическое качество, эффективнее механизация, большее значение  $M_{kp}$  и др.;

- в случае отказа двигателя невелик разворачивающий момент рыхания;

- в пассажирской кабине двигатели создают меньший уровень шума.

#### Недостатки:

- смещение назад центра тяжести приводит к необходимости смещения назад и крена, т.к. у устойчивого самолета центр тяжести должен быть переди фокуса самолета. Это обстоятельство уменьшает плечо горизонтального оперения, тем самым ухудшая продольную управляемость, что вызывает необходимость применения переставного стабилизатора и увеличения площади ГО. Центр тяжести незагруженного самолета близок к предельно-заднему положению центровки переваливания пустого самолета на хвост на зените ( $\bar{x}_t = 52,5\%$ );

- на больших углах атаки более вероятны отказы двигателя из-за попадания в воздухозаборник аэродинамического следа от крыла;

- применение высокорасположенного ГО усложняет обеспечение устойчивости и управляемости на больших углах атаки;

- увеличивается вес конструкции самолета как за счет веса крыла, т.к. отсутствует его разгрузка двигателями, так и за счет усиления конструкций фюзеляжа киля, крепления двигателей;

- не используется задняя часть фюзеляжа, что снижает пассажировместимость;

- возрастает вероятность попадания в двигатель посторонних пред-

нетов и грязи, вылетающих из-под колес шасси;

-при включении реверса на пробеге затягивается вертикальное оперение, что ухудшает путевую устойчивость и управляемость.

Перечисленные недостатки во многом относятся к проблемам проектирования, но их проявления могут сказываться и на особенностях пилотирования самолета.

Самолет - низкоплан, поэтому по сравнению с высокопланом имеет следующие преимущества:

-ярче выраженный эффект воздушной подушки;

-нижнее расположение крыла и высокое расположение ГО обеспечивают в широком диапазоне углов атаки меньшее влияние скоса потока за крылом на обтекание ГО;

-шасси более низкое и легкое, имеет меньшее аэродинамическое сопротивление;

-проще выполняется силовая схема соединения крыла с фюзеляжем.

К недостаткам следует отнести большее взаимовлияние крыла и фюзеляжа, что в некоторой мере устраивается выполнением зализов.

## 2.2. Аэродинамическое обоснование основных геометрических характеристик крыла и хвостового оперения

Геометрические характеристики крыла и хвостового оперения обусловлены требованиями обеспечения безопасности при полетах на больших числах  $M$  и способствуют затягиванию срыва потока на концах крыла до больших углов атаки (рис.2.1).

Крыло самолета имеет трапециевидную форму в плане с углом стреловидности  $\chi=37^\circ$  по передней кромке. Удлинение крыла  $\lambda=7,83$ .

Трапециевидная форма способствует уменьшению изгибающего момента и позволяет снизить вес крыла. Большое удлинение обеспечивает меньшее индуктивное сопротивление, повышение аэродинамического качества, улучшение взлетно-посадочных характеристик.

Крыло самолета имеет аэродинамическую кромку, т.к. скомпоновано из профилей, имеющих различную относительную толщину и кривизну вдоль размаха крыла.

Геометрическая кромка крыла составляет  $4^\circ$ : установочный угол атаки корневой хорды  $3^\circ$  уменьшается до  $-1^\circ$  на концах крыла - таким образом, опущенные вниз концевые профили позже выходят на крити-

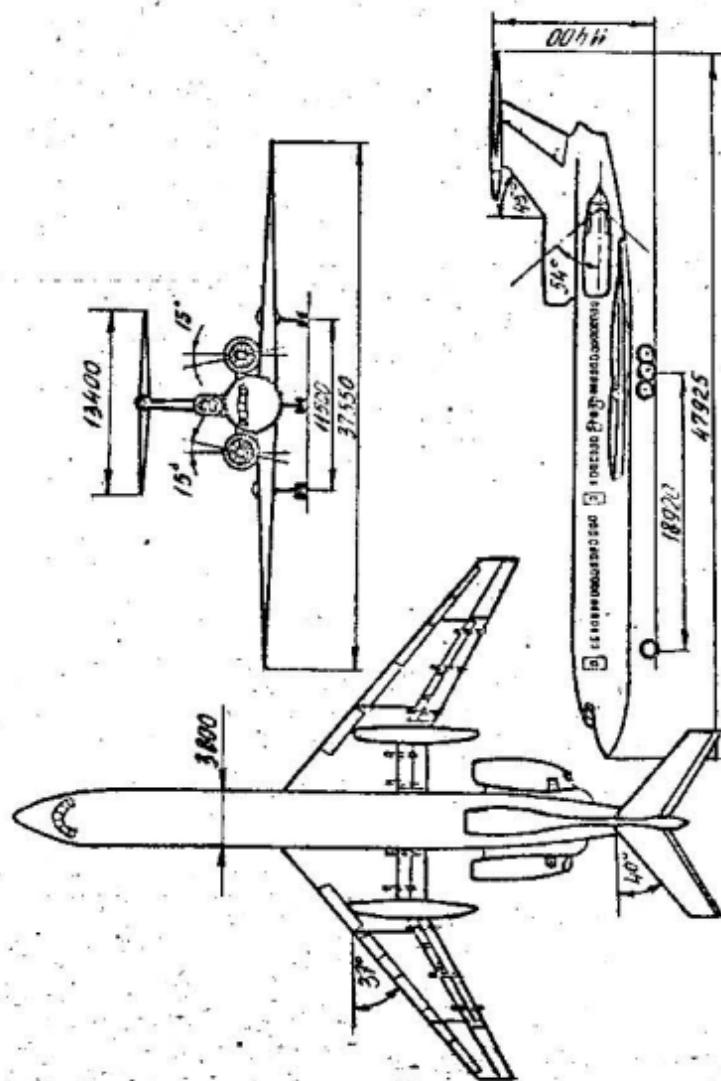


Рис. 2. Габаритные и аэродинамические размеры самолета

ческие углы атаки, затягивая развитие срыва на концах крыла.

аэродинамические гребни, установленные на верхней поверхности крыла, препятствуют утолщению пограничного слоя на концах крыла и его преждевременному срыву.

Таким образом, наличие аэродинамической и геометрической крутки, установка аэродинамических гребней повышают несущие свойства крыла, затягивают срыв потока в концевых сечениях крыла при выходе на большие углы атаки, увеличивают значение  $M_{kr}$ , что в конечном итоге улучшает характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Отрицательное значение V-образности крыла, равное  $-i^* 10$ , понижает степень поперечной устойчивости самолета, обеспечивая боковую устойчивость до больших углов атаки  $\alpha$ .

Наличие напльвов в корневой части крыла улучшает взлетно-посадочные характеристики, т.к. увеличивается эффективная площадь крыла, а отсутствие стреловидности повышает несущие свойства этой части крыла, увеличивая эффективность закрылков и интерцепторов.

#### Механизация крыла

Для получения приемлемых взлетно-посадочных характеристик, характеристик прерванного взлета, нормального и экстренного снижения крыло самолета снабжено соответствующей механизацией.

Закрылки трехщелевые выдвижные имеют внутренние (на центроплане) и внешние секции. Угол отклонения закрылков на взлете  $\delta_3 = 15, 28^\circ$ ; на посадке  $\delta_3 = 28.45^\circ$ . Профилированная щель открывается лишь при  $\delta_3 > 25^\circ$ . Выдвинутые закрылки увеличивают площадь и кривизну крыла, улучшая взлетно-посадочные характеристики.

Для внутренних закрылков в крейсерском полете хвостовик за крылка не убирается в контур крыла, а отклонен вниз на  $2^\circ$ . Это приводит к перераспределению нагрузки по размаху крыла, увеличивая его жесткость.

Предкрылки щелевые, средний угол отклонения которых составляет  $18.5^\circ$ , увеличивают значение  $C_{u_{max}} \text{ и } \alpha_{kr}$  на  $3...4^\circ$ , уменьшая значение скорости срыва. Это достигается увеличением пистонной скорости обтекания верхней поверхности крыла за счет энергии потока, проходящего через профилированную щель. При выпуске предкрылок кинетиче-

вперед смещается центр давления, уменьшая пикирующий момент при выпуске закрылков.

Интерцепторы установлены перед внутренними и внешними закрылками, состоят из двух средних секций и одной внутренней на каждом крыле. Отклоненные интерцепторы существенно изменяют условия обтекания крыла, приводят к срыву потока, что резко уменьшает  $C_d$  и увеличивает  $C_x$ .

Внутренние интерцепторы ( $\delta_i = 50^\circ$ ) используются лишь на пробеге (прерванном взлете). Они выпускаются вручную или автоматически после касания ВПП и обжатия амортизаторов основных стоек шасси. Вручную - кнопкой, расположенной на рукоятке управления срединами интерцепторами; автоматически - при повороте рычагов реверса тяги двигателей N1 и N3 из выключенного положения на угол  $70^\circ$ .

Средние интерцепторы кроме пробега используются также в полете при выполнении нормального или экстренного снижения. Отклоняясь на любой угол  $< 45^\circ$ , они являются эффективным средством управления подъемной силой и сопротивлением самолета, улучшая его маневренные возможности. При отклонении средних интерцепторов между ними и поверхностью крыла образуется щель для перетекания подторможенного воздуха, что предотвращает развитие срыва потока с последующей вибрацией и тряской самолета. Это позволило не вводить ограничения на скорость полета при их отклонении. Выпущенные при движении по ВПП интерцепторы сокращают длину пробега на 20...25% за счет увеличения аэродинамического сопротивления и увеличения силы трения колес, т.к. уменьшение подъемной силы увеличивает обжатие колес, повышая эффективность тормозов.

Элерон-интерцепторы (внешние интерцепторы) используются совместно с элеронами для повышения эффективности поперечного управления. Элероны-интерцепторы отклоняются только вверх на угол до  $45^\circ$  пропорционально углу отклонения вверх соответствующего элерона от  $15^\circ$  до  $20^\circ$ . Максимальный угол отклонения элеронов  $\delta_{эл} = \pm 20^\circ$ .

Шасси выполнено по трехопорной схеме. Главные опоры имеют трехосные тележки, что повышает устойчивость движения самолета по ВПП. Выпуск шасси увеличивает лобовое сопротивление самолета: на малых скоростях  $C_x = 0.015$ , а на больших скоростях при экстренном снижении ( $M=0.88$ )  $C_x = 0.04$ , что благоприятно сказывается на характеристиках снижения. Самолет оборудован управлением поворота

колес передней ноги шасси и тормозами колес главных ног.

Хвостовое оперение - Т-образное, что уменьшает воздействие на него скосов потока от крыла в широком диапазоне углов атаки. Развитие волнового кризиса и срыв потока на оперении представляет повышенную угрозу безопасности полетов, поэтому геометрические характеристики обеспечивают условия более позднего, чем на крыле, ухудшения несущих свойств. Повышенная же относительная к крылу стреловидность оперения, меньшее удлинение и толщина профилей обеспечивают требуемые характеристики устойчивости и управляемости самолета при полете на больших числах  $M$ .

На самолете установлен переставной стабилизатор. Он обеспечивает балансировку самолета при выпущенной механизации с необходимым запасом руля высоты и расширяет эксплуатационный диапазон центровки (рис.2.2). При выпуске закрылков растет величина подъемной силы и смешается назад центр давления, увеличивая пикирующий момент крыла. Другим фактором, влияющим на пикирующий момент, является положение центра тяжести самолета: передняя центровка за счет увеличения плеча приводит к возрастанию пикирующего момента. Для балансировки самолета требуется создание значительной силы на ГО, причем следует учесть, что эффективность его уменьшается при полете с отклоненными закрылками из-за увеличения скоса потока за крылом и возрастает с увеличением скорости полета. Использование для балансировки отклонения руля высоты на большие углы недопустимо, т.к. необходимо иметь эксплуатационный запас для выполнения маневров в вертикальной плоскости. Для создания необходимой уравновешивающей силы на ГО и соответствующего кабрирующего момента используется переставной стабилизатор.

Диапазон углов отклонения стабилизатора относительно строительной горизонтали самолета вниз составляет  $1.5\dots7^\circ$  по указателю поворота стабилизатора (УПС)  $-0\dots5.5^\circ$ . Полетное положение стабилизатора составляет  $1.5^\circ$  по УПС, при выпущенных закрылках положение стабилизатора зависит от угла отклонения закрылков и центровки самолета.

Чтобы предотвратить возникновение в процессе выпуска закрылков большого момента тангажа, который сложно своевременно сбалансировать рулем высоты, на самолете применяется симметричное управление: система управления закрылками в автоматическом и

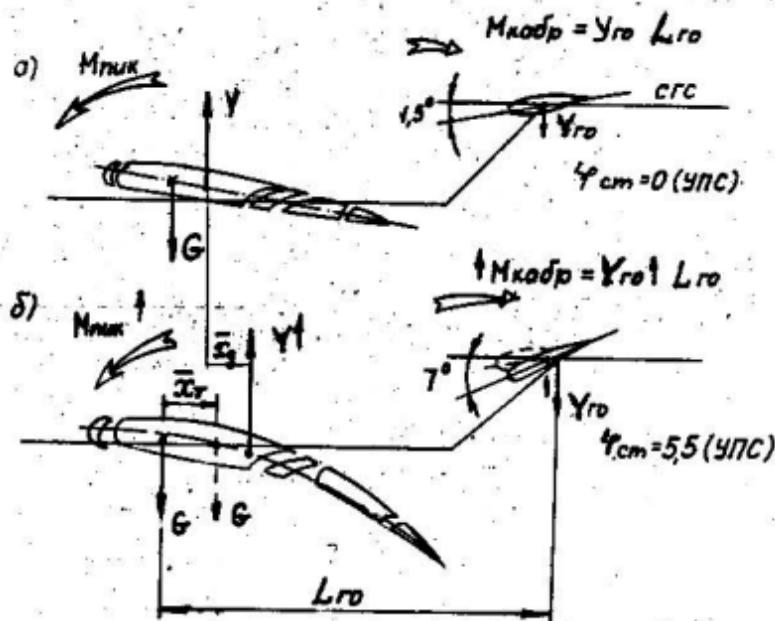


Рис. 2.2 Балансировка самолета с помощью переставного стабилизатора:  
а - полетное положение; б - посадочное положение;

— — — влияние центровки

ручном режимах работы предусматривает совместную работу с системами управления предкрыльями и стабилизатором. Управление осуществляется рукояткой управления "ЗАКРЫЛКИ".

Изменение угла установки стабилизатора в зависимости от центровки осуществляется переключателем "ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА", который устанавливается в одно из трех положений, имеющих цветную маркировку в соответствии с центровкой самолета. Все последующие описания этапов полета будут относиться к самолетам, оборудованным задатчиком стабилизатора.

Согласованное положение закрылков, предкрыльев и стабилизатора в зависимости от положения переключателя "ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА" представлено в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Согласованное положение закрылков, предкрыльев и стабилизатора

Угол отклонения закрылков, град	Положение предкрыльев	Центровка самолета, % САХ		
		до 28	от 28 до 35	выше 35
		П зеленый цвет	С черный цвет	З желтый цвет
Согласованное положение стабилизатора, град				
0	Убраны	0	0	0
15,28	Выпущены	3	1,5	0
45	Выпущены	5,5	3	0

На самолете предусмотрено и управление стабилизатором в ручном режиме (при открытом колпачке) от переключателя ручного управления стабилизатором во всем диапазоне рабочих углов от 0 до 5,5° (по УЛС) независимо от положения закрылков.

Площадь переставного стабилизатора значительно больше площади руля высоты, что обеспечивает его большую эффективность - величину продольного момента при отклонении стабилизатора на один градус. По результатам летных испытаний было установлено соотношение эффективности стабилизатора и руля высоты: при малых углах отклонения

руля ( $\alpha$  до  $20^\circ$ ) оно равнялось 3, при больших углах это соотношение увеличивалось до 6 из-за падения эффективности руля высоты.

Для обеспечения БП важно помнить, что высокая эффективность переставного стабилизатора предъявляет особые требования к правильности его установки в различных условиях полета, особенно в режиме ручного управления, а также при отказе в системе управления типа "заклинивание". При неправильном положении стабилизатора для балансировки самолета потребуется увеличенный более чем в 3 раза расход рулей, что может существенно уменьшить эксплуатационный запас по рулям, а в худшем случае рулей может не хватить для выполнения маневров.

При отказе системы совмещенного управления необходимо своевременно перейти на ручное управление, не допуская опасного нарушения продольной балансировки.

Углы отклонения руля высоты:  $-29^\circ$  вверх;  $+16^\circ$  вниз.

Углы отклонения руля направления влево-вправо составляют  $20^\circ$ .

Диапазон углов отклонения рулей от АБСУ:

-элеронов вверх-вниз -  $8^\circ$ ;

-руля высоты вверх-вниз -  $10^\circ$ ;

-руля направления вправо-влево -  $10^\circ$ .

### 2.3. Аэродинамические характеристики самолета

Подъемная сила самолета и его сопротивление могут быть определены через значения аэродинамических коэффициентов во всех диапазонах эксплуатационных условий.

Аэродинамические характеристики самолета для полетной конфигурации (рис. 2.3) позволяют определить значения характерных углов атаки самолета при выполнении полета. Полет на наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{\text{нв}} = 9.4^\circ$  будет обеспечивать максимальное качество  $K=15.5$  и минимальные часовые расходы топлива. Полет на углах  $\alpha > \alpha_{\text{нв}}$  связан с риском выхода на режимы сваливания, поэтому при  $\alpha=12^\circ$  произойдет срабатывание световой и звуковой сигнализации АУАСЛ. Значение допустимого угла атаки  $\alpha_{\text{доп}} = 15^\circ$  обусловлено неустойчивой работой двигателей. При полете на  $\alpha_{\text{сраб}} < \alpha < \alpha_{\text{доп}}$  возникает характерная тряска самолета, связанная с развитием срывных явлений на крыле.

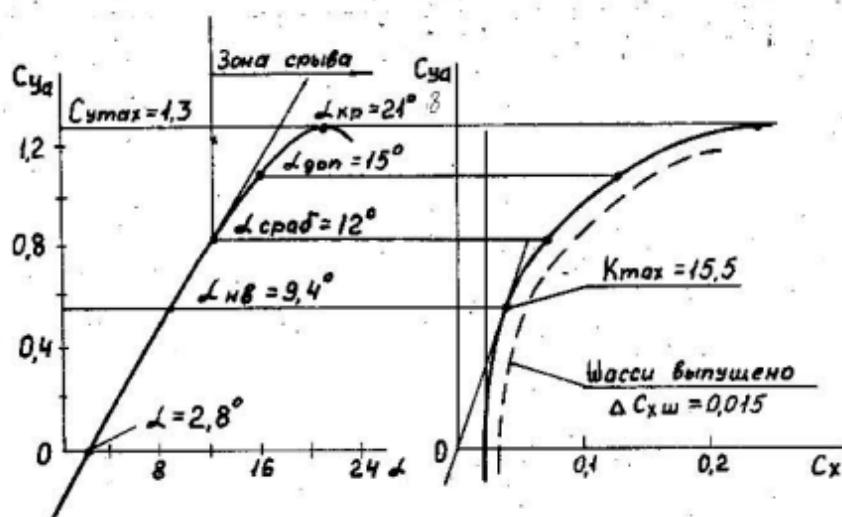


Рис. 2.3. Аэродинамические характеристики самолета в полетной конфигурации без учета сжимаемости

Как показали летные испытания, интенсивность тряски зависит от высоты полета: при НК 6000 м тряска пропадала.

Критический угол атаки  $\alpha_{kr} = 21^\circ$ ; на этом угле реализуется максимальная подъемная сила, что соответствует минимальной скорости горизонтального полета - скорости срыва (сваливания).

Выпуск шасси приводит к увеличению сопротивления самолета  $\Delta C_x = 0.015$ , это соответствует примерно 70% минимального сопротивления самолета в полетной конфигурации ( $C_x = 0$  ШУ).

При выпуске механизации (закрылков, предкрылоков) во взлетное или посадочное положение (рис. 2.4) увеличивается несущая способность крыла ( $C_y \uparrow$ ), что улучшает взлетно-посадочные характеристики самолета (уменьшаются скорости отрыва и касания, сокращаются дистанции разбега и пробега). С увеличением  $C_y$  в большей степени возрастает и аэродинамическое сопротивление ( $C_x \uparrow$ ), соответственно уменьшается максимальное качество  $K_{max}$ .

При выпуске предкрылоком между крылом и предкрылком образуется профицированная щель. Ускоренный поток воздуха через эту щель попадает на верхнюю поверхность крыла, создавая дополнительное разрежение и способствуя затягиванию срыва потока, т.е. увеличению  $C_{yах}$  и  $\alpha_{kr}$  на 3...4°. Увеличение при выпуске механизации значения  $C_{yах}$  приводит к уменьшению скоростей срыва

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m}{C_{yах} \rho S}}$$

Вместе с тем уменьшаются  $\alpha_{kr}$  как следствие более раннего начала срывных явлений на крыле (рис. 2.5). В зависимости от положения закрылоков изменяется и угол настройки сигнализатора АУАСП (см. табл. 2.1). Выпуск интерцепторов увеличивает сопротивление самолета ( $C_x \uparrow$ ), уменьшает  $C_y$ . Наибольшее их влияние на аэродинамические характеристики проявляется при выпуске закрылоков на максимальный угол.

Влияние поверхности земли на аэродинамические характеристики самолета связано с изменением условий работы крыла: давление под крылом увеличивается (образуется воздушная подушка), скос потока за крылом уменьшается. В результате увеличивается подъемная сила и уменьшается сопротивление - за счет индуктивной составляющей (рис. 2.6). Величина изменения  $\Delta C_{y зем}$ ,  $\Delta C_x зем$  определяется механизацией крыла, высотой и полетным углом атаки. В посадочной

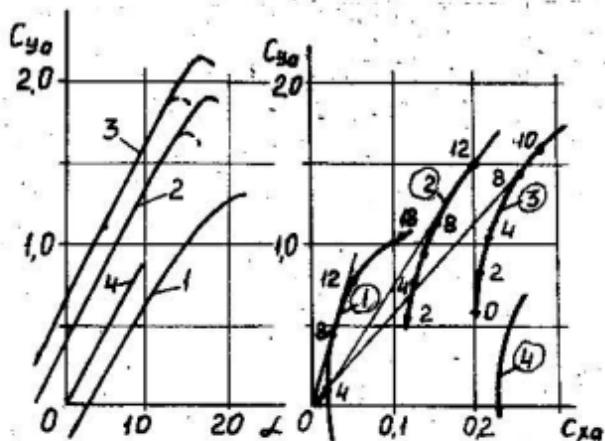


Рис. 2.4. Влияние механизации на аэродинамические характеристики самолета: 1 - полетная конфигурация; 2 -  $\delta_3 = 28$ ,  $\delta_{\text{пр}} = 18.5$ ; 3 -  $\delta_3 = 45$ ,  $\delta_{\text{пр}} = 18.5$ ; 4 -  $\delta_3 = 45$ ,  $\delta_{\text{пр}} = 18.5$  с отклоненными на пробеге интерцепторами

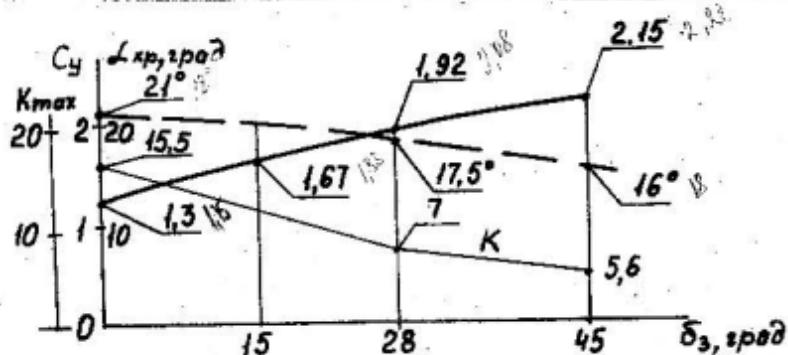


Рис. 2.5. Влияние механизмов на значение  $C_{y \text{ max}}$ ,  $\alpha_{kr \text{ max}}$ ,  $K_{\text{ max}}$

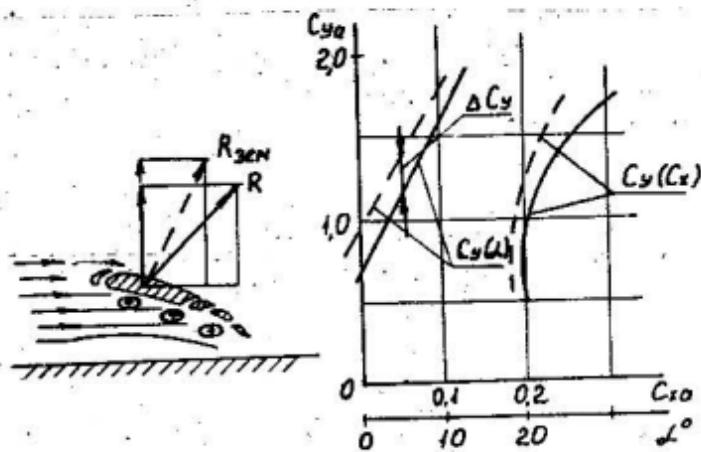


Рис. 2.6 "Влияние поверхности земли на изменение аэродинамических характеристик : - - с учетом влияния земли

конфигурации на оптимальной высоте прирост  $\Delta C_y = 0.13$ , а коэффициент лобового сопротивления уменьшается на 0,01. Изменение аэродинамических характеристик вследствие влияния зенита благоприятно сказывается на выполнении посадки, уменьшая значение вертикальной скорости.

#### Влияние числа $M$ полета

При увеличении числа  $M$  полета возрастает влияние сжимаемости на аэродинамические характеристики самолета. До возникновения скачков уплотнения  $M < M_{кр}$  растет подъемная сила, но в большей степени увеличивается сопротивление самолета, поляры вытягиваются вверх и смещаются вправо, приводя к падению максимального качества  $K_{ах}$  (рис. 2.7). Для обеспечения БП важно, что с увеличением числа  $M$  полета срыв потока возникает раньше: уменьшаются значения  $C_{yах}$  и критического угла атаки  $\alpha_{кр}$ . В результате повышается вероятность выхода самолета на недопустимо большие углы при попадании в восходящие порывы или при интенсивном взятии штурвала "на себя". Для предупреждения пилота о приближении к углам сваливания и обеспечения нормируемых запасов по углу атаки в зависимости от числа  $M$  и положения закрылков осуществляется изменение угла настройки сигнализатора АУАСП.

Таблица 2.2

Значение углов настройки сигнализатора АУАСП

$M, \delta_3 = 0$	0,4	0,6	0,7	0,8	0,9	$\delta_3$	15	28	45
$\alpha^*_{наст}$	12	12	8,8	7,8	6,0	$\alpha^*_{наст}$	13	12	12

#### 2.4. Особенности аэродинамических и геометрических характеристик самолета Ту-154М

Установка нового двигателя на самолете и доработки планера позволили улучшить летно-технические характеристики самолета и его экономические показатели.

В связи с установкой новых двигателей Д-30-КУ были изменены обводы воздухозаборника центрального двигателя, фюзеляж, верхней и хвостовой части фюзеляжа, боковых нотогондол и пилонов, что улучшило аэродинамические формы агрегатов. Применение отшлифованной

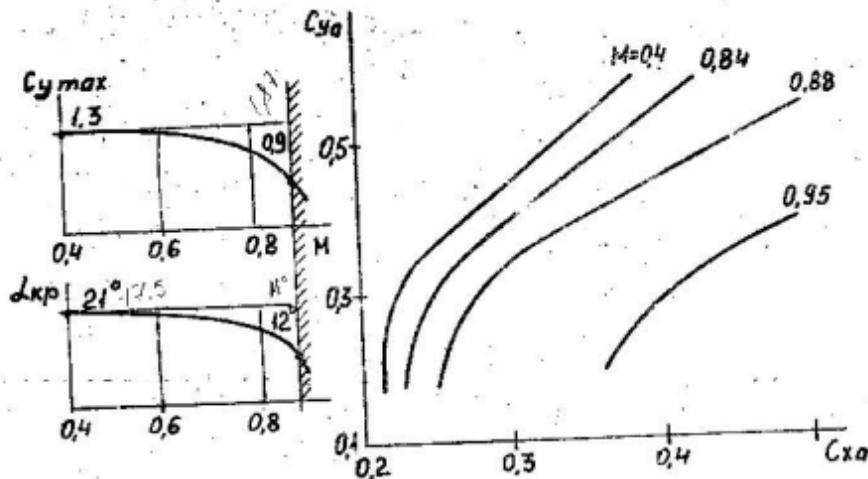


Рис. 2.7. Влияние числа  $M$  на аэродинамические характеристики самолета

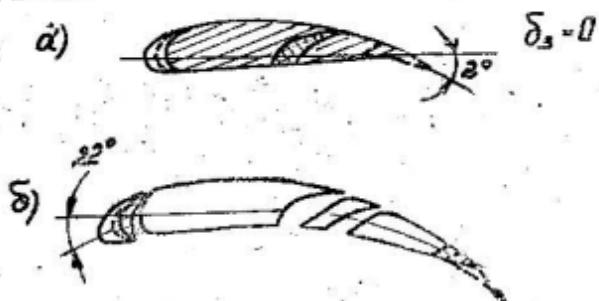


Рис. 2.8. Изменение геометрических характеристик крыла самолета

Ту - 154М : а - устранение зависания хвостика на центроплане; б - изменение формы закрылков и угол отклонения предкрылков; - - для Ту - 154Б

конструкции с минимальным количеством крепежа повысило качество внешней поверхности самолета, снизило аэродинамическое сопротивление. Усовершенствования крыла и ГО позволили улучшить характеристики самолета: его продольную управляемость.

Крыло самолета Ту-154М имеет следующие особенности (рис.2.8):  
 -устранено зависание на 2° хвостика внутренних закрылков в полетном положении - они убираются в теоретический контур крыла;  
 -установлен новый зализ крыла с фюзеляжем;

-по обеим бортам гондол шасси установлены зализы, которые на верхней поверхности крыла обеспечивают перекрытие щелей между гондолой шасси, закрылками и интерцепторами;

-удлинены обтекатели балок внутренних и внешних закрылков.  
 Эти мероприятия увеличили максимальное аэродинамическое качество самолета на единицу:  $K_{\text{пах}} = 16,5$ .

Изменения в механизации крыла связаны с установкой двухзвеневых щелевых закрылков, заварен хвостик закрылков. Для компенсации возможных потерь  $C_{y,\text{пах}}$  и  $\alpha_{\text{кр}}$  предкрышки отклоняются на большой угол по всему размаху; средний угол отклонения всех секций составил 22°. Для посадочной конфигурации дополнительно предусмотрен угол отклонения закрылков  $\delta_3 = 36^\circ$ .

Для улучшения продольной устойчивости и управляемости изменены характеристики ГО:

- увеличен площадь  $\Delta$  и руля высоты;
- изменен угол отклонения стабилизатора относительно оси самолета: он составил -3...-8,5°. Значения углов по УПС остались прежними (0...5,5°);
- изменен диапазон отклонения руля высоты: -25°-вверх, +20°-вниз.

Доработки крыла привели к некоторым изменениям аэродинамических характеристик, сравнительные значения которых представлены в табл. 2.3.

Таблица 2.3  
Сравнительные аэродинамические характеристики

Конфигурация самолета	Модификация	$\alpha_{кр.}$ , град	$\alpha_{наст.}$ , град	$C_y_{max}$	$V_S(m=90t)$ , км/ч
Полетная $\delta_3 = 0^\circ$	Tу-154Б	21	12	1,3	282
	Tу-154М	18	12	1,15	300
Взлетная $\delta_3 = 28^\circ$	Tу-154Б	17,5	12	1,92	222
	Tу-154М	18	12	2,08	233
Посадочная $\delta_3 = 45^\circ$	Tу-154Б	16	12	2,15	220
	Tу-154М	18	12	2,22	216

Больший угол отклонения предкрылоков на самолете Ту-154М вносит более значительный вклад в увеличение значений  $C_y_{max}$  и  $\alpha_{кр.}$  следовательно, и более существенно уменьшает их в случае невыпуска предкрылоков, приводя к увеличению скоростей срыва.

Таблица 2.4  
Изменение характеристик в случае невыпуска предкрылоков

		$\delta_3$ , град			
		15	28	36	45
$\delta_{пр} = -22^\circ$	$\alpha_{кр.}$ , град	18	18	18	18
	$\alpha_{пр.}$ , град	13	13	13	13
$\delta_{пр} = 0^\circ$	$C_y_{max}$	1,88	2,08	2,18	2,22
		1,35	1,60	1,80	1,83

## 2.5 Основные технические характеристики самолета Ту-154

Установленные максимальные массы, т	Tu-154B	Tu-154M
рулевая	98,5 (100,5)	100,5
взлетная	98 (100)	100
посадочная	78	80
самолета без топлива	72	74
Максимальная коммерческая загрузка	18	18

## Геометрические данные

## Крыло

Площадь крыла с наплытом, м <sup>2</sup>	201,45	201,45
Средняя аэродинамическая хорда (в САХ), м	5,28	5,28
Поперечное у крыла, град	-1°10'	-1°16'
Угол установки крыла в корне, град	+3	+3
Угол установки крыла на конце, град	-1	-1
Стреловидность крыла ( $\chi$ ) по передней кромке, град	35	35
Удлинение крыла ( $\lambda=L/B$ )	7,83	7,83
Сужение крыла ( $\eta=b_{\text{кор}}/b_{\text{кон}}$ )	3,48	3,48
Угол отклонения закрылков, град	15,28,45	15,28, 36,45
Угол отклонения интерцепторов, град	50,45,45	50,45,45
Угол отклонения элеронов ( $b_3$ ), град	±20	±20
Угол отклонения предкрыльев ( $b_{\text{пр}}$ ), град	18,5	22,0

## Горизонтальное оперение

Площадь горизонтального оперения, м <sup>2</sup>	40,55	42,22
Площадь руля высоты, м <sup>2</sup>	8,46	9,8
Стреловидность, град	40	40
Угол отклонения стабилизатора от СГФ, град	-1,5...-7	-3...-8,5
по УПС, град	-0...-5,5	-0...-5,5

Отклонение руля высоты, град	-29,+16	-25,+20
------------------------------	---------	---------

## Вертикальное оперение

Площадь вертикального оперения, м <sup>2</sup>	31,72	31,72
Площадь руля направления, м <sup>2</sup>	7,4	7,53
Угол стреловидности, град	45	45
Высота вертикального оперения, м <sup>2</sup>	5,65	5,65
Угол отклонения руля направления, град	±25	±25

### 3. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ НК-8-2У

На самолете Ту-154Б установлены двигатели НК-8-2У.

Основными параметрами двигателя (табл.3.1), влияющими на летно-технические характеристики самолета, являются:

-располагаемая тяга Р.ее зависимость от режима работы двигателя (РРД), режима полета (Н, и) и внешних условий (температуры и давления на аэродроме);

-удельный расход топлива  $C_{уд}$  – расход топлива в килограммах для получения 1 Ньютона тяги в течение часа;  $C_{уд} = f(RUD, V, H)$ , характеризует экономичность двигателя;

-приемистость двигателя – время, необходимое для увеличения тяги до требуемых значений.

Таблица 3.1  
Основные параметры работы двигателя НК-8-2У  
на земле в условиях МСА

Режим работы	Угол поворота РРД (ИЛ21)	Частота вращения ротора компрессора высокого давл. (ИТЭ-2)		Сила тяги кН
		град	%	
Взлетный	114±2	95,5 <sup>+1</sup> <sub>-1,5</sub>		105
Номинальный	106±1	92,5±1		88,5±1,5
0,85 Н	96±2	89,5±1		75
0,7 Н	86±3	86,5±1		66,5
0,6 Н	80±3	84,0±1		53
0,4 Н	66±3	78,5±1		
Малый газ	25±4	55,5±3		6,5±1,0
Максимальная обратная тяга	3 <sup>+2</sup> <sub>-3</sub>	88 <sup>+2</sup> <sub>-1,5</sub>		36±1,5

В упрощенной постановке можно считать, что тяга двигателя за-

висит от расхода воздуха и соотношения скоростей истечения газа из сопла и полета самолета:

$$P = \frac{G}{q} (w - V_{ист})^2 / q, \quad (3.1)$$

где  $G$  — расход воздуха в секунду;

$w$  — скорость истечения газов;

$q$  — ускорение свободного падения.

Режим работы двигателя определяется частотой вращения ротора компрессора высокого давления.

Режим МГ соответствует наименьшей частоте вращения ротора компрессора высокого давления, при котором двигатель должен работать устойчиво.

Для ряда условий эксплуатации самолета (ход на второй круг, прерванный взлет и т.д.) важной характеристикой является приемистость двигателя. Для  $H=0$  на режиме от МГ до взлетного она составляет  $\sim 10$  с, а на режиме от 0,4 ч до взлетного — не более 6 с.

Зависимость силы тяги и удельного расхода топлива двигателя от условий полета характеризуется дроссельными и высотно-скоростными характеристиками.

**Дроссельные характеристики двигателя:** изменение тяги  $P$  (без потерь) и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  в зависимости от РРД.

С увеличением частоты вращения ротора тяга растет. Такой характер изменения тяги сохраняется как для земных условий, так и на большой высоте полета (рис. 3.1).

Изменение  $C_{уд}$  по частоте вращения ротора зависит от степени поджатия воздуха в камере сгорания. Чем больше сжат воздух, тем полнее используется тепло при сгорании топлива, тем меньше  $C_{уд}$ . На режимах работы двигателя 0,8...0,82 ч ( $M=0,85$ )  $C_{уд} = 0,079...0,081$ . Это минимальное значение  $C_{уд}$ . На больших и меньших режимах РРД  $C_{уд}$  возрастает.

**Высотные характеристики двигателя:** изменение силы тяги  $P$  и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от высоты полета  $H$  при  $V=const$  и постоянном режиме.

Двигатель НК-8-2У не высотный, тяга  $P$  сильно уменьшается с высотой, т.к. она пропорциональна квадрату расходу воздуха, который с высотой уменьшается из-за падения плотности  $\varrho$  и наружного давления.

$C_{уд}$  с высотой уменьшается, т.к. с понижением температуры  $T_1$  степень сжатия увеличивается и улучшается использование тепла.

Скоростные характеристики двигателя: изменение силы тяги Р и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от скорости (числа  $M_1$ ) при принятом РРД.

Согласно формуле (3.1) тяга Р будет тем больше, чем больше воздуха проходит через двигатель в одну секунду и чем больше разность между скоростью истечения газов и скоростью полета. Зависимость этих двух факторов от скорости определяет уменьшение тяги при увеличении скорости:  $C_{уд}$  с увеличением скорости полета ( $M_1$ ) на всех высотах незначительно возрастает. Высотно-скоростные характеристики двигателя НК-8-2У представлены на рис. 3.2. Аналогичные характеристики имеет и двигатель Д-30-КУ.

Влияние температуры воздуха на тягу двигателя связано с изменением плотности  $\rho$ . Наибольшие ограничения на характеристики самолета накладывает повышение температуры относительно МСА, когда из-за уменьшения плотности располагаемая тяга уменьшается практически на всех высотах. При этом изменяются такие важные характеристики самолета, как вертикальная скорость набора, максимальные высоты полета, градиенты набора при уходе на второй круг и другие.

На пробеге и этапе торможения при прерванном взлете используется реверс тяги боковых двигателей. Реверс тяги является особенно эффективным средством торможения при малых коэффициентах сцепления (влажные и обледенелые ВЛП).

Для создания обратной тяги при включении реверса створки-ковши перекрывают выход газов к соплу и открывают решетки, через которые вытекает струя воздуха с поворотом на  $56^\circ$  к горизонту вверх и вниз. Чтобы отвести ее от фюзеляжа и шасси, реверсирующее устройство - верхние и нижние решетки повернуты на угол  $15^\circ$  относительно вертикали. При этом в результате взаимодействия набегающего потока со струей газов двигателей изменяется картина обтекания вертикального оперения, что приводит к ухудшению характеристик путевой устойчивости и управляемости, особенно с уменьшением скорости.

#### Особенности двигателя Д-30-КУ

На самолете Ту-154М установлены двигатели Д-30-КУ-154, оборудованные реверсивным устройством ковшового типа. Характер взаимодействия реверсивной струи с набегающим потоком для этого

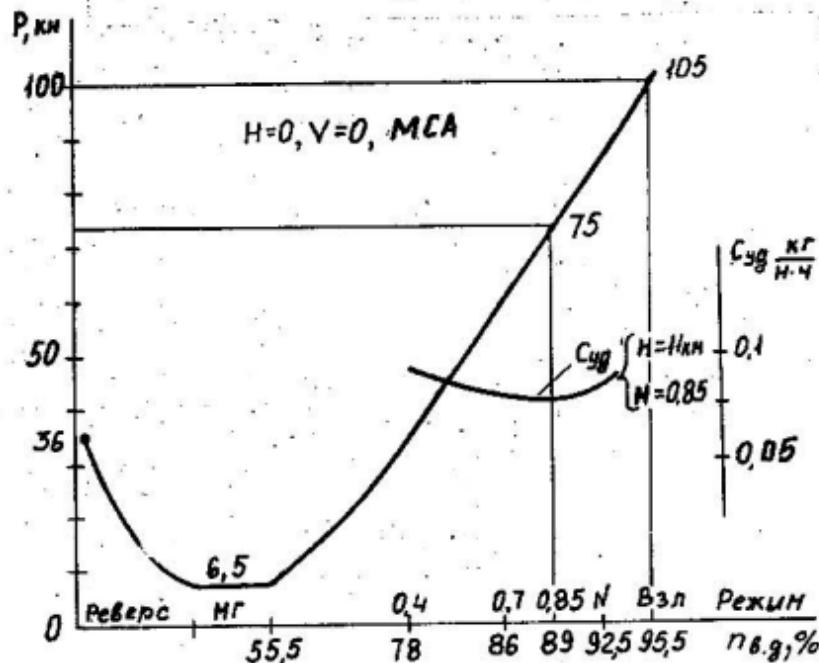


Рис. 3.1. Дроссельные характеристики двигателя НК-8-2У

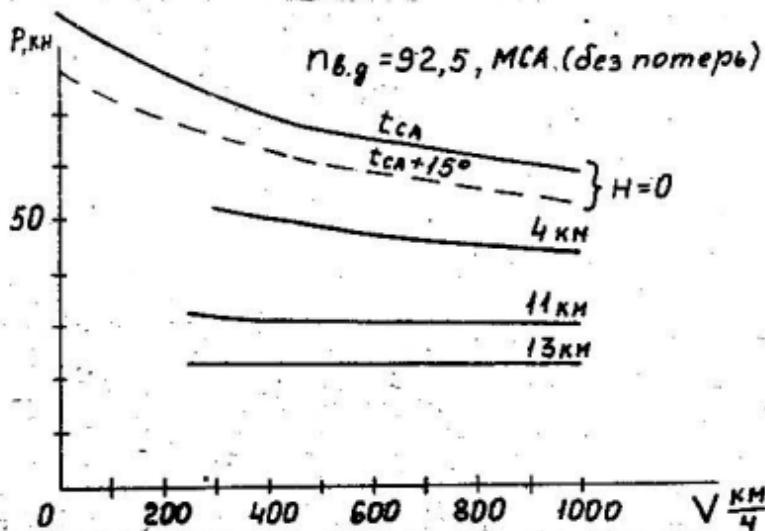


Рис. 3.2. Высотно-скоростные характеристики двигателя НК-8-2У

двигателя, существенно отличается от наблюдаемого на самолете Ту-154Б: зона завихренного срывного обтекания охватывает значительно меньшую площадь  $W_0$ , что позволяет ожидать меньшее снижение устойчивости и управляемости по углу рыскания. Эти выводы были сделаны по результатам летных испытаний и продувок в аэродинамической трубе.

Кроме того, двигатель Д-30-КУ имеет следующие отличные от НК-8-2У параметры:

- повышенную максимальную реверсивную тягу ( $P_{рев} = 38 \text{ кН}$ ), что способствует уменьшению длины пробега и сбалансированной длины ВЛП;

- уменьшенное значение удельного расхода топлива: при  $M=0,85$  и  $H=11 \text{ км}$   $C_{уд} = 0,071$  по сравнению с  $C_{уд} = 0,077$  для НК-8-2У при тех же условиях полета, что обусловит снижение часового и километрового расхода топлива.

При включении реверса на пробеге время перехода прямой тяги режима МГ на обратную зависит от скорости движения самолета и составляет  $\approx 6...7 \text{ с}$ .

Прерванный взлет характеризуется резким изменением режима работы боковых двигателей - от взлетного до режима максимальной обратной тяги, которая создается примерно за 5 с с момента включения реверса.

Величина  $P_{рев}$  зависит от скорости: она тем больше, чем выше скорость движения. На обратную тягу оказывают влияние высота расположения аэродрона и температура наружного воздуха. Как и для прямой тяги, повышение температуры относительно стандартной и увеличение высоты расположения аэродрона уменьшают величину обратной тяги.

## 4. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

### 4.1. Летные характеристики самолета по кривым потребных и располагаемых тяг

При рассмотрении режимов полета особое внимание следует уделять ограничениям (аэродинамическим, прочностным, физиологическим), обусловленным требованиями летной эксплуатации. Они разделяются на ограничения нормальной эксплуатации и ограничения, связанные с выполнением полета в особых случаях. В горизонтальном полете (ГП), а также на режимах снижения и набора высоты действуют ограничения на величину минимальной и максимальной скоростей полета, высоту полета, ряд других специальных ограничений. При снижении накладываются ограничения на минимальное время снижения, связанное с особенностью работы системы регулирования давления в кабине.

Прямолинейное движение ВС ГА с постоянной скоростью, без крена и скольжения характерно для основных этапов полета самолета. Упрощенная схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете, представлена на рис. 4.1. Для выполнения установленного ГП подъемная сила должна уравновешивать вес самолета, а сила тяги лобовое сопротивление:

$$\begin{aligned} Y_a &= G, \quad \text{условие } H=\text{const}; \\ X_a &= P_{\text{тп}}, \quad \text{условие } V=\text{const}, \end{aligned}$$

где  $G=m g$ ;  $m$  — полетная масса ВС, кг;  
 $a = g$  — ускорение свободного падения.

Для определения летных характеристик и анализа ограничений, обусловленных требованиями летной эксплуатации, воспользуемся кривыми потребных ( $P_{\text{тп}}$ ) и располагаемых ( $P_{\text{т}}^{\text{р}}$ ) тяг. Скорость ГП определяется выражением

$$V_{\text{тп}} = \sqrt{\frac{2 mg}{C_y P_{\text{т}}^{\text{р}}}} \quad (4.1)$$

Для конкретной высоты ( $P=\text{const}$ ) и массы самолета полетному углу атаки ( $C_y$ ) соответствует определенное значение  $V_{\text{тп}}$ .

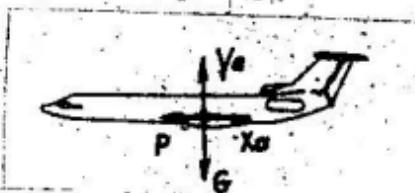


Рис. 4.1. Схема сил, действующих на самолет  
в горизонтальном полете

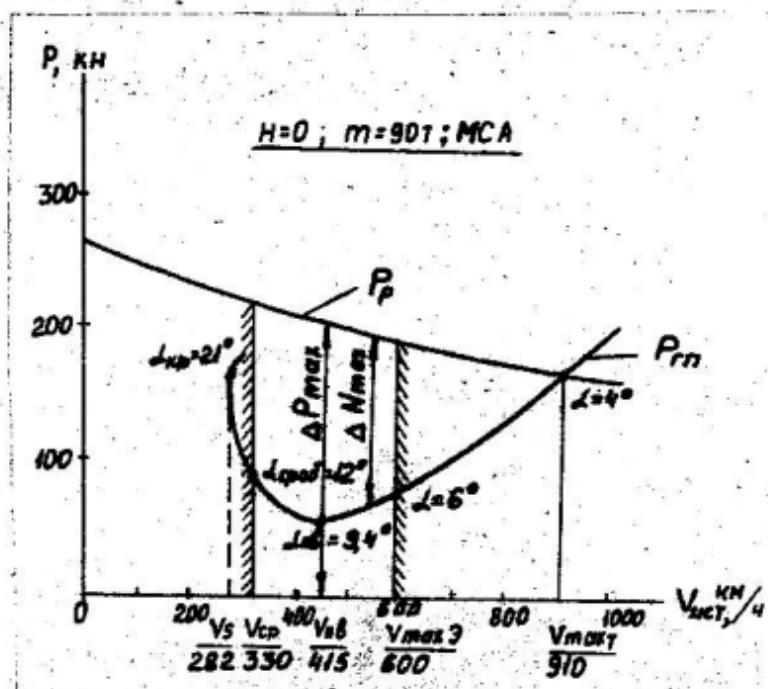


Рис. 4.2. Характерные скорости горизонтального полета

Изменение скорости полета вызывает необходимость изменения угла атаки. С другой стороны, углу атаки ( $C_y$ ) в зависимости от поляры самолета будет соответствовать определенное значение коэффициента лобового сопротивления  $C_x$ , а значит, и конкретное значение потребной тяги

$$P_{\text{ГП}} = X_a \cdot C_x \cdot \frac{\rho \cdot V_{\text{ГП}}^2}{2} S$$

т.е. горизонтальный полет возможен, когда тяга двигателей достаточна и уравновешивает лобовое сопротивление самолета. Выражение для потребной тяги имеет вид

$$P_{\text{ГП}} = \frac{G}{K} \quad (4.2)$$

Как видно из приведенных формул, величины скорости и потребной тяги зависят от угла атаки, высоты полета, массы и ряда других эксплуатационных факторов, которые изменяют аэродинамические характеристики самолета или двигателя (выпуск механизации, повышение температуры, обледенение, отказ двигателя и т.д.).

**Влияние угла атаки.** Изменение потребной тяги  $P_{\text{ГП}}$  от истинной скорости  $V_{\text{ГП}}$  (рис. 4.2) показывает, что ГП самолета массой  $m=90$  т,  $H=0$  в принципе возможен в диапазоне скоростей от  $V_{\text{min}} = 282 \text{ км/ч}$  ( $\alpha_{\text{кр}} = 21^\circ$ ;  $C_y = 1.3$ ) до скорости  $V_{\text{max}} = 910 \text{ км/ч}$ , соответствующей равенству потребной и суммарной располагаемой тяги всех работающих двигателей НК-8-3У в рассматриваемых условиях на номинальном режиме. Минимальная скорость будет соответствовать скорости срыва  $V_s$ .

Близание высоты полета связано с уменьшением плотности  $\rho$ . При выполнении полета на большей высоте на том же угле атаки требуется большая истинная скорость —  $V_{\text{ГП}}$  увеличивается пропорционально  $1/\sqrt{\rho}$ , а  $P_{\text{ГП}}$  остается практически неизменной до момента наступления волнового кризиса ( $M=M_{\text{кр}}$ ). Кривые потребных тяг смещаются вправо. Располагаемая тяга  $P_p$  с увеличением  $H$  уменьшается (рис. 4.3).

Анализ этих кривых позволяет получить изменение характерных скоростей  $V_{\text{ГП}}$  с высотой, определить теоретический диапазон скоростей в зависимости от высоты и теоретический потолок (рис. 4.4).

**Изменение полезной массы** приводит к изменению  $V_{\text{ГП}}$  и  $P_{\text{ГП}}$  (формулы (4.1), (4.2)). С уменьшением полетной массы при  $\alpha = \text{const}$  потребная

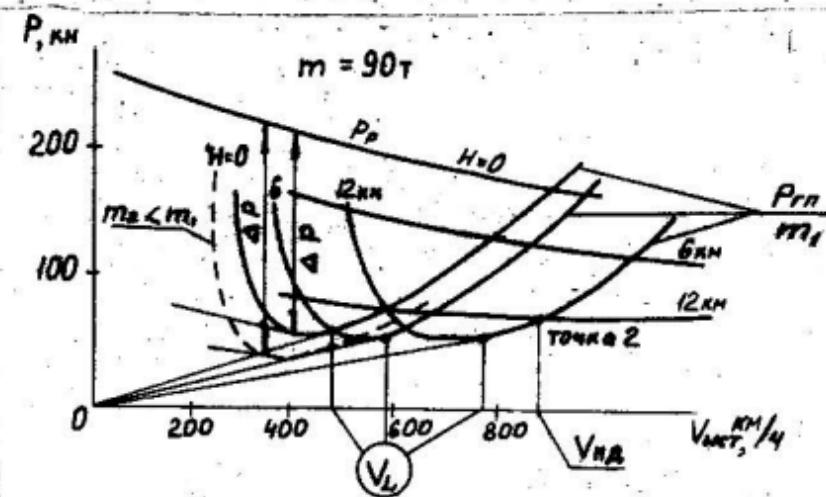
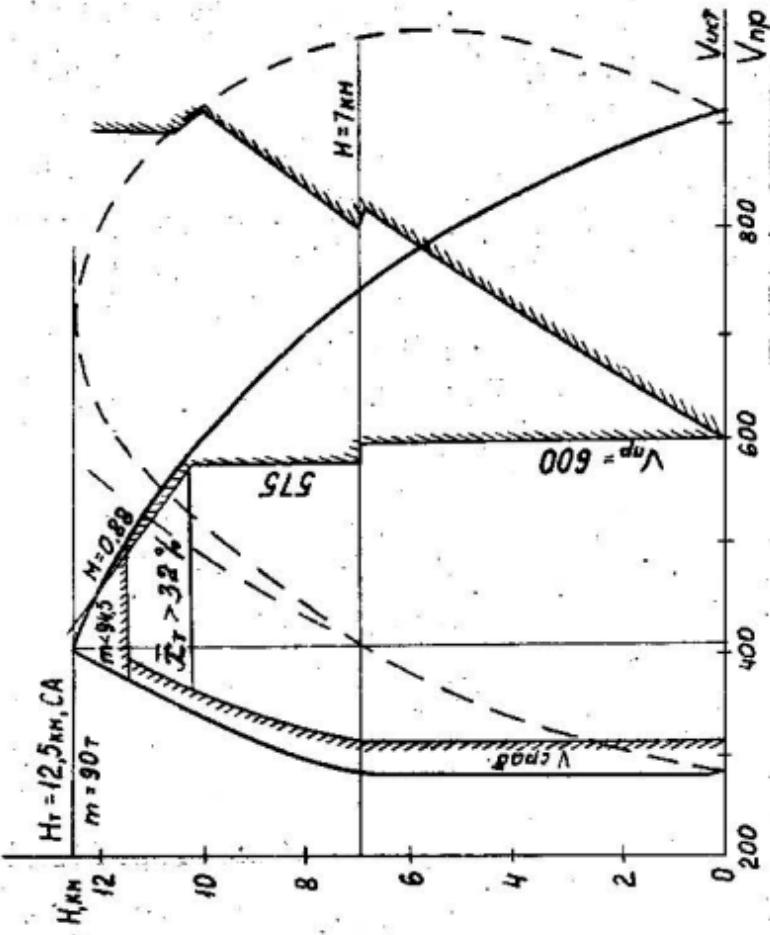


Рис. 4.3. Влияние массы и высоты полета на кривые потребных и располагаемых тяг



Фиг. 4.4. Диапазон скоростей горизонтального полета по высоте:

— — — — — истинная скорость;  
— — — — — приборная

скорость и тяга ГП падают, кривые смещаются вниз и влево, т.е. уменьшаются минимальные и избыточные скорости, увеличиваются максимальные скорости и избыток тяги  $\Delta P$ . Увеличивается теоретический потолок самолета, для всех высот полета расширяется диапазон скоростей.

Влияние изменения температуры воздуха на летные характеристики связано с изменением плотности, тяговых и расходных характеристик двигателя, скорости звука. При постоянной барометрической высоте изменение плотности  $\rho$  пропорционально  $1/t$ . Скорости  $V_{\text{ГП}}$  также изменяются пропорционально  $1/\sqrt{\rho}$ , т.е. пропорционально  $\sqrt{t}$ , как и скорость звука  $a=20 \sqrt{t}$ . Следовательно, полетное число  $M = \frac{V_{\text{ист}}}{a}$  при изменении температуры остается постоянным. При полете на постоянном угле атаки потребная тяга не изменяется. Кривая  $P_{\text{ГП}}$  ( $M$ ) с изменением  $t$  изменяться не будет, а  $R_{\text{ГП}}$  ( $V_{\text{ГП}}$ ) будет смещаться только вправо, как при изменении высоты. Располагаемая тяга с увеличением  $t$  уменьшается, уменьшая запас по тяге и допустимые высоты полета.

Влияние конфигурации самолета. При выпуске закрылков улучшаются несущие свойства крыла -  $C_{y\uparrow}$ , но увеличивается и сопротивление, в результате аэродинамическое качество самолета падает,  $R_{\text{ГП}} \uparrow$ . Кривые  $R_{\text{ГП}}$  ( $V_{\text{ист}}$ ) смещаются влево вверх, уменьшая избыток тяги и значения характерных скоростей ГП (рис.4.5). При выпуске шасси сопротивление самолета увеличивается, качество падает, потребная тяга увеличивается, что приводит к уменьшению запаса по тяге  $\Delta P$ . Из графика видно: уборка закрылков вносит больший вклад в увеличение  $\Delta P$ , чем уборка шасси, что определяет методику пилотирования при уходе на второй круг.

#### 4.2. Эксплуатационные ограничения скоростей горизонтального полета

Эксплуатационный диапазон скоростей ГП значительно меньше теоретического, т.к. самолет имеет летные ограничения, обусловленные аэродинамическими и прочностными характеристиками. Кроме того, есть дополнительные ограничения, связанные с полетами в особых случаях (отказы АТ, сложные нетрабуловские), они также осуществляются через ограничения по скорости.

Для аэродинамического обоснования летних ограничений использу-

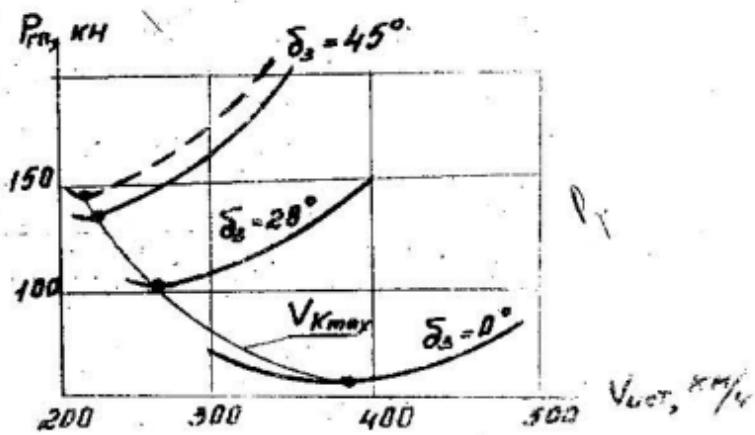


Рис. 4.5. Влияние механизации на тяговую силу:  
 $m = 80 \text{ т}$ ; --- шасси убрано; - - - колеса заблокированы

зуются понятия истинной, индикаторной и приборной скорости. Все приведенные в ГЭ скорости - индикаторные земные; однако ввиду налости солнечных (аэродинамических и инструментальных) поправок для основной статической системы эти скорости приняты как приборные  $V_{\text{пр}}$ .

Истинная скорость  $V_{\text{ист}}$  - скорость самолета относительно воздуха, она отсчитывается по тонкой стрелке комбинированного указателя скорости (КУС) и определяет величину аэродинамической силы.

Приемник воздушного давления замеряет разницу между полным и статическим давлением, т.е. скоростной напор  $q = \frac{\rho_{\infty} V^2}{2}$ . С поднятием на высоту плотность воздуха  $\rho$  уменьшается, и для сохранения режима полета ( $C_y = \text{const}, \alpha = \text{const}$ ) необходимо обеспечить постоянство  $q$ , т.е. необходимое увеличение  $V_{\text{ист}}$ . Пилотирование самолета осуществляется по приборной скорости (широкая стрелка КУС), которую без учета поправок можно принять равной индикаторной скорости  $V_i$ , рассчитанной относительно плотности  $\rho_0$  ( $H=0, MCA$ ).

Индикаторная скорость  $V_i$  равна такой истинной скорости, при полете на которой у земли в стандартных условиях обеспечивается такой же скоростной напор, как и при фактических условиях. Истинные и индикаторные скорости связаны соотношением

$$q = \frac{\rho_{\infty} V_{\text{ист}}^2}{2} = \frac{\rho_0 V_i^2}{2} \rightarrow V_{\text{ист}} = V_i \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

Ограничения при полете на больших скоростях обусловлены прочностью (ограничение по  $V_{\text{пр}}$ ), устойчивостью и управляемостью (по числу  $M$ ).

Аэродинамические нагрузки на конструкцию связаны с величиной скоростного напора, максимальное его значение устанавливается на основании данных теоретических и экспериментальных исследований. Превышение допустимых нагрузок на конструкцию может привести к деформации ее элементов, нарушению несущей прочности, отрыву обшивки и т.д.

#### Ограничение скорости по скоростному напору

$$V_{\text{шах}} = \sqrt{\frac{2q_{\text{шах}}}{\rho}}$$

зависит от плотности воздуха и степени заправки топливных баков.

Максимальная скорость в эксплуатации устанавливается с

запасом  $\Delta V_1 = 50 \text{ км/ч}$  от скорости, используемой в расчетах на прочность, и для самолета Ту-154Б составляет (см. рис. 4.4):

для  $H=7000 \text{ м} - 600 \text{ км/ч};$

для  $H=7000 \text{ м} - 575 \text{ км/ч}, \text{ число } M=0,88.$

Уменьшение максимальной скорости для  $H=7000 \text{ м}$  связано с необходимостью соблюдать ограничения по величине изгибающих моментов, которые возрастают при выработке топлива вследствие уменьшения разгрузки крыла.

Из условий прочности вводятся ограничения на максимальные скорости при полете с выпущенными закрылками, предкрылками и интерцепторами, при выпуске и уборке шасси, перестановке стабилизатора (п. 2.6.2 РЛЭ).

Максимальные скорости полета составляют:

-с	выпущенными закрылками	Tу-154Б	Tу-154М
$\delta_3 = 15^\circ$		420	420
$\delta_3 = 28^\circ$		360	360
$\delta_3 = 36^\circ$		—	330
$\delta_3 = 45^\circ$		300	300
— при выпуске и уборке шасси в нормальной эксплуатации	400	400	
— при отклонении внутренних интерцепторов	300	300	
— при зафиксированном положении стабилизатора, отличном от полетного	450	450	
— при перестановке стабилизатора	425	425	
— при полностью отжатых предкрылках	425	425	

Выполнение параметра ограничивается также по условиям прочности значением максимальной эксплуатационной перегрузки в центре тяжести самолета для всех масс в нормальной эксплуатации:

	Tу-154Б	Tу-154М
— с убранный механизацией	2,5	2,5
— с выпущенной механизацией	2,0	2,0

На больших высотах величина максимально допустимой скорости ограничивается числом  $M_{\text{мо}}=0,88$  (для Ту-154М  $M_{\text{мо}}=0,86$ ),

$$M_{\text{пред}} = a M_{\text{мо}}.$$

Это ограничение связано с возникновением на различных частях самолета сверхзвуковых зон обтекания и скачков уплотнения, которые приводят к существенному ухудшению аэродинамических характеристик, тряске самолета из-за волнового срыва, появление дополнительных

продольных и боковых моментов, балансировка которых может еще более усложниться в связи с одновременным снижением эффективности рулей. Скорость звука а уменьшается с высотой, значит, будет уменьшаться и значение  $M_{\text{пред}}$  сокращая диапазон эксплуатационных скоростей полета на больших высотах.

Ограничения по скорости и числу  $M$  также вводятся:

- при отказавших дренажерах крена или курса  $V_{\text{мз}} = 525 \text{ км/ч}$ ,  $M=0,85$ ;
- отказе двух гидросистем  $V_{\text{мз}} = 430 \text{ км/ч}$ ,  $H=9000 \text{ м}$ ;  
 $V_{\text{мз}} = 450 \text{ км/ч}$ ,  $H=9000 \text{ м}$ ;
- центровке  $\bar{x}_t > 32\%$ ,  $V_{\text{мз}} = 525 \text{ км/ч}$ .

При полете в турбулентной атмосфере рекомендуется устанавливать  $V_{\text{пр}} = 500 \text{ км/ч}$ , а на больших высотах  $M=0,8$ .

Аэродинамическое обоснование приведенных ограничений будет дано в следующих разделах.

Эксплуатационные ограничения по  $V_{\text{мз}}$  и  $M_{\text{мо}}$  не зависят от массы самолета и отклонений температур наружного воздуха от МСА.

Минимально допустимые скорости полета устанавливаются исходя из необходимого запаса относительно скорости срыва (сваливания), полученной в летных испытаниях при нормальной перегрузке, равной единице.

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_{\max}} \rho S}}$$

и зависят от массы самолета и его конфигурации (табл. 4.1).

Минимально допустимые скорости соответствуют скорости срабатывания сигнализатора АУАСП и имеют установленный РЛЭ запас до скорости срыва  $V_s$ :

		Tу-154Б	Tу-154М
$\delta_3 = 0^\circ$	предкрышки убранны	$1,17 V_s$	$1,12 V_s$
$\delta_3 = 15^\circ$	предкрышки выпущены	$1,16 V_s$	$1,10 V_s$
$\delta_3 = 28^\circ$	предкрышки выпущены	$1,13 V_s$	$1,14 V_s$
$\delta_3 = 36^\circ$	предкрышки выпущены		$1,13 V_s$
$\delta_3 = 45^\circ$	предкрышки выпущены	$1,13 V_s$	$1,13 V_s$

Значения этих скоростей, как и скоростей срыва, зависят от полетной массы и конфигурации самолета.

Таблица 4.1  
Характерные скорости полета самолета Ту-154Б

$V$	$V_x$	$V_z$	$V_y$	$V_2$	$V_{B3}$	$V_s$				$V_{3\Delta}$				$V_{VX}$
	$\delta_f = 15^\circ$	$\delta_f = 28^\circ$	$\delta_f = 0^\circ$	45°	28°	15°	0°	45°	28°	15°	0°	45°		
60						179	189	201	230	234	247	263	296	216
62						181	193	207	234	237	251	267	294	220
64						183	196	211	236	241	255	272	300	224
66						185	200	215	242	245	259	276	305	228
68						188	203	217	246	248	264	280	312	232
70	232	246	221	237	314	191	206	220	250	252	268	284	318	236
72	234	250	223	240	318	194	208	224	253	256	272	288	320	239
74	236	252	229	242	322	197	211	227	257	259	276	293	324	242
76	240	256	233	246	326	200	214	230	260	263	279	297	328	244
78	243	24	236	249	331	203	217	233	263	266	283	301	332	247
80	246	263	240	251	335	205	220	237	267	269	287	305	336	250
82	250	267	244	255	340	208	223	239	270	273	290			253
84	252	269	247	258	343	210	225	241	273	276	294			254
86	256	272	251	261	347	213	228	244	277	279	297			257
88	259	276	255	265	350	217	230	247	279	283	301			260
90	262	279	258	268	354	220	233	250	282	286	305			263
92	265	282	261	271	357	223	235	253	285	289	308			266
94	268	286	264	274	360	226	238	255	288	293	312			270
96	270	290	267	277	364	228	240	258	290	295	315			273
98	274	292	270	280	365	230	243	260	294	298	317			276
100	277	295	274	283	370	232	246	262	297	300	318			280

### 4.3. Отказ двигателя в полете

Отказ одного двигателя для самолета Ту-154 относится к области ожидаемых условий эксплуатации. Однако полет с отказавшим двигателем требует повышенного внимания, т.к. ухудшаются аэродинамические и летные характеристики, усложняется пилотирование.

После отказа одного из боковых двигателей из-за несимметричной тяги возникают разворачивающий момент и угол скольжения в сторону отказавшего двигателя. Если скольжение будет больше, то возможны развитие срыва потока с вертикального оперения и пониженный срыв работающего двигателя из-за затенения его входного устройства фюзеляжем. Скольжение вызывает крен в сторону отказавшего двигателя; самолет теряет скорость, опускает нос (рис.4.6). Летные испытания показали, что кренение самолета даже без вмешательства в управление развивается медленно и не создает аварийной ситуации, что обусловлено особенностью компоновки самолета – малым разносом двигателей (табл. 4.2).

Таблица 4.2

Возникновение крена при отказе бокового двигателя ( $t_{\text{зап}} = 5 \text{ с}$ )

$\delta_3, \text{град}$	РРД	$V_{\text{пр}}, \text{кн/ч}$	$\gamma, \text{град}$
28	Взлетный	280	11
0	Номинальный	385	4
45	Номинальный	245	3

Для продолжения установившегося полета с отказавшим двигателем самолет необходимо сбалансировать – обеспечить равновесие сил и моментов. Существуют три способа балансировки самолета.

1. Со скольжением без крена в сторону отказавшего двигателя. Вследствие несимметричного обтекания возникает боковая аэродинамическая сила  $Z_{\text{бок}}$  и разворачивающий момент в сторону момента несимметричной тяги. Для балансировки самолета требуется достаточно большие расходы руля направления.

2. С креном без скольжения. С помощью отклоненного руля направления парируется разворачивающий момент несимметричной тяги, а угол крена выбирается таким, чтобы боковая составляющая силы веса  $G_{\text{бок}}$  у

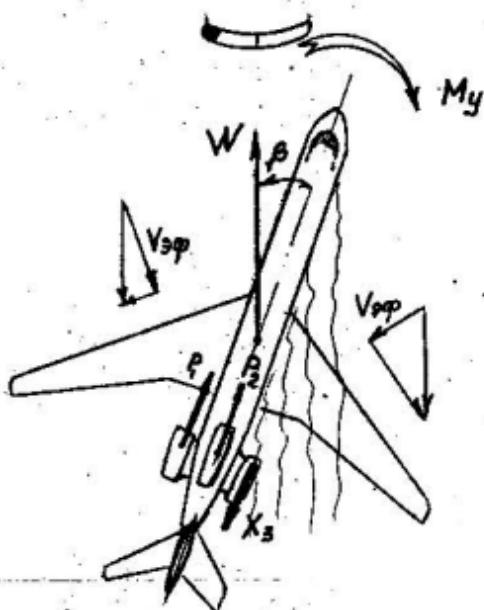
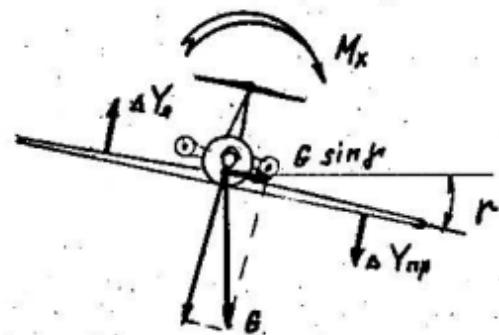


Рис.4.6. Поведение самолета при отказе двигателя

была равна и противоположна по направлению аэродинамической силе, возникающей на отклоненном руле направления. Равновесие боковых сил обеспечит несимметричное обтекание самолета ( $\beta \neq 0$ ). Потребный угол отклонения руля направления будет несколько, чем в предыдущем случае, т.к. парируется только момент несимметричной тяги. Такой вид балансировки экономически выгоден, т.к. самолет имеет наименьшее аэродинамическое сопротивление; его использовать целесообразно на этапах взлета, набора высоты, ухода на второй круг, когда важно иметь наибольший запас избытка тяги.

3. Со скольжением и креном в сторону работающего двигателя. Этот комбинированный способ обеспечивается определенным сочетанием углов крена, скольжения, отклонения элеронов и руля направления. Летные испытания показали незначительные расходы элеронов и руля направления в широком диапазоне скоростей и конфигурации самолета (рис. 4.7). Т.к. в этом случае боковая аэродинамическая сила  $S_{бок}$  создает момент в ту же сторону, что и момент силы на руле направления (в отличие от 1-го способа балансировки).

Недостатком этого вида балансировки является увеличение аэродинамического сопротивления за счет скольжения и снижения аэродинамического качества. Этот способ балансировки наиболее прост и удобен для пилотов, его использовать целесообразно при выполнении горизонтального полета.

Таким образом, задача экипажа при отказе двигателя заключается в обеспечении балансировки самолета и выборе оптимальных параметров для полета.

Развороты в полете при одном или двух отказавших двигателях должны выполняться координированно (без скольжения) с креном не более  $15^\circ$ . Если самолет не сбалансирован, то развороты в сторону отказавшего двигателя наиболее опасны.

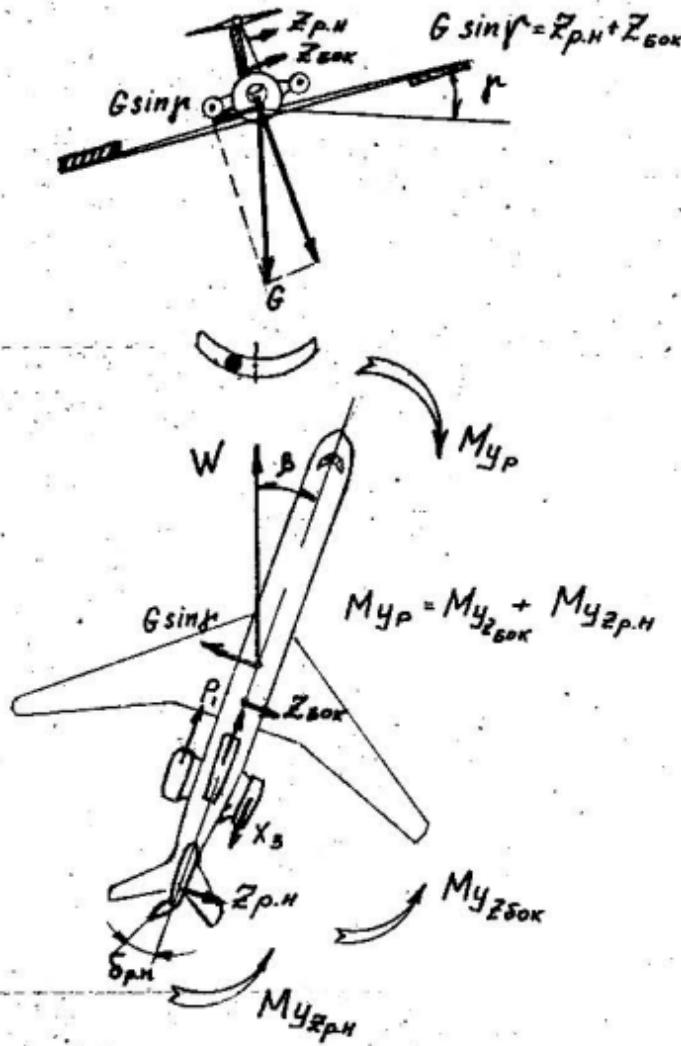


Рис. 4.7. Балансировка самолета при полете с креном и скольжением на крыло с работающим двигателем

## 5. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

### 5.1. Требования к характеристикам взлета

Взлет - движение самолета от точки старта до достижения высоты перехода от взлетной конфигурации к полетной и скорости, необходимой для дальнейшего набора высоты по маршруту в соответствии с выбранным режимом полета.

При выполнении взлета самолет движется с разгоном, изменяется его конфигурация. Полет происходит на больших углах атаки и малых скоростях, что влияет на характеристики устойчивости и управляемости. Эти особенности режима взлета обуславливают высокие требования к характеристикам взлета и технике пилотирования.

Основными характеристиками взлета являются скорости, которые в значительной степени определяются тяговооруженностью самолета  $\left(\frac{F_{BZ}}{m \cdot g}\right)$ , дистанцией и траекторией взлета. Непременным условием обеспечения безопасности полетов является соответствие характеристик взлета требованиям НЛГС как при всех работающих двигателях, так и при отказе критического двигателя в любой момент времени.

Скорости на взлете должны иметь нормируемые НЛГС запас до скоростей, при которых на самолете возникают явления, представляющие угрозу БП. Нормируемые запасы учитывают возможные отказы систем самолета, воздействие атмосферных возмущений, отклонения от предусмотренной РЛЭ техники пилотирования. Допустимые минимальные скорости ( $V_{min\text{ доп}}$ ) определяются требуемым запасом до скорости сваливания  $V_c$ , а максимальные - до скоростей, ограниченных прочностью конструкции самолета. Выполнение требований к скоростям на взлете обеспечивает приенную устойчивость и управляемость самолета.

Требования к расположенным градиентам набора высоты ( $\vartheta = tg\vartheta \cdot 100\%$ ) предполагают выдерживание их нормируемых значений при рекомендованных скоростях полета независимо от наличия препятствий по курсу взлета.

Требования к траектории взлета связаны также с выдерживанием нормируемых запасов высоты над препятствием в зоне полосы воздушных подходов (ПВП) в пределах  $\pm 15^\circ$  от курса взлета при

отказе критического двигателя.

Возможность выполнения этих требований оценивается избытком тяги как при всех работающих, так и при отказе критического двигателя.

Требования к Экипажам на взлете состоят в том, чтобы расположенные дистанции аэродрома взлета были не менее потребных ( $L_{\text{потреб}} = 1,15 L_{\text{факт}}$  дистанций взлета в конкретных условиях (наличие ветра, температуры и давления на аэродроме, уклон и состояние поверхности ВПП)).

### 5.2. Выполнение взлета в нормальных условиях

На предварительном старте самолет должен иметь взлетную конфигурацию;  $\delta_3 = 28^\circ$ , предкрылки выпущены, интерцепторы убранны, стабилизатор занял положение, соответствующее расчетному значению центровки. На исходительном старте необходимо убедиться в том, что самолет движется прямолинейно, по оси ВПП. Взлет производится на взлетной работе двигателей (рис.5.1).

Во всех случаях, когда позволяют условия старта, взлет производится на номинальном режиме работы двигателей. Взлет с массой не более 92 т не отличается от взлета в нормальных условиях. На любом этапе взлета разрешается увеличение режима двигателей до взлетного.

**Разбег.** При достижении скорости отрыва передней ноги  $V_R$  плавный, но энергичным взятием коленки штурвала на себя начните подъем передней опоры шасси до отделения самолета от ВПП. Угол атаки при этом увеличивается от  $3^\circ$  при разбеге до  $9...10^\circ$ , на котором происходит отрыв самолета,  $V_R \approx 0,95 V_{\text{отр}}$ . При максимальной взлетной массе и предельно передних центровках в момент подъема передней опоры шасси возможен кратковременный выход руля высоты на "упор".

После отрыва произведите разгон самолета с набором высоты так, чтобы к достижению высоты 10 м скорость была не менее безопасной скорости взлета  $V_2 \geq 1,15 V_s$ , даже при отказе критического двигателя. После набора высоты 5...10 м уберите шасси.

Достаточный избыток тяги позволяет перевести самолет в набор высоты с разгоном без выдергивания. Продолжайте разгон с набором высоты до скорости  $V_2 + 40$  км/ч, после чего сохраняйте эту скорость до высоты не менее 120 м.

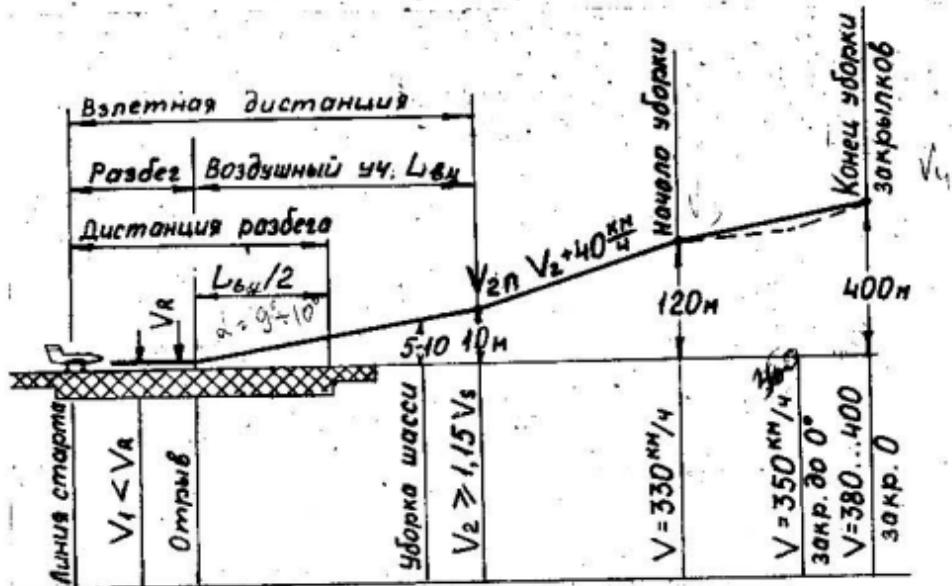


Рис. 5.1. Вылет в нормальных условиях

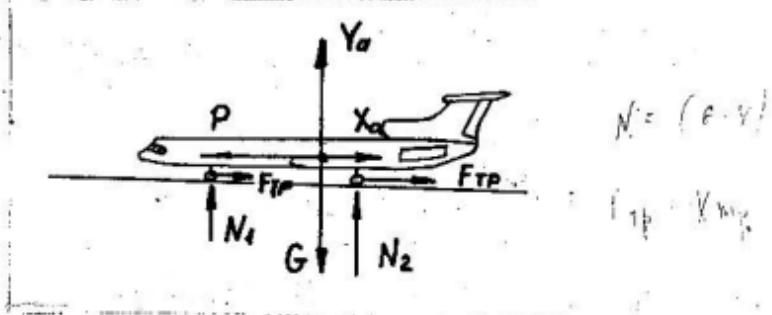


Рис. 5.2. Схема сил, действующих на самолет

при разбеге

На высоте не менее 120 м, продолжая разгон с набором высоты, начните уборку закрылков до  $\delta_3 = 15^\circ$  на скорости 330 км/ч, а на скорости 350 км/ч - до  $\delta_3 = 0^\circ$ . Продолжая разгон, обеспечьте скорость к концу уборки закрылков 380...400 км/ч. Перенесение предкрылков и перестановка стабилизатора в полетное положение произойдут после установки рукоятки "ЗАКРЫЛКИ" в нулевое положение.

Рекомендованные скорости набора при взлете обеспечивают соблюдение ограничений по скоростям полета с выпущенными закрылками ( $V_F$ ,  $V_{\text{раб}}$ ). Однако следует помнить о возможностях их превышения, что наиболее вероятно при малых полетных массах и низких температурах. РЛЭ допускает увеличение приборной скорости до 450 км/ч в процессе уборки закрылков с 15° до 0°.

Не допускайте просадки самолета к концу уборки закрылков. Просадку самолета может вызвать невыдергивание на фоне уменьшения  $C_y$  требуемых РЛЭ скоростей уборки закрылков, связанное с ошибками пилотирования, наличием сдвига ветра или попутных порывов и т.д. Опасность допущенных ошибок возрастает в условиях повышенных температур и пониженного давления в атмосфере.

После уборки механизации и выхода на курс следования по маршруту разгоните самолет до скорости набора высоты, соответствующей выбранному крейсерскому режиму полета (МД-550 км/ч; МКр-575 км/ч).

На высоте 450 м уменьшите режим работы двигателей до номинального.

При малой взлетной массе во избежание превышения ограничений по скорости при уборке предкрылков ( $V_F = 450$  км/ч) допускается уменьшение режима работы двигателя не ниже номинального на меньших высотах, но не менее 200 м.

При выполнении взлета требования к дистанциям и траекториям взлета должны выполняться во всем диапазоне влияющих факторов.

### 5.3. Влияние эксплуатационных факторов на взлетные характеристики самолета

Из условия равновесия сил, действующих на самолет при разбеге (рис. 5.2), ускорение при движении по ВПП определяется по формуле

$$\frac{dP}{m} = P_p - \left[ \frac{x + r_{tp}}{m} [G - Y] \right]$$

В момент отрыва из условия равенства подъемной силы и силы тяжести значение скорости отрыва:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G}{C_U \rho S}} \geq 1.1 V_s$$

Проанализируем влияние эксплуатационных факторов на взлетные дистанции. Длина разбега увеличивается при увеличении скорости отрыва и уменьшении ускорения:

$$\uparrow \uparrow L_p = \frac{2}{C_x \rho} \frac{V_{\text{отр}}^2}{J_{\text{ср}}} \uparrow \uparrow (V_0 \downarrow \downarrow V_s \downarrow \downarrow)$$

Длина взлетной дистанции  $L_{\text{взл}} = L_p + L_{\text{вы}}$ . Как видно из приведенных формул, взлетные дистанции зависят от условий взлета; наибольшее влияние оказывают взлетная масса и тяга двигателей.

При увеличении взлетной массы увеличивается скорость отрыва, уменьшается ускорение, в результате возрастают длина разбега и взлетной дистанции.

Положение закрылков при взлете через значение  $C_U \text{отр}$  оказывает влияние на скорость отрыва. При увеличении угла отклонения закрылок  $C_U \text{отр} \uparrow \rightarrow V_{\text{отр}} \downarrow \rightarrow L \downarrow$ . Однако вместе с тем увеличивается сопротивление ( $C_x \uparrow$ ), уменьшается ускорение ( $\Delta P \downarrow$ )  $\rightarrow L_p \uparrow$ . Для взлета  $\delta_3 = 28^\circ$  является оптимальным, основным положением закрылков.

Влияние метеоусловий. Увеличение температуры и уменьшение давления (увеличение высоты расположения аэродрона) приводят к уменьшению плотности и, как следствие, падению располагаемой тяги, увеличению  $V_{\text{отр}}$ ,  $L_p$ , уменьшению градиента набора.

Длина разбега при встречном ветре определяется скоростью самолета относительно ВПП, т.е. путевой скоростью:

$$W_{\text{отр}} = (V_{\text{отр}} \pm U).$$

Поэтому при встречном ветре длина разбега уменьшается, при по-путном - увеличивается. Встречный ветер упрощает технику пилотирования, увеличивает градиент набора. Ограничение по встречному ветру составляет 30 м/с, по-путному - 10 м/с в пределах ограничений

по путевой скорости, указанных в РИЭ: подъем передней опоры шасси - 315 км/ч, отрыв основных опор шасси - 325 км/ч.

При взлете с боковым ветром для выдерживания курса при разбеге требуется отклонение рулей, что увеличивает аэродинамическое сопротивление самолета и силы трения колес о ВЛПП. Это приводит к некоторому увеличению длины разбега.

Влияние уклона ВЛП на длину разбега обусловлено образованием составляющей силы веса  $G \sin(\Omega_n)$ , которая уменьшает ускорение при движении на уклон, увеличивает длину разбега. Предельное значение уклона ВЛП  $\Omega_n = \pm 2^\circ$ .

Состояние ВЛП на взлетные дистанции существенно влияет при наличии на ВЛП слоя воды, слякоти, снега, т.к. сопротивление колес шасси в этих условиях возрастает. При разбеге самолета по сухой бетонной полосе сопротивление колес меняется незначительно, однако при разбеге по обледеневшей полосе при увеличении тяги двигателей до взлетной самолет не удерживается на тормозах и начинает разбег при меньшей тяге. Это приводит к увеличению длины разбега.

После отрыва самолета при наборе высоты с разгоном из условия равновесия сил на продольную ось ОХ

$$P-X_a = G \sin\theta + j m,$$

где  $\theta$ -угол набора;

$j m$ - инерционная сила ( $j$  - ускорение).

Таким образом, избыток тяги ( $P-X_a$ ) может быть использован для набора высоты ( $\theta$ ) и для разгона ( $j \uparrow$ ). Для максимального разгона самолета необходимо уменьшать угол набора, а для обеспечения набора высоты с максимальной вертикальной скоростью  $V_y$  полет должен осуществляться с постоянной скоростью. Градиент набора  $\eta = \tan\theta / 100 \%$  уменьшается при увеличении массы самолета, лобового сопротивления, температуры и уменьшении давления, при полутном ветре.

При всех работающих двигателях, когда избыток тяги значителен, набор высоты происходит с разгоном. При продолженном взлете из-за отказа двигателя ( $P-X_a$ ) набор необходимо производить на постоянной скорости, соответствующей максимальному аэродинамическому качеству  $K_{max}$  для соответствующей конфигурации или близкой к ней.

Изменение взлетных характеристик самолета с учетом влияния эксплуатационных факторов приведены в табл.5.1.

Таблица 5.1:

Влияние эксплуатационных факторов на взлетные характеристики

ш.т	$L_p, м$	$\eta, \%$	Режим двигат.	Условие взлета
90 т	1460	16,0	Взлет.	$\delta_3 = 28^\circ$ , СА, сухая ВЛП
	1660	5,8		При отказе двигателя $I_1=240$ кн/ч
	1800	10,9	Нон.	$\delta_3 = 28^\circ$ , СА, сухая ВЛП
	2100	2,8		При отказе двигателя $I_1=240$ кн/ч
98 т	1580	13,6	Взлет.	$\delta_3 = 28^\circ$ , СА, сухая ВЛП
	1700	12,0		$t = \pm 30^\circ$ , $p = 730$ ми рт.ст.
	1630			Уклон ВЛП $\Omega_n = 1\%$
	1960	4,2		При отказе двигателя $I_1=240$ кн/ч
	3200	3,7		$\delta_3 = 15^\circ$ , СА При отказе двигателя $I_1=240$ кн/ч

В конкретных условиях взлета для удовлетворения перечисленных требований и обеспечения безопасности полета приходится ограничивать взлетную массу самолета. Максимально допустимая взлетная масса ( $m_{\text{взл. доп.}}$ ) для фактических условий взлета, а также все остальные взлетные характеристики определяются по данным разд. 5 РЛЗ в процессе предполетной подготовки.

#### 5.4. Отказ одного двигателя на взлете

Для обеспечения безопасности полета в зависимости от скорости, на которой обнаружен отказ двигателя, взлет может быть прекращен (прерванный взлет) или продолжен с последующим набором безопасной высоты, на которой можно выполнить разворот для захода на посадку или принять решение на продолжение полета.

К взлету самолета с отказавшим двигателем предъявляются повышенные требования, т.к. ухудшаются ЛТХ самолета из-за уменьшения расположенной тяги, роста аэродинамического сопротивления, наличия разворачивающего момента при отказе одного из боковых двигателей.

Скорость принятия решения  $V_1$  определяется соответствием дистанций прерванного и продолженного взлета.

Прерванный взлет - взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением самолета до полной его остановки на летной полосе (рис. 5.3).

Длина участка торможения  $L_{\text{топ}} = \frac{V_0 t}{2J_{\text{ср}}}$  зависит от скорости начала торможения и отрицательного ускорения  $J_{\text{ср}}$ , которое создается тормозами колес основных стоек шасси, включением реверса тяги боковых двигателей, выпуском средних и внутренних интерцепторов.

Чем меньше скорость, на которой произошел отказ, тем меньше длина разбега со всеми работающими двигателями, длина пробега при торможении до полной остановки самолета. Экспансиония прерванного взлета (рис. 5.4).

Продолженный взлет - взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя, после чего продолжается и завершается с отказавшим двигателем.

Взлетная экспансиония продолженного взлета, состоящая из длины разбега самолета до отрыва и воздушного участка до набора высоты 10 м и скорости  $V_2$ , с уменьшением скорости отказа увеличивается, т. к. большую часть разбега самолет совершает с отказавшим двигателем в условиях пониженного запаса по тяге ( $\Delta P$ ).

Пересечение зависимостей экспансионий прерванного и продолженного взлета от скорости соответствует сбалансированной длине взлетной экспансионии (параметр  $D$ ), а соответствующая этой экспансионии скорость - скорость принятия решения  $V_1$  (наибольшая скорость, при которой командир корабля, обнаружив отказ двигателя, должен принять решение о продолжении или прекращении взлета).

Длина разбега продолженного взлета включает длину проходину самолетом от точки старта до отрыва, и половину длины воздушного участка от точки отрыва до  $H=10$  м. Сбалансированная длина разбега (параметр " $R^*$ ") соответствует равенству длины разбега продолженного взлета и дистанции прерванного взлета.

При увеличении взлетной массы сбалансированная длина взлетной экспансионии и сбалансированная длина разбега возрастают.

В зависимости от скорости, на которой обнаружен отказ двигателя, КВС обязан:

если  $V_{\text{отк}} < V_1$  - прекратить взлет;  
 $V_{\text{отк}} > V_1$  - продолжить взлет.

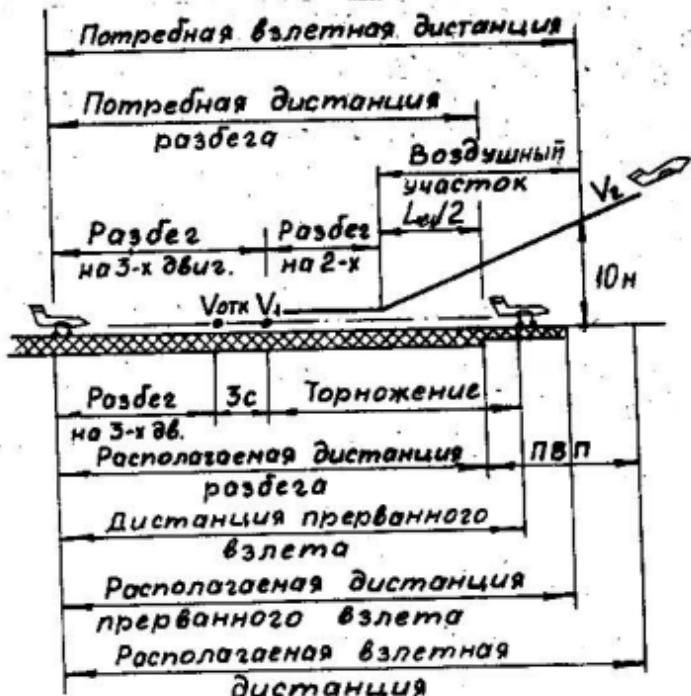


Рис. 5.3 Схема и параметры взлета при отказе одного двигателя

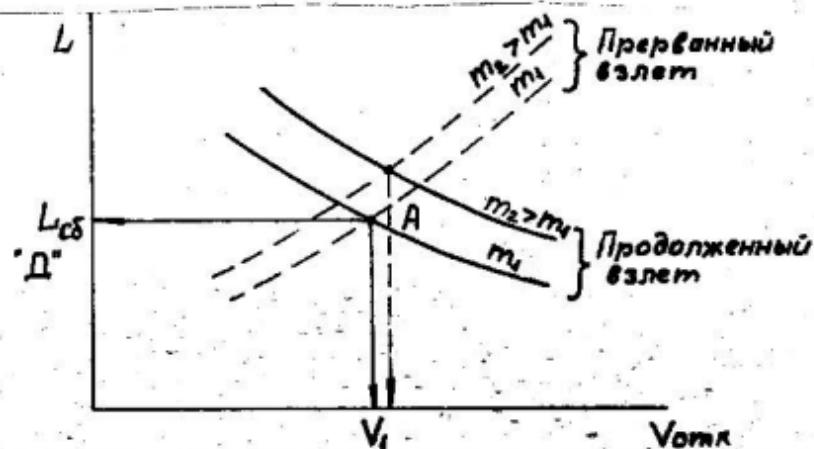


Рис. 5.4 Сбалансированная длина взлетной дистанции в скорость принятия решения

В соответствии с РЛЭ для прекращения взлета:

- перевести РУД всех двигателей на режим МГ (если не требуется экстренного выключения двигателя);
- включить реверс тяги исправных двигателей (при этом автоматически выпускаются внутренние интерцепторы) и использовать его до полной остановки;
- выпустить средние интерцепторы;
- применить интенсивное торможение до полной остановки самолета.

При определении взлетных характеристик принято рассматривать скорость, на которой КВС обнаружил отказ и принял соответствующее решение. Время на обнаружение отказа принимается равным 3с. В летных испытаниях при определении дистанций прерванного взлета был принят следующий порядок использования средств торможения: на 3-й секунде после отказа - обнаружение, на 4-й секунде - перевод рукояток управления двигателей в положение "МГ", на 5-й - включение реверса, тормозов, выпуск интерцепторов. Такой порядок действий обеспечивает наименьшую длину участка торможения. Пренебржение при выполнении указанных действий приведет к увеличению дистанции прерванного взлета.

#### *При продолженном взлете.*

При использовании на взлете номинального режима работы двигателей необходимо немедленно увеличить режим исправных двигателей до взлетного.

Стремление самолета к развороту парируйте отклонением соответствующей педали и отклонением штурвала в сторону крайнего работающего двигателя. При достижении  $V_1$  начните подъем передней ноги. После отрыва - разгон с набором высоты так, чтобы к моменту набора высоты  $H=10$  м самолет достиг скорости  $V_2$  ( $V_2 \geq 1,15 V_s$ ). На этой же высоте убрать шасси и с креном  $\gamma = 1-2^\circ$  на работающий двигатель перевести самолет в набор высоты, выдерживая скорость  $V_2$  (весь избыток тяги направлен на обеспечение градиента набора).

На высоте  $H=120$  м в горизонтальном полете (избыток тяги используется для разгона) увеличьте скорость  $V$  до 300 км/ч, уберите закрылки в два приема. В процессе уборки закрылков произведите дальний разгон самолета: при  $\delta_3 = 15^\circ$   $V_{\text{пр}} = 320 \dots 330$  км/ч; а при уборке закрылков до  $0^\circ$  - не ниже безопасной скорости, равной 335...365 км/ч для масс 80...98 т соответственно (значение  $V_{B3}$ , табл. 4.1).

После набора безопасной высоты для исправных двигателей установите номинальный режим.

Первый разворот выполнять с креном  $\gamma \leq 15^\circ$ , на скоростях 350...380 км/ч для масс 80...98 т соответственно.

Набор высоты с выдерживанием безопасных минимальных скоростей полета (что соответствует максимальному аэродинамическому качеству) в условиях минимального избытка тяги из-за отказа двигателя обеспечивает наиболее крутую траекторию полета, наибольший градиент набора.

### 5.5. Определение максимально допустимой взлетной массы и скоростей на взлете

Для обеспечения требований к безопасности полетов в фактических условиях взлета с учетом отказа критического двигателя максимальная взлетная масса  $m_{\text{ах доп}}$  ограничивается:

- требованиями к градиентам набора высоты на различных участках траектории взлета; нормирующий градиент набора высоты  $\eta = 2,7\%$  на втором участке взлета при отказе критического двигателя на разбеге, когда закрылки, предкрылки выпущены, шасси убрано, режим двух двигателей взлетный;
- располагаемой энергоемкостью тормозов шасси при прерванном взлете (ограничения по максимальной скорости начала торможения  $V_{\text{н.т.}}$ );
- располагаемой прочностью колес (ограничение по путевой скорости отрыва с учетом ветра);
- располагаемыми длинами ВПП в конкретных условиях на аэродроме старта;
- состоянием поверхности ВПП;
- возможностью обеспечения зазора над препятствием;
- допустимым воспринимаемым шуном на аэродроме старта;
- максимально допустимой посадочной массой на аэродроме назначения и на запасном аэродроме.

За максимальную взлетную массу должно быть принято наименьшее значение, определенное из перечисленных ограничений.

Условия взлета включают следующие параметры:

- барометрическую высоту расположения аэродрома;
- температуру наружного воздуха;

-ветер (направление и величина).

- характеристики аэродрома включают следующие величины:
- располагаемую дистанцию разбега (длина ВПП);
- располагаемую дистанцию прерванного взлета (ВПП+КПБ);
- располагаемую взлётную дистанцию (ВПП+ПВП);
- угол наклона полосы;
- коэффициент сцепления;
- допустимый уровень шума;
- удаление пункта контроля шума от точки старта.

Располагаемые дистанции аэродрома, использованные для расчета  $m_{взл\ доп}$ , нужно уменьшить на длину участка выруливания (50-100 м).

#### Порядок расчета

Материалы раздела 5.3 РЛЭ позволяют определить допустимую взлётную массу  $m_{взл\ доп}$  и соответствующие ей характеристики взлета, обеспечивающие надлежащий уровень безопасности полета на взлете с учетом отказа критического двигателя. При изложении порядка расчета  $m_{взл}$  указываются рисунки соответствующих nomogramm; порядок пользования nomogramm в РЛЭ указан стрелками.

1. По графику рис. 5.3-4 определяют  $m_{взл}$  в зависимости от барометрической высоты расположения аэродрома и температуры, удовлетворяющую нормированному градиенту набора  $\eta=2,7\%$  на участке набора высоты до  $H=120$  м и  $\eta=1,5\%$  до  $H=450$  м (рис. 5.3-4, а - при взлете на nominalном режиме).

2. По графику рис. 5.3-7, а для располагаемой дистанции прерванного взлета (ВПП+КПБ) и располагаемой дистанции продолженного взлета (ВПП+ПВП) с учетом ветра, уклона ВПП и коэффициента сцепления определяют величину сбалансированной взлетной дистанции (параметр "D") и соотношение скоростей  $\frac{V_1}{V_K}$ .

3. По графику рис. 5.3-8, а для располагаемой дистанции разбега (ВПП), дистанции прерванного взлета (ВПП+КПБ) с учетом ветра, уклона ВПП и коэффициента сцепления определяют величину сбалансированной длины разбега (параметр "P") и соотношение скоростей  $\frac{V_1}{V_K}$ .

4. По графику рис. 5.3-7, б для определенной величины параметра "D" при заданной высоте аэродрома и температуре воздуха находят значение  $m_{взл\ доп}$ .

5. По графику рис. 5.3-8, б для определенной величины параметра

"Р" при заданной высоте аэродрома и температуре наружного воздуха находим значение  $m_{взл\,в}$ .

6. По графику рис. 5.3-5, в определяется  $m_{взл\,в}$  ограниченная максимальной пусковой скоростью отрыва ( $V_{пут.отр} = 325 \text{ км/ч}$ ) в условиях аэродрома.

7. По графику рис. 5.3-22 определяем максимально допустимую взлетную массу  $m_{взл\,в}$  в зависимости от допустимого уровня шума на взлете.

Максимально допустимой взлетной массой  $m_{взл\,доп}$  будет наименьшая из полученных значений  $m_{взл\,в}$ ; для неё устанавливаем и соответствующее значение  $\frac{V_1}{V_2}$ .

8. По графику рис. 5.3-9 определяется  $U$  — скорость принятия решения.

9. Ограничения по располагаемой энергоемкости колес вводятся путем ограничения максимальной скорости начала торможения при прерванном взлете. На рис. 5.3-5, а в зависимости от условий на аэродроме (высоты, температуры, величины и направления ветра) определяется максимальная скорость начала торможения. Если  $U_1 \leq U_{н.т.}$ , то располагаемая энергоемкость колес дополнительных ограничений на  $m_{взл\,в}$  и  $U$  не накладывает.

10. Далее по графику рис. 5.3-1 для  $m_{взл\,в}$  определяем скорость отрыва передней ноги  $V_1$  и безопасную скорость взлета  $V_2$ .

11. Затем по графику рис. 5.3-23 определяем для  $m_{взл\,в}$  высоту начала дросселирования двигателей в режиме дросселирования.

### 5.6. Особенности взлета при боковом ветре

Разбег в условиях боковой составляющей ветра  $U_b$  приводит к несимметричному обтеканию самолета (рис. 5.5). В результате возникают боковая сила  $Z_{бок}$ , точка приложения которой для устойчивого самолета всегда находится позади ц.т., а следовательно, и момент, разворачивающий самолет против ветра. Кроме того, изменяются условия обтекания крыла. Наветренное левое полукрыло не затенено фюзеляжем, у него меньшая эффективная стреловидность, что приводит к созданию на этом полукрыле большей аэродинамической силы.

Разность аэродинамического сопротивления левого и правого полукрыла ( $X_l - X_p$ ) увеличивает разворот самолета против ветра. Увеличенное значение подъемной силы левого крыла приводит к

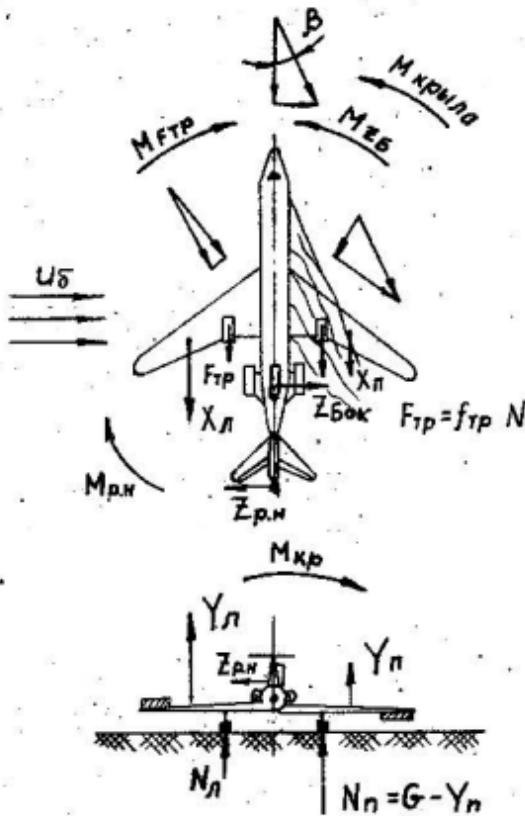


Рис. 5.5. Силы и моменты, возникающие на самолете при взлете с боковым ветром

накренению самолета по ветру, что способствует разгрузке левой основной опоры шасси и дополнительной нагрузке на правую опору. Разность сил трения на колесах шасси создает противодействующий момент. Разворачивающий момент парируется отклонением руля направления, эффективность которого с увеличением скорости возрастает.

Боковая сила  $Z_{\text{бок}}$  способствует сносу самолета с ВПП, на колесах шасси возникают противодействующие силы трения скольжения, величина которых зависит от сил реакции земли ( $G-Y$ ) и состояния ВПП, определяемого коэффициентом сцепления или наличием осадков. Допустимые значения боковой составляющей скорости ветра  $U_b$  определяются из условий возможности парирования разворачивающего момента и удержания самолета на ВПП в зависимости от коэффициента сцепления (при толщине слоя осадков не более 3 мм),

Таблица 5.2

Предельно допустимые боковые составляющие ветра

$\mu_{\text{сц}}$	≥ 0,58	0,55	0,50	0,45	0,40	0,35	0,30
$U_b, \text{м/с}$	17,00	15,80	13,60	11,30	9,30	7,20	5,00

При наличии осадков (воды, слякоти, мокрого снега) толщиной слоя более 3 мм  $U_{\text{бах}} = 5 \text{ м/с}$ . При отказе двух гидросистем на сухой ВПП ( $\mu_{\text{сц}} > 0,65$ )  $U_{\text{бах}} = 10 \text{ м/с}$ .

При выполнении взлета с боковым ветром значения боковой составляющей  $U_b$  не должны превышать указанных ограничений.

Действующие на самолет силы и моменты при боковом ветре определяют технику пилотирования на взлете. РЛЗ предписывает:

Разбег выполняйте с отклоненным от себя штурвалом (тем самым увеличиваются боковые силы на колесах шасси), выдерживание направления производите соответствующим отклонением педалей. При достижении скорости  $V_b$  одновременно с движением колонки штурвала на себя установите педали в нейтральное положение. В этом случае отрыв самолета происходит с упреждением курса против ветра на угол  $\Phi_{\text{сп}} = \frac{U_b}{V}$ . Возможное кренение самолета следует парировать отклонением штурвала. Направление дальнейшего полета выдерживайте упреждением курса против ветра.

### 5.7. Взлет с уменьшением шума на местности

Применяется во всех аэропортах, имеющих ограничение по шуму. Уменьшение шума достигается выполнением взлета по более крутой траектории, что обеспечивается выполнением набора на постоянной скорости ( $V_2 + 20$  км/ч) с выпущенными закрылками.

Если задана величина допустимого уровня шума и удаление пункта контроля шума от точки старта, то по графикам РЛЭ определяются  $m_{\text{max доп}}$  высота начала дросселирования и режим дросселирования двигателей в зависимости от атмосферных условий (рис. 5.3-23 в РЛЭ).

**Выполнение взлета.** Разбег, отрыв и уборка шасси производятся обычным образом. После отрыва в процессе уборки шасси разгоните самолет до скорости  $V_2 + 20$  км/ч. Дальнейший набор производите на этой скорости при взлетном режиме работы двигателей. На определенной по номограммам высоте (но не ниже 200 м) задросселируйте двигатели.

Если не оговорена величина уровня шума, то дросселируйте двигатели на высоте 450 м до режима, обеспечивающего вертикальную скорость 3-4 м/с.

После пролета высоты 900 м увеличьте режим работы двигателей до nominalного и в процессе разгона самолета на скорости 330...340 км/ч начните уборку закрылок, обеспечив скорость к концу уборки 380...400 км/ч, и разгоните самолет до рекомендованных скоростей набора высоты.

### 5.8. Взлет с закрылками, выпущенными на $15^\circ$

Взлет с закрылками, отклоненными на  $15^\circ$ , приведет к увеличению  $L_p$  ( $C_{y_{\text{отр}}} \downarrow \rightarrow V_{\text{отр}} \uparrow$ ), однако за счет увеличения аэродинамического качества ( $K_T \rightarrow P_{\min} \downarrow \rightarrow \Delta P \uparrow$ ) повышается располагаемый градиент набора высоты, что важно, когда взлетная масса ограничена этими параметрами.

При взлете с высокогорных аэродромов или взлете в жарких условиях, когда  $m_{\text{max доп}}$  ограничивается градиентом набора высоты, при достаточно длинной ВПП для увеличения  $m_{\text{max доп}}$  допускается выполнение взлета с закрылками  $\delta_3 = 15^\circ$ . Например, с учетом требований градиента набора высоты  $\eta = 2,7\%$  при высоте аэродрома  $H = 1000$  м и  $t = +35^\circ\text{C}$  при взлете с  $\delta_3 = 28^\circ$   $m_{\text{max доп}} = 87\text{т}$ , а при  $\delta_3 = 15^\circ$   $m_{\text{max доп}} = 96,5\text{т}$ .

Определение взлетных характеристик в  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_3$  производится аналогичным образом, по соответствующим номограммам РДЭ (разд. 5.3.7).

Взлет с закрылками, выпущенными на  $15^\circ$ , производится с тем же углом стабилизатора, что и  $\delta_s = 28^\circ$ . Управление стабилизатором осуществляется в совмещеннном режиме.

Разбег, отрыв и уборку шасси производить, как в обычных условиях. Отрыв самолета происходит на несколько увеличенном угле атаки ( $\Delta\alpha \approx 1\dots2^\circ$ ).

После уборки шасси продолжать разгон с набором высоты до  $V_{\text{пр}} = V_2 + 40$  км/ч, сохранив ее до  $H = 120$  м. На высоте  $H \geq 120$  м следует уменьшить угол набора, увеличить  $V_{\text{пр}}$  до 360...380 км/ч, приступить к уборке закрылок с дальнейшим разгоном до  $V_{\text{пр}} = 380\dots400$  км/ч к концу уборки закрылок.

Дальнейшее пилотирование аналогично взлому в нормальных условиях.

#### 5.9. Взлет с ВЛП, покрытых слоем осадков

Состояние поверхности ВЛП определяется величиной коэффициента сцепления или характером и толщиной слоя осадков. Влияние осадков на поверхности ВЛП на взлетные характеристики можно разделить на два вида:

-осадки, приводящие к изменению характеристик сцепления авиации с поверхностью полосы и, как следствие, к изменению коэффициента сцепления;

-осадки, характеризующиеся плотностью и толщиной слоя, которые приводят к нежелательным явлениям, угрожающим безопасности полета - гидролизсированнию.

Взлет и посадка разрешены с ВЛП, отвечающих следующим требованиям:

- коэффициент сцепления ВЛП не менее 0,3;
- отсутствие на ВЛП слоя льда;
- толщина слоя воды на ВЛП не более 10 мм;
- толщина слоя слякоти на ВЛП не более 12 мм;
- толщина слоя сухого снега на ВЛП не более 30 мм.

Влияние величины коэффициента сцепления учитывалось при определении допустимой взлетной массы.

Приложение 1

Справочник

Год выпуска

При взлете с ВПП, покрытых слоем осадков (в пределах допущенных РЛЭ), дистанции разбега, прерванного и продолженного взлета существенно увеличиваются. По монограммам, приведенным в РЛЭ (рис. 5.3 -34 и рис. 5.3 -35), необходимо скорректировать расчетные значения располагаемых дистанций, которые используются для определения максимальной допустимой взлетной массы.

Наличие сухого снега на ВПП не изменяет расчетных располагаемых дистанций разбега и продолженного взлета, однако уменьшает дистанции прерванного взлета, т.к. увеличивается протяженность участка торможения.

#### Сбои при выполнении взлета

1. Установка самолета перед взлетом под углом к оси ВПП. Это приводит к необходимости в процессе разбега устранять отклонение самолета от оси ВПП, что осложняет пилотирование, особенно в условиях бокового ветра и при низких коэффициентах сцепления. Кроме того, надо иметь в виду, что в начале разбега из-за малой скорости руль направления малоэффективен, а при низких коэффициентах сцепления снижается эффективность управления передней опорой и тормозов основных колес.

2. Поднятие переднего колеса на меньшей скорости вызывает необходимость увеличения угла атаки (увеличения  $C_x$ ) при отрыве самолета, что может привести к выходу на повышенные углы атаки или к касанию ВПП (при  $\alpha=16^\circ$ ) хвостовой частью фюзеляжа.

3. Медленное увеличение угла атаки  $\alpha$  при отрыве приведет к росту  $V_{\text{отр}}$  и длине разбега. При этом возможны нарушения ограничений по максимальным путевым скоростям ( $W_{\text{п}}=315 \text{ кн}/\text{ч}$ ,  $W_{\text{отр}}=325 \text{ кн}/\text{ч}$ ), которые устанавливаются исходя из требований к прочности узлов - класса.

4. Небалансировка направления разбега при боковом ветре.

5. Отрыв с креном или кренение после отрыва, что наиболее вероятно при неправильном парировании бокового ветра или при запаздывании реакции пилота на изменение ветра с высотой или его порывах.

## 6. НАБОР ВЫСОТЫ

## 6.1. Основные характеристики режима набора

Для обеспечения безопасности полетов необходимо помнить, что все ограничения по скорости и высоте полета, действующие в горизонтальном полете (ГП), справедливы и для этапов набора высоты и снижения. Эти режимы занимают важное место в общем балансе расхода топлива и затрат времени на полет.

Основными характеристиками набора являются: скорость набора  $V_{\text{наб}}$ , угол набора  $\theta_{\text{наб}}$ , вертикальная скорость набора  $V_y$ , м/с, потолок самолета, дальность и время набора, расход топлива.

На практике режим набора является неустановившимся, т.к. при  $V_{\text{пр}} = \text{const}$   $V_{\text{ист}}$  в течение времени возрастает от скорости полета по кругу до заданной крейсерской скорости. Однако для анализа характеристик набора и влияющих факторов рассмотрим условия установившегося набора.

Из схемы сил, действующих на самолет в процессе набора (рис. 6.1), вытекают условия выполнения установленного набора:

$$\begin{cases} Y_a = \frac{V^2}{g} \sin \theta_{\text{наб}} & - \text{условие } \theta = \text{const}; \\ P = X_a + \frac{V^2}{g} \sin \theta_{\text{наб}} & - \text{условие } V_{\text{ист}} = \text{const}; \end{cases}$$

$$V_{\text{наб}} = \sqrt{\frac{2 m g \cos \theta_{\text{наб}}}{C_D F_S}} = V_{\text{ГП}} \sqrt{\frac{\cos \theta_{\text{наб}}}{m g}} \approx V_{\text{ГП}};$$

$$\sin \theta_{\text{наб}} \approx \theta_{\text{наб}} = \frac{P - X_a}{m g} = \frac{\Delta P}{m g} = \left( \frac{P}{m g} - \frac{1}{K} \right).$$

Т.к. угол набора не превышает  $10^\circ$ , приближенно можно считать, что при полете на постоянном угле атаки  $V_{\text{наб}} \approx V_{\text{ГП}}$ , а следовательно, и  $X_{\text{наб}} \approx X_{\text{ГП}} \approx P_{\text{ГП}} = \frac{G}{K}$ , т.е. для определения характеристик набора остаются справедливыми все выводы гл. 4 об эксплуатационных факторах, влияющих на кривые потребных и располагаемых тяг горизонтального полета.

Угол набора определяется избытком тяги  $\Delta P$ , которая уравновешивает составляющую веса  $G \sin \theta_{\text{наб}}$ . Максимальное значение угла набора соответствует условиям полета при  $\Delta P_{\text{мак}}$ , т.е. на скорости, близкой к наивыгоднейшей, когда качество максимально.

Вертикальная скорость набора (путь по высоте, пройденный самолетом в единицу времени) в соответствии с треугольником скоростей подъена

$$V_y = \left( \frac{\Delta H}{\Delta t} \right) = V_{\text{наб}} \sin \theta_{\text{наб}} = \frac{M_{\text{наб}} \Delta P}{m g} = \frac{\Delta N}{m g}$$

Значение  $V_y$  при заданном режиме работы двигателя зависит от истинной скорости и высоты полета, отклонений температуры воздуха от МСА, а также полетной массы самолета (рис. 6.2). Максимальное значение  $V_y$  достигается при полете на наивыгоднейшей скорости набора  $V_{\text{наб мак}}$ , когда избыток мощности максимальен. С увеличением высоты полета значение  $V_{\text{наб}}$  увеличивается ( $V_{\text{пр-сопл}}$ ),  $V_y$  уменьшается. При повышенной относительно стандартной температуре уменьшается запас по тяге  $\Delta P$  и  $V_y$ .

При прочих равных условиях увеличение полетной массы вызовет уменьшение  $V_y$ .

### 6.2. Выполнение набора высоты

Набор высоты производить в режиме штурвального управления или режиме автоматической стабилизации приборной скорости  $V$  системой АБСУ наnomинальном режиме работы двигателей. Используются два режима: максимальный крейсерский (МКр), обеспечивающий уменьшение рейсового времени, и максимальной дальности (МД), обеспечивающий минимальный расход топлива. Скорости при наборе выбираются в зависимости от режима предстоящего крейсерского полета (рис. 6.3):

МКр :  $V_{\text{пр}} = 575 \text{ км/ч}$  до  $H = 9750 \text{ м}$ , далее  $M = 0,85$

(при  $t > t_{\text{CA}} + 10 \text{ м}$  и  $H > 8850 \text{ м}$   $M = 0,8$ );

МД :  $V_{\text{пр}} = 550 \text{ км/ч}$  до  $H = 9450 \text{ м}$ , далее  $M = 0,80$ .

При достижении высоты, соответствующей  $M = \text{const}$ , дальнейший набор высоты производите на постоянном числе  $M$ , переключив АБСУ в режим  $M$  : автоматической стабилизации числа  $M$ .

В случаях, связанных с угрозой БП, по усмотрению КВС при наборе высоты и в горизонтальном полете разрешается использовать

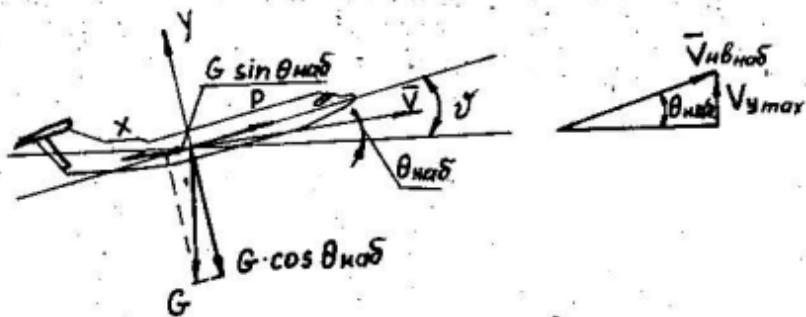


Рис. 6.1-Схема сил при наборе

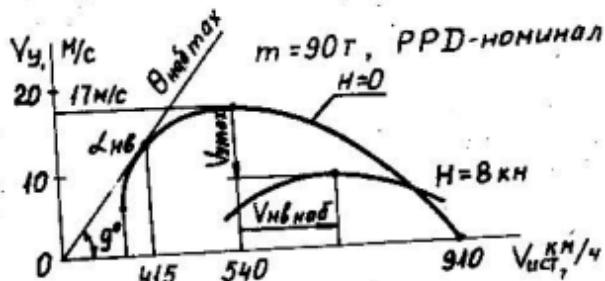


Рис. 6.2-Поляры набора высоты

режим выше nominalного (вплоть до взлетного включительно) в пределах 15 мин непрерывной работы.

Для выполнения требований УВД или в соответствии со схемой выхода разрешается выполнять полет с убранный механизацией до выхода на курс следования на скорости не менее 450 км/ч.

Для обеспечения набора высоты (эшелона) на заданном рубеже или по требованиям УВД разрешается уменьшать скорость набора высоты до 500 км/ч с переходом на постоянное число  $M = 0.78 \dots 0.8$ .

Величины вертикальных скоростей  $V_y$  при наборе на этих режимах отличаются незначительно (на режиме МД чуть выше). С увеличением высоты  $H$  и при переходе в полете от режима стабилизации приборной скорости  $V_{pr}$ , когда значение  $V$  ист.  $\uparrow$  к режиму стабилизации числа  $M$ , когда происходит небольшое торможение самолета за счет уменьшения скорости звука  $a$ , происходит незначительное увеличение вертикальной скорости.

Максимальные высоты полета в эксплуатации определяются величиной полетной массы и уменьшаются с повышением температуры воздуха относительно МСА (рис. 6.4). Высоту полета  $H=12100$  м разрешается занимать при  $m \leq 86,5$  т, а  $H=11600$  м - при  $m \leq 94,5$  т. С достаточной точностью можно принять, что с увеличением  $m$  на 2% от МСА уменьшают разрешенную высоту полета в среднем на 100 м.

Как видим, предельные высоты полета меньше практического потолка  $H_{pr}$  ( $m=90$  т,  $H_{pr} = 12,5$  км). Причины эксплуатационных ограничений обусловлены необходимостью обеспечения, в соответствии с требованиями НЛГС нормируемых запасов по углу атаки  $\alpha$ , учитывающих влияние атмосферных возмущений и возможных ошибок пилотирования, характер поведения самолета при отказах авиационной техники.

Особенность полета самолета на больших высотах проявляется в том, что уменьшение плотности  $\rho$  с учетом ограничений по скорости полета требует увеличения полетного угла атаки. С другой стороны, большие числа  $M$  полета из-за влияния сжимаемости (см. рис. 2.7) приводят к уменьшению  $\alpha_{kr}$  ( $\alpha_{dop}$ ), что в конечном итоге уменьшает запас по углу атаки.

При встрече самолета с вертикальным порывом (потоком) пропорционально амплитуде порыва изменяется угол атаки самолета:

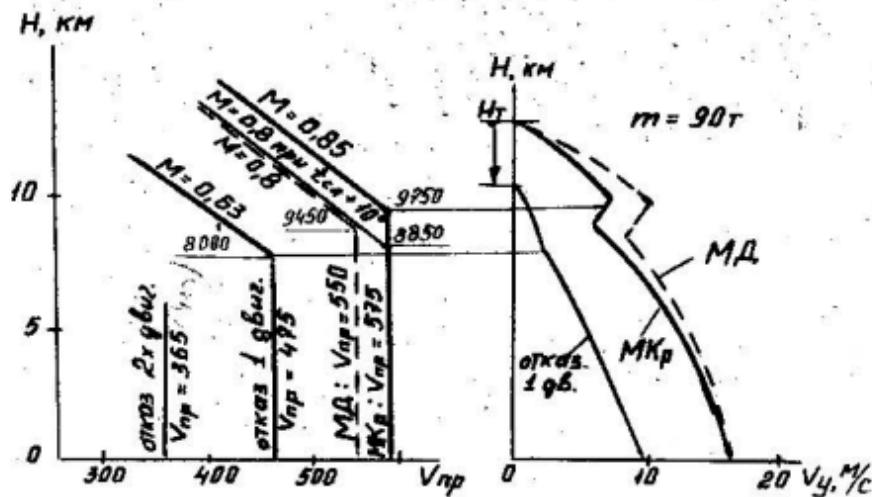


Рис. 6.3. Скорости при наборе высоты

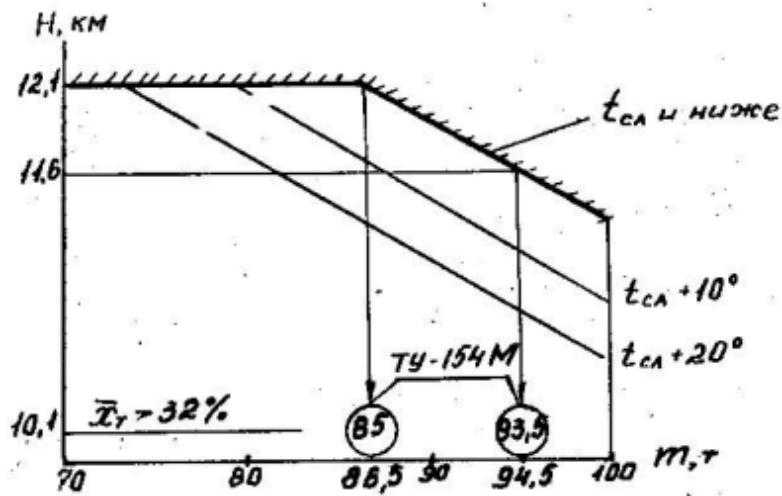


Рис. 6.4. Максимальные высоты полета в зависимости от полетной массы и температуры воздуха

$$\Delta \alpha^* = \frac{U_1}{V_1} \cdot 57.3$$

где  $U_1$  - индикаторный порыв;  
 $V_1$  - индикаторная скорость полета.

В практике для учета характера нарастания порыва вводят понятие эффективного порыва

$$U_i = U_1 \text{ эф } K,$$

где  $K = 0.9 \dots 0.95$  для  $H = 5 \dots 12$  км.

На основании требований НЛГС, учитывающих эксплуатационный опыт отечественной и мировой авиации, принято, что на крейсерских режимах полета, а также режимах набора высоты и снижения должен обеспечиваться такой запас по углу атаки до  $\alpha_{\text{доп}}$ , который соответствует приращению до от мгновенного входа в восходящий порыв ветра:

$$U_1 = 9 \text{ м/с} \quad \text{при } H \leq 7 \text{ км};$$

$$U_1 = 9 \text{ м/с} - 0.5(H-7) \text{ при } H > 7 \text{ км},$$

но во всех случаях  $U_1 > 6.5 \text{ м/с}$ .

Тогда

$$\alpha_{\text{доп}}^* \geq \alpha_{\text{сп}}^* + \frac{U_1}{V_1} \cdot 57.3$$

Воздействие на самолет вертикального эффективного индикаторного порыва

$$U_i \text{ эф } \geq 18 \text{ м/с}$$

не должно приводить к сваливанию самолета или необратимому нарушению режима работы двигателей и систем, т.е. самолет должен вернуться к исходному режиму полета.

На основании аэродинамических характеристик самолета ( $C_y(\alpha)$ ) с учетом значений  $\alpha_{\text{доп}}$  и  $\alpha_{\text{сп}}$ , требуемых запасов по  $\Delta \alpha$  определяется максимальный угол атаки ( $C_y$ ), который допустим для горизонтального полета на заданном эшелоне для всего эксплуатационного диапазона скоростей полета. Для этого значения  $\alpha$  ( $C_y$ ) рассчитывают максимально допустимую для данного эшелона и скорости полетную массу самолета, которую и задают в РЛЭ.

Повышение температуры наружного воздуха относительно МСА приводит к падению тяги двигателей, уменьшению  $V_u$  и практического потолка, к полету на большем  $\alpha$ , а следовательно и к уменьшению

запаса по о и С, что в конечном итоге уменьшает предельные высоты полета. Поэтому набор верхнего заданного эшелона и переход на следующий эшелон необходимо производить с учетом достаточной скороподъемности на больших высотах.

В РЛЭ отмечается, что, если в наборе высоты на косинусальном режиме работы двигателей при  $t = t_{CA} + 20^\circ$  вертикальная скорость уменьшается до 2 м/с, следует прекратить набор и по согласованию с УВД занять ближайший низкий попутный эшелон. Иначе самолет может выйти на недопустимые режимы сваливания.

При центровке  $x_c \approx 32\%$  максимальная высота полета составляет 10100 м. Это ограничение связано с ухудшением характеристики устойчивости и управляемости.

Время набора до высоты эшелона  $t_{наб} = \sum \frac{\Delta H}{V_y}$ , дальность набора  $L_{наб} = V_y \cdot \text{сов} t_{наб}$  и расход топлива определяются по обобщенным номограммам для режимов МД и МКр в зависимости от взлетной массы, которые учитывают уменьшение полетной массы при наборе заданных эшелонов.

Отклонение температуры наружного воздуха от стандартной (особенно повышение) существенно влияет на характеристики набора, изменение которых учитывается с помощью поправок. Большее влияние повышения температуры наблюдается при большей высоте полета и большей массе самолета.

Таблица 6.1

Изменение характеристики набора от массы и температуры  
на режиме МКр

$H$ $m$	$T$ $^{\circ}C$	$t$ град.	$L$ $km$	$\frac{Q}{T}$	$t$ $min$
11100	98	$t_{CA} - 20^\circ$	150	3,3	15
		$t_{CA}$	290	4,5	23
		$t_{CA} + 20^\circ$	625	7,0	45
	80	$t_{CA} - 20^\circ$	125	2,7	11
		$t_{CA}$	200	3,2	16
		$t_{CA} + 20^\circ$	415	4,7	30

### 6.3. Набор высоты при отказавшем двигателе

Балансировка самолета в установленномся наборе высоты особых трудностей не вызывает, однако отказ двигателей приводит к изменению полетных параметров и, в первую очередь, уменьшению скороподъемности. В этом случае максимальный избыток тяги обеспечивается балансировкой самолета без скольжения с креном  $y=1..2^\circ$  в сторону работающего двигателя и выдерживанием рекомендованной скорости набора.

При отказе двигателя КВС удерживает самолет от разворота и крена, переводит в ГП на скоростях 450..480 км/ч.

Уменьшение тяги ухудшает все характеристики набора:

$$F_{T1} \rightarrow \Delta P_1 \rightarrow \Delta N_1 \rightarrow M_1 \rightarrow H_1$$

Режим набора высоты выполняют на скоростях:

$$V_{\text{пр}} = 475 \text{ км/ч } (H<8000 \text{ м}); \text{ при } H>8000 \text{ м } M=0.63,$$

что соответствует режиму максимальной скороподъемности и минимальному расходу топлива.

Уменьшение вертикальной скорости приводит к уменьшению практического потолка самолета, значение которого зависит от полетной массы и температуры наружного воздуха. Расход топлива, время и дальность набора при отказавшем двигателе на режиме МД определяются по соответствующим nomogrammam РЛЗ, значения этих характеристик значительно увеличиваются.

Развороты в обе стороны выполняются на скоростях 450..480 км/ч с креном не более  $15^\circ$ .

Набор высоты при отказе двух двигателей также следует выполнять на режиме максимальной скороподъемности:  $V_{\text{пр}}=365 \text{ км/ч}$ . Еще значительнее уменьшаются  $V_y$ ,  $H_{\text{пр}}$ . Например, при полетной массе 90 т с одним работающим двигателем на коммерческом режиме при  $t_{\text{ca}}$  самолет может набрать высоту 2500 м, а при  $t_{\text{ca}}+10^\circ$  выполнять горизонтальный полет невозможно.

Для самолета Ту-154М набор высоты при отказе двух двигателей выполняется на скорости  $V_{\text{пр}}=400 \text{ км/ч}$ .

## 7. КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ.

## 7.1. Основные характеристики режима крейсерского полета

Крейсерский полет устанавливается по выбранному числу  $M$  или по скорости подбором необходимого режима работы двигателей.

При регулярной эксплуатации самолета экономически наивыгоднейший режим определяется оптимальным сочетанием эшелона и скорости (числа  $M$ ) полета с протяженностью маршрута и коммерческой нагрузкой  $m_{\text{кон}}$ .

В эксплуатации применяются два режима: МКр и МД.

МКр применяется, когда отсутствуют ограничения по расходу топлива, а  $m_{\text{кон}}$  не ограничена взлетной массой; выполняется на максимальных крейсерских скоростях:

$$H < 7000 \text{ м} - V_{\text{бр}} = 600 \text{ км/ч};$$

$$H \geq 7000 \text{ м} - V_{\text{бр}} = 575 \text{ км/ч}. M = 0.87.$$

Режим МД применяется в качестве основного режима эксплуатации; рекомендуется выполнять на скоростях, которые соответствуют километровому расходу топлива  $C_k$  на 1% больше минимального. Рекомендованное число  $M$  полета определяется по nomogrammам в зависимости от полетной массы, высоты и ветра.

Километровый расход топлива, определяющий количество топлива, кг, необходимого для полета на расстояние 1км,

$$C_k = C_{\text{уд}} \frac{P_{\text{пп}}}{M_{\text{ист}}}.$$

Оптимальным эшелоном для крейсерского полета для дальности более 600км является максимальный эшелон. При полете на большей высоте уменьшается  $C_{\text{уд}}$  из-за уменьшения температуры наружного воздуха и повышения степени сжатия. С увеличением высоты полета уменьшается и соотношение  $\left(\frac{P_{\text{пп}}}{M_{\text{ист}}}\right)_{\min}$ , которое соответствует режиму максимальной дальности (см.рис.4.3). Кроме того, уменьшается и степень дросселирования двигателя для обеспечения режима максимальной дальности  $V_L$ , т.к. располагаемая тяга  $P_p$  уменьшается с высотой, что приводит в соответствии с характеристиками двигателя к уменьшению  $C_{\text{уд}}$ .

Скорость (число  $M$ ) полета на режиме МД соответствует точке 2, т.е. режиму, где соотношение  $\left(\frac{P_{\text{пп}}}{M_{\text{ист}}}\right)$  незначительно возрастает, зато уменьшается  $C_{\text{уд}}$  за счет меньшей степени дросселирования двигателя.

дней. В целом же на этом режиме километровый расход топлива  $C_K$  увеличивается лишь на 1%.

В РЛЭ рекомендуется выполнять ступенчатый профиль полета (по согласованию с УВД), т.е. при достижении полетной массы 86,5 т занять высоту эшелона 12100 м.

В течение крейсерского полета происходит уменьшение массы за счет выгорания топлива. Сохранение заданной оптимальной скорости

$$V_L = \sqrt{\frac{2(m_0)}{C_K \rho_{\infty} \frac{1}{2} U^2}}$$

возможно за счет увеличения высоты полета, когда уменьшается плотность  $\rho_{\infty}$ . Этим объясняется целесообразность выполнения ступенчатого профиля полета (полет по потолкам).

В зависимости от протяженности и выбранного режима предстоящего полета по номограммам или таблицам РЛЭ определяются скорости (числа  $M$ ) полета и потребное рейсовое топливо. Влияние ветра на количество рейсового топлива учитывается по изменению  $C_K$  через значение путевой скорости:

$$m_t = L C_K \approx L C_{\text{уд}} \frac{Prp}{MistU}$$

Горизонтальный полет рекомендуется выполнять с учетом приведенных ограничений по скорости и высоте полета, на любом режиме двигателя до номинального включительно. Если на крейсерском режиме работы двигателей не обеспечиваются:

$V_{\text{пр}} = 500 \dots 550$  км/ч при  $H \leq 9450$  м или  $M=0,78 \dots 0,8$  для  $H > 9450$  м, необходимо занять нижний полутурный эшелон (по согласованию с УВД), иначе возникает опасность выхода на большие углы атаки.

## 7.2 Полет с одним отказавшим двигателем

Основная задача экипажа заключается в выборе высоты горизонтального полета в условиях уменьшения располагаемой тяги. Если отказ двигателя произошел на высоте, когда потребная тяга превышает располагаемую тягу двух двигателей, работающих на номинальном режиме, то полет возможен только со снижением.

РЛЭ устанавливает: при продолжении полета по маршруту произвести снижение на скоростях, соответствующих режиму МД для трех двигателей, до высоты ближайшего эшелона, не превышающего высот практического потолка при полете на двух двигателях, и продолжить

ГП на режиме МД на высоте Н в зависимости от массы самолета и температуры наружного воздуха (табл. 7.1).

Таблица 7.1

Практический потолок самолета, м  
(критический двигатель не работает)

Температура	Масса, т				
	70	76	82	88	94
t <sub>CA</sub> -20°	11.9	11.6	11.3	11.0	10.8
t <sub>CA</sub> -10°	11.2	11.0	10.8	-10.4	10.1
t <sub>CA</sub>	10.9	10.4	10.0	9.8	9.2
t <sub>CA</sub> +10°	10.0	9.6	9.1	8.7	8.2
t <sub>CA</sub> +20°	9.4	8.4	7.5	6.7	5.8

## 8. СНИЖЕНИЕ

### 8.1. Основные характеристики режима снижения

Снижение выполняется для вывода самолета в исходную точку предполосадочного маневра в заданное время и на установленной скорости. Основными характеристиками снижения являются: скорость снижения  $V_{\text{сп}}$ , угол снижения, вертикальная скорость  $V_y$ , время, дальность и расход топлива на снижение.

На режиме снижения наиболее вероятно превышение эксплуатационных ограничений по числу  $M$  (на больших  $H$ ) и скоростному напору  $\varphi$  (на малых  $H$ ). Экипаж должен внимательно следить за показаниями приборов, регистрирующих  $M$  и  $\varphi$ . Ограничения по  $V_{\text{сп}}$  и  $M$  такие, как для крейсерского полета.

Другим эксплуатационным требованием является ограничение по минимальному времени снижения  $t_{\min}$  для предотвращения преждевременной разгерметизации кабины. Это требование связано с особенностями работы системы регулирования давления воздуха в герокабине, что осуществляется автоматически по заданной программе в двух основных режимах (рис. 8.1):

- поддержание постоянного давления, равного давлению на аэродроме взлета, до высоты, на которой перепад давления  $\Delta P = P_{\text{каб}} - P_{\text{атм}}$  становится равным  $0.52 \text{ кгс/см}^2$ ;

- поддержание постоянного избыточного давления  $\Delta P$ , величина которого определяется прочностью стенок герокабины. По условиям прочности отрицательный перепад давления не должен превышать  $0.02 \text{ кгс/см}^2$ .

Каждый из режимов регулирования имеет свою закономерность изменения давления в кабине от высоты полета, которое контролируется по кабинному варионетру; показания его не должны превышать 3 м/с.

Из схемы сил, действующих на самолет при установленвшемся снижении (рис. 8.2), по аналогии с режимом набора значение вертикальной скорости

$$V_y = f(V_{\text{сп}}, P_p, X_d) = V_{\text{сп}} \left( \frac{1}{K} - \frac{P_p}{m g} \right).$$

Таким образом, при  $m = \text{const}$  значение  $V_y$  (а значит, и временем

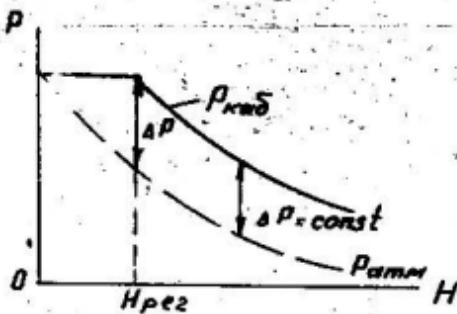


Рис. 8.1. Изменение давления в кабине самолета



Рис. 8.2. Схема сил при снижении

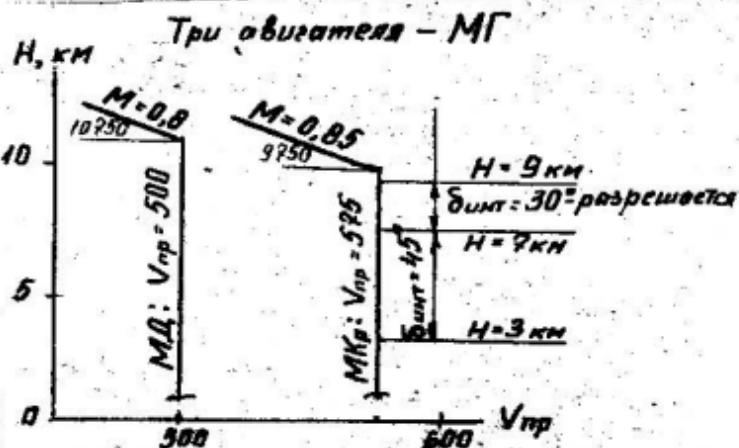
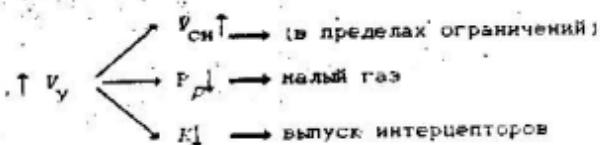


Рис. 8.3 Скорости при снижении

снижения) можно управлять в рамках принятых ограничений:



Выпуск средних интерцепторов позволяет существенно увеличить вертикальную скорость снижения, а для выполнения требований по дальности вводятся ограничения на выпуск интерцепторов и угол их отклонения в зависимости от высоты.

Время и дальность снижения, расход топлива зависят от полетной массы и высоты крейсерского полета, определяются по соответствующим nomogrammam РДЭ. Влияние ветра на дальность снижения определяется через значение путевой скорости.

## 8.2. Выполнение снижения

Нормальное снижение производится при работе двигателей на режиме малого газа. Скорости при снижении выбираются в зависимости от режима предшествовавшего крейсерского полета: М<sub>kr</sub>, МД (рис. 8.3, табл. 8.1). При снижении на режиме М<sub>kr</sub> для увеличения вертикальной скорости  $V_y$  отклоняются средние секции интерцепторов на высоте 7000 м - на 45°, при достижении  $H=3000$  м убираются полностью.

При необходимости разрешается в процессе снижения с  $H=9000$  м до  $H=7000$  м использовать отклонение интерцепторов на угол 30°. С целью торможения при необходимости разрешается использовать интерцепторы на высотах  $H\geq 3000$  м.

При снижении на режиме МД средние интерцепторы полностью убраны.

Таблица 8.1.

### Скорости режима снижения

Режим	М <sub>kr</sub>		МД	
	Высота полета	$> 9750$ 9750...450	$> 10750$ 10750...450	$< 10750$
$V_{pr}$	—	575	—	500
$M$	0,85	—	0,80	—

В условиях обледенения снижение проводится на скоростях, соответствующих режиму МКр с полностью выпущенными во всем диапазоне высот интерцепторами на режиме работы двигателя не ниже 0,4, иначе налья, т.к. на меньшей режиме не обеспечивается необходимая эффективность работы ПОС. После выпуска шасси интерцепторы убираются.

### 8.3. Аварийное снижение

Аварийное снижение выполняется в случаях разгерметизации кабины, пожара и т.д. При разгерметизации кабины основные требования к характеристикам снижения вытекают из условий обеспечения жизнедеятельности человека, причем основное значение имеет парциальное давление кислорода и его процентное содержание в воздухе.

Кислород в организме человека поступает из легких, альвеолы которых покрыты сетью кровеносных сосудов. Проникать в кровь кислород может только в том случае, если парциальное давление в альвеолах легких превышает давление кислорода в крови. Для удаления углекислого газа из организма, нужно обратное условие: парциальное давление углекислого газа в крови должно быть больше, чем в воздухе, находящемся в альвеолах легких.

Максимально допустимые условия для полета в негерметичной кабине соответствуют высоте №4...5 км, выше которой возникает кислородное голодание, вызвавшее высотную болезнь. Симптомами высотной болезни являются головная боль, сонливость, ослабление зрения и слуха. На высоте №6 км происходит нарушение психической деятельности и функций организма, опасное для жизни. Восстановить жизнедеятельность человека возможно лишь с помощью специальных средств питания кислородом или быстрого снижения. Резерв времени от начала действия кислородного голодания до потери сознания должен быть использован для снижения до высоты, обеспечивающей достаточную концентрацию кислорода.

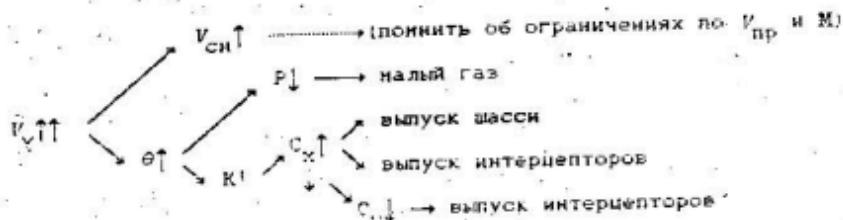
Если экстренное снижение вызвано разгерметизацией, то оно выполняется до безопасной высоты ( $H = 4 \dots 4,5$  км), а дальше самолет целесообразно перевести в нормальное снижение. В других случаях (пожар) экстренное снижение выполняется с посадкой на ближайший аэропорт или вне аэропорта.

Основной задачей экипажа при аварийном снижении является

уменьшение времени снижения, что обеспечивается снижением максимальной возможной вертикальной скорости

$$V_y = V_{\text{сп}} \sin \theta_{\text{сп}} \approx V_{\text{сп}} \left( \frac{1}{K} - \frac{P}{G} \right)$$

Из формулы очевидно вытекают основные пути увеличения  $V_y$ :



Аварийное снижение можно разделить на три основные этапа.

1. Перевод на снижение с достижением  $V_y = 60 \dots 70$  м/с:

-уберите рычаги управления двигателя в положение "М";

-выпустите средние интерцепторы  $\delta_{\text{инт}} = 45^\circ$ :

-на скорости, не превышающей предельно допустимые, выпустите шасси. (Если передняя нога не стала на замок, снижение следует продолжать: нога станет на замок при  $V_{\text{пр}} = 470$  км/ч). Необходим повышенный контроль за значениями  $M$  и  $V_{\text{пр}}$ , чтобы не допустить нарушения ограничений. Вертикальная перегрузка  $\mu_y = 0.3 \dots 0.5$ .

2. Выполнение установленвшегося снижения. Не допускать при этом превышения числа  $M=0.88$  при  $H=10300$  м и  $V_{\text{пр}}=575$  км/ч при  $H=7000$  м, а с  $H=7000$  м и ниже допустимой скорости по прибору  $V_{\text{пр}}=600$  км/ч. Время снижения с  $H=11000$  м до 4000 м составляет 3 мин. Самолет на снижении хорошо управляем и устойчив.

3. Вывод самолета из снижения при достижении безопасной высоты не более 4000 м осуществляется плавным взятием штурвала на себя.

Просадка самолета зависит от величины вертикальной скорости  $V_y$  и создаваемой перегрузки  $\mu_y$ :

$$\Delta H = \frac{V_y^2}{2g \cdot \ln \frac{H_0}{H}}$$

Увеличение перегрузки  $\mu_y > 1.2 \dots 1.3$  нецелесообразно, т.к. не приведет к заметному уменьшению просадки, а будет способствовать выходу самолета на большие углы атаки. Потеря высоты при выходе из

снижения должна быть не менее  $\pm 300\text{--}400$  м, поэтому, чтобы избежать чрезмерных перегрузок на этом этапе, вывод самолета из снижения необходимо начинать за 600 м до накаченной высоты последующего полета.

При выполнении экстренного снижения необходимо осуществлять контроль за изменениями высоты, перегрузки, вертикальной скорости. После перевода самолета в ГП нужно убрать интерцепторы.

## 9. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

### 9.1. Требования к посадочным характеристикам

Посадка - движение самолета с момента снижения в зоне аэродрома назначения до полной остановки на ВПП. Посадку можно разделить на ряд этапов, имеющих свое назначение и цель.

На этапе захода на посадку необходимо вывести самолет на курс посадки на безопасной высоте и обеспечить ему посадочную конфигурацию и скорость, рекомендованную для снижения по глиссаде. При уменьшении скорости производятся маневрирование самолета, перестановка стабилизатора, выпуск шасси, закрылков и предкрылоков.

При полете по глиссаде самолет должен быть выведен в заданную точку над ВПП с курсом посадки и скоростью, обеспечивающими безопасное выравнивание и приземление.

На этапе приземления необходимо обеспечить касание в заданной зоне с допустимыми вертикальной перегрузкой и путевой скоростью.

На пробеге с использованием средств торможения скорость самолета уменьшается до нуля или скорости руления.

При наличии факторов, не позволяющих выполнить безопасную посадку, выполняется маневр ухода на второй круг.

Заход на посадку и посадка характеризуются большой загруженностью экипажа, дефицитом времени для маневра по исправлению ошибок, повышенной вероятностью воздействия атмосферных условий и отказов АТ, ухудшением по сравнению с другими этапами полета характеристик устойчивости и управляемости, обусловленными малыми скоростями полета. Эти и другие особенности режима посадки позволяют заключить, что заход на посадку и посадка являются наиболее сложными и ответственными этапами полета; к посадочным характеристикам самолета предъявляются повышенные требования НЛГС. Эти требования относятся к скоростям полета на различных участках захода на посадку и посадки, при уходе на второй круг; к расположенной тяговооруженности, к длине ВПП.

Необходимо отметить, что, как и на взлете, требования НЛГС к посадочным характеристикам и характеристикам ухода на второй круг должны выполняться как в условиях нормальной работы всех двигателей

лей, так и при отказах одного из них, во всех ожидаемых условиях эксплуатации при становленных РДЭ методах пилотирования и летных ограничениях.

Скорости полета при заходе на посадку во всех случаях пикирования, с одной стороны, не должны быть больше максимально допустимой скорости для данной конфигурации самолета, установленной из условий обеспечения прочности конструкции, а с другой - должны превышать скорости сваливания в соответствующей конфигурации не менее чем в 1,3 раза, вплоть до входной кромки ВПП:

$$V_{\text{зп}} \geq 1.3 V_s (\text{ш.б}_s).$$

Повышение запаса по скорости сваливания по сравнению с безопасной скоростью  $V_s$  на взлете определяется тем, что в процессе выравнивания и приземления будут производиться дальнейшее снижение скорости и увеличение угла атаки. Кроме того, в случае вынужденного ухода на второй круг необходим значительный запас угла атаки для создания перегрузки и перевода самолета из снижения в набор высоты. При уходе на второй круг запас скорости от скорости сваливания должен быть не менее 20%, как это обычно принято при взлете.

Требования к маневроуправляемости самолета сводятся к обеспечению расположенного градиента набора высоты при уходе на второй круг (не менее 2,4%) при одном отказавшем двигателе и двух работающих на взлетном режиме.

Требования к Эстанциям на аэродроме посадки заключаются в том, чтобы потребная посадочная дистанция самолета не превышала расположенной дистанции на аэродроме посадки.

Потребную посадочную дистанцию рассчитывают умножением на коэффициент 1,67 фактической посадочной дистанции с высоты 15 м до полной остановки исправного самолета со всеми нормально работающими двигателями, с использованием всех средств торможения:  $L_{\text{потр}} = 1.67 L_{\text{фак}}$ . Фактическую посадочную дистанцию определяют при стандартных температуре и атмосферном давлении на данном аэродроме, сухой и ровной ВПП.

С учетом возможных неточностей измерения скорости ветра при встречном ветре берется не более 50% составляющей скорости ветра; при попутном - не менее 150%.

При посадке на запасной аэродром коэффициент длины ВПП при определении потребной посадочной дистанции принят равным 1,43.

Располагаемая посадочная дистанция (РПД) аэродрома равна длине ВПП, уменьшенной на длину участка зарулевания.

При посадке в условиях, отличных от расчетных, с учетом допустимых отклонений в пилотировании и возможных отказов посадочная дистанция не должна превышать располагаемой посадочной дистанции.

Для обеспечения требуемого уровня безопасности в ожидаемых условиях эксплуатации вводятся ограничения по допустимой посадочной массе, определенной по номограммам РЛЭ (разд.5).

## 9.2. Заход на посадку

Построение предпосадочного маневра производится в соответствии со схемой, установленной для данного аэродрома, и указаниями службы движения.

В качестве примера рассматривается нормальный заход на посадку на самолете с задатчиком стабилизатора (рис.9.1).

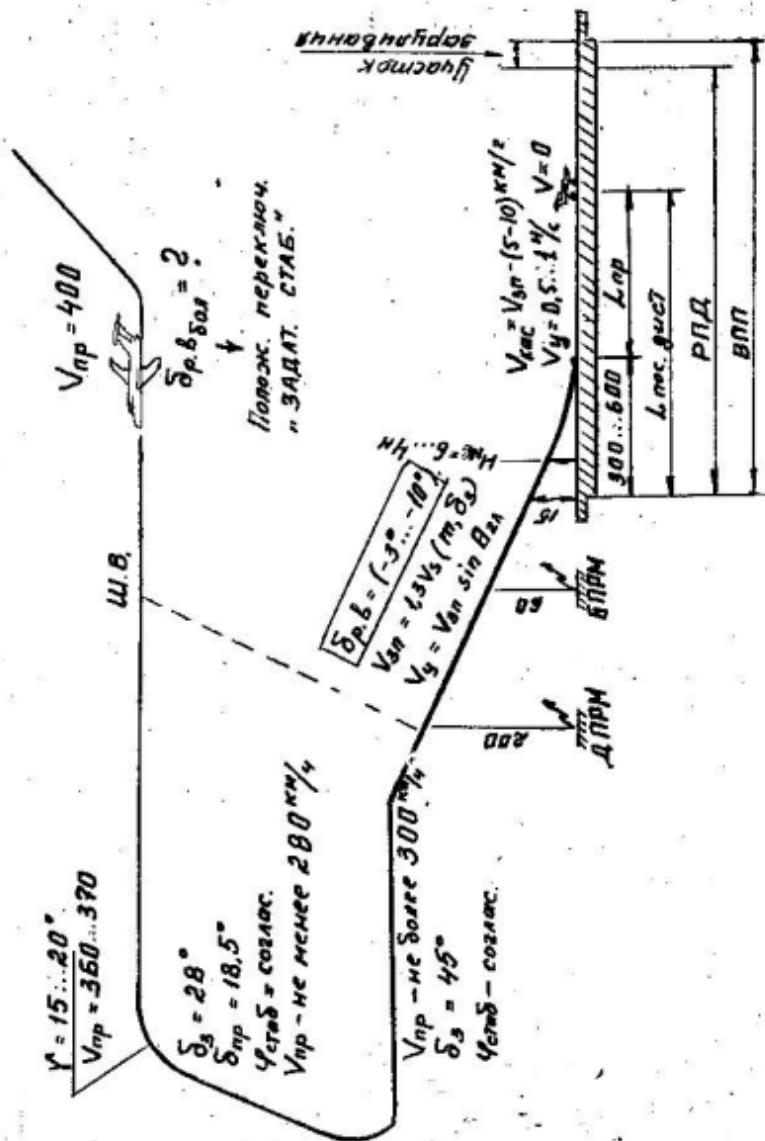
При достижении высоты круга (400...600 м) перед выпуском шасси на скорости 400 км/ч определяется потребное положение переключателя "ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА" по балансировочному (среднему) положению руля высоты в горизонтальном полете в соответствии с цветной маркировкой шкалы указателя положения руля высоты. Переключатель "ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА" устанавливается против метки, цвет которой совпадает с цветом зоны шкалы указателя, в пределах которой находится балансировочное положение стрелки руля высоты.

Если балансировочное положение РВ находится на границе цветных зон шкалы, то переключатель "ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА" устанавливается по усмотрению командира ВС в одно из положений, соответствующих цвету граничной зоны.

На траверзе ДПРМ выпускаются шасси, устанавливается скорость 360...370 км/ч.

При построении маневра захода на посадку по схеме прямоугольного маршрута шириной 12 км разрешается выпуск шасси между третьим и четвертым разворотами непосредственно перед выпуском закрылков на 28°.

При построении маневра захода на посадку по схеме прямоуголь-



Приложение 4 к ТУ-154Б

ного коридора шириной 8 км с применением угла крена на разворот  $25^\circ$  разрешается выпускать шасси после пролета траверза ДПРМ непосредственно перед выпуском закрылков на  $28^\circ$  с завершением указанных операций до начала третьего разворота.

Третий разворот производится с креном  $15\dots20^\circ$  на скорости 360...370 км/ч.

После третьего разворота выпускаются закрылки на  $28^\circ$  с одновременным торможением до скорости не менее 280 км/ч. Следует убедиться, что стабилизатор занял согласованное положение, а предкрышки выпущены.

После выхода из четвертого разворота на скорости не более 300 км/ч перед входом в глиссаду выпустите закрылки на  $45^\circ$  с одновременным торможением до скорости  $V_{\text{зп}}$ , величина которой имеет 30%-ный запас от скорости срыва в соответствующей конфигурации (см.табл.4.1). Для посадочной массы  $m_{\text{пос}} = 78$  т  $V_{\text{зп}} = 202$  км/ч, а  $V_{\text{зп}} = 265$  км/ч, что соответствует значению  $C_y = 1,27$  ( $\alpha = 6,2^\circ$ ).

С уменьшением полетной массы  $V_{\text{зп}} = \sqrt{\frac{2m_0}{C_y p_0}}$  уменьшается, а значение полетного угла атаки остается постоянным, т.к. аэродинамические характеристики самолета  $C_y(\alpha)$  от массы не зависят. На этой скорости следует выполнять снижение до высоты начала выравнивания. Выпуск закрылков следует закончить до входа в глиссаду. После входа в глиссаду на расчетной скорости снижения по указателю положения руля высоты проверьте правильность установки стабилизатора.

Стрелка указателя руля высоты должна находиться в рекомендованном диапазоне - широкой части зеленой зоны шкалы  $\delta_{\text{р.в.}} = -3\dots-10^\circ$ . Выход указателя руля высоты выше широкой зеленой зоны свидетельствует об уменьшении эксплуатационного запаса по рулю высоты, который необходим для ухода на второй круг, парирования внешних воздействий, исправления допущенных ошибок. Кроме того, необходимо иметь в виду, что при отклонении руля высоты на угол больше  $20^\circ$  его эффективность уменьшается (см.рис. 10.6).

Если в установленном режиме полета стрелка указателя положения руля высоты выходит за пределы этого диапазона, то нужно произвести корректировку положения стабилизатора так, чтобы стрелка указателя находилась в рекомендованном диапазоне.

При уходе стрелки указателя руля высоты:

ниже широкой части зеленой зоны (на стабилизаторе создается избыточный, кабриующий момент) → уменьшите угол установки стабилизатора установкой переключателя "СТАБИЛИЗАТОР" в положение "ПИКИР" в ручном режиме управления;

—вверх на угол более  $10^\circ$  в зеленой зоне шкалы (кабрирующий момент, создаваемый стабилизатором, недостаточен), тогда:

a)  $\rho_{ст} < 5,5^\circ$  → провести корректировку стабилизатора в совмещенном режиме управления (переключатель "ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА" перевести в ближайшее положение в сторону передних центровок (на себя)) либо в ручном режиме управления переключателем "СТАБИЛИЗАТОР".

b)  $\rho_{ст} = 5,5^\circ$  → следует увеличить скорость захода на посадку на 10 км/ч больше расчетной, если скорость полета не была увеличена по другим причинам.

Если скорость полета была увеличена, а руль высоты по указателю РВ отклонен вверх на угол более  $10^\circ$  в зеленой зоне шкалы, что свидетельствует о центровке менее предельно передней, необходимо уйти на второй круг. В ГП по кругу принять меры по смешению центровки назад. Смешение центровки назад на 1% САХ уменьшает угол отклонения РВ на  $1^\circ$  и соответствует перенесению трех пассажиров с передних рядов кресел первого салона на задние ряды кресел второго салона. После создания допустимой центровки произведите посадку.

Если изменить центр тяжести в полете невозможно, выполните заход на посадку и посадку с закрылками, отклоненными на  $28^\circ$ , и стабилизатором  $\rho_{ст} = 5,5^\circ$ , использовав ручное управление стабилизатором. В этом случае скорость захода на посадку определяется в зависимости от массы самолета для  $\delta_3 = 28^\circ$  (см.табл.4.1).

При необходимости уход на второй круг производите с закрылками  $28^\circ$ , не меняя положение стабилизатора.

Если до входа в глиссаду не успели придать самолету посадочную конфигурацию, необходимо уйти на второй круг.

После входа в глиссаду до пролета ДПРМ сбалансируйте самолет по тяге, установив режим работы двигателей, необходимый для выдерживания заданной  $V_{зп}$  и  $V_y$ .

$$V_y = V_{зп} \sin \theta_{ГД}$$

Вертикальная скорость снижения самолета при данной массе и конфигурации зависит также от угла залегания глиссады, величины и направления ветра, температуры и давления наружного воздуха. При уменьшении плотности воздуха  $\rho$  ( $T_f : P_f$ ) и выдерживании постоянной приборной скорости увеличиваются значения истинной, а следовательно, и путевой скорости. Допутный ветер увеличивает значение  $V_y$ .

Для выполнения сбалансированного полета по глиссаде необходимо учитывать, что самолет в посадочной конфигурации имеет низкое аэродинамическое качество  $K=5.5$ , способствующее тому, что даже незначительные изменения режима работы двигателей приводят к резкому изменению скорости полета и  $V_y$ , нарушению балансировки самолета. Поэтому РЛЭ устанавливает жесткие требования к выдерживанию заданных параметров полета по глиссаде:

- вертикальную скорость снижения  $V_y$  сохраняйте режимом работы двигателей порциями в пределах  $\pm 2\dots 3\%$  по оборотам;
- отклонения от глиссады, вызванные внешними возмущениями, парируйте штурвалом.

#### Предупреждения

1. Изменение по оборотам на  $\pm 5\%$  от сбалансированного режима приводит к быстрым затруднениям стабилизации полета по глиссаде и является нежелательным для завершающего этапа захода.

Уменьшение оборотов на 10% при заходе является неприемлемым, т.к. приводит к стремлению самолета самопроизвольно увеличить  $V_y$  на 8\dots 10 м/с от расчетной. По этой причине режим работы двигателей должен быть подобран достаточно точно и оставаться практически неизменным, особенно после пролета БПРМ.

2. Во избежание "разбалтывания" самолета штурвалом при выполнении вертикальных маневров по устранению отклонений от глиссады возникающие отклонения скорости полета в пределах  $\pm 10$  км/ч от расчетной не исправляйте изменением работы двигателей.

3. Все вертикальные маневры в допустимых пределах независимо от угла наклона глиссады должны быть завершены до пролета БПРМ. В противном случае выполните уход на второй круг.

4. После пролета БПРМ полет должен быть сбалансированным, при этом вертикальную скорость снижения следует выдерживать в пределах  $\pm 1$  м/с от расчетной. Допустимые на ВПР отклонения самолета от глиссады не более силуэта самолета, по прибору ПНП-1 не

исправляйте, а продолжайте полет по продолженной прямолинейной траектории.

При невыполнении условий, указанных в п.3 и 4 настоящих предупреждений, уйдите на второй круг.

### 9.3. Посадка самолета

Торец ВЛП следует проходить по глиссаде и до высоты начала выравнивания  $H_{nv}$  сохранять сбалансированный режим снижения. На высоте 6...4 м, начните выравнивание и уменьшите режим работы двигателей до малого газа. Величина  $H_{nv}$  определяется значением вертикальной скорости  $V_y$  и допустимой перегрузкой при выравнивании. Определенное влияние на величину  $H_{nv}$  оказывает и центровка самолета. При передних центровках увеличивается время реакции самолета на отклонение руля из-за увеличения момента инерции самолета и снижения эффективности продольного управления. РДЭ предупреждает, что, если балансировочное положение руля высоты при снижении на глиссаде близко к  $10^\circ$  в широкой части зеленой зоны шкалы, рекомендуется начинать выравнивание с высоты  $H_{nv} \approx 8$  м. Для выполнения выравнивания необходимо кратковременное взятие штурвала на себя с последующим возвращением в исходное балансировочное положение перед касанием для предотвращения роста угла тангажа и взывания самолета.

В случае отдельния самолета от ВЛП после касания следует зафиксировать колонку штурвала в том положении, в котором она находилась в момент касания, не допуская опускания носа при повторном касании. Иначе произойдет приземление на переднюю стойку шасси с последующим "козлением" самолета. В эксплуатации неправильное устранение "козла" приводило к грубым приземлениям (20% грубых посадок).

Приземление самолета при соблюдении рекомендованной техники пилотирования происходит в расчетной зоне из удалении 300...600 м от торца ВЛП на скорости на 5...10 км/ч меньше скорости захода и с вертикальной скоростью снижения  $V_y = 0,5...1$  м/с. От величины  $V_y$  и характеристиках амортизаторов основных стоек шасси будет зависеть значение вертикальной перегрузки в момент касания, которая ограничивается прочностью массы и комфортом пассажиров. На уменьшение  $V_y$  и

искривление траектории выравнивания благоприятное влияние оказывает улучшение аэродинамических характеристик вследствие влияния близости земли (см. рис. 2.6).

В момент приземления с достаточной точностью можно считать, что подъемная сила равна силе тяжести  $Y = mg$ , а скорость касания

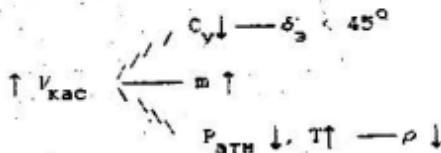
$$v_{\text{кас}} = \sqrt{\frac{2mg}{c_y \text{кас} \rho S}}$$

Длина пробега (по аналогии с разбегом) зависит от скорости касания и среднего отрицательного ускорения (замедления).

$$\uparrow l_{\text{пр}} = \frac{\frac{v_{\text{кас}}^2}{2g_{\text{ср}}}}{\downarrow}$$

$$\text{где } g_{\text{ср}} = \frac{P - X_a - f_{\text{тр}}(G - Y_a)}{m}$$

Таким образом, длина пробега будет зависеть от посадочной массы, положения закрылков и предкрылоков, реальных метеоусловий, уклона и состояния ВПП. Увеличение скорости касания может быть вызвано посадкой с закрылками, отклоненными на меньший угол, либо уменьшением наружного давления и повышенной температуры из-за роста значений истинной скорости:



Влияние ветра определяется через значение путевой скорости.

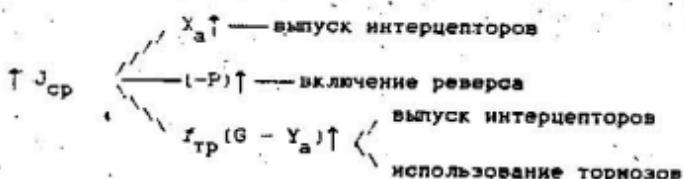
РЭЗ для обеспечения прочности шасси вводит ограничения на максимальные скорости касания:

-передней опорой шасси - 270 км/ч;

-основными опорами шасси - 280 км/ч.

После приземления для уменьшения длины пробега используются имеющиеся на самолёте средства торможения: интерцепторы, реверсы тяги боковых двигателей и тормоза колес основных стоек шасси. Вы-

пуск внутренних и средних интерцепторов существенно уменьшит подъемную силу крыла, увеличив эффект торможения колес:



Очень эффективным средством торможения является реверс тяги двигателей, особенно на скользких ВПП и на этапе пробега до начала торможения. Запаздывание с включением реверса тяги приведет к увеличению фактической, а значит, и потребной посадочной дистанции. С другой стороны, включение реверса тяги изменяет условия обтекания киля и руля направления, снижая его эффективность, что наиболее опасно при посадке с углом упреждения и на ВПП с малым коэффициентом сцепления. Поэтому исходя из фактических условий посадки (в соответствии с требованиями РДЭ) реверс тяги включается:

—если самолет движется параллельно оси ВПП непосредственно при касании;

—если самолет приземлился под углом к оси ВПП — то после устранения угла упреждения и вывода самолета на траекторию движения параллельную оси ВПП, и опускания самолета на передние колеса.

Реверс используется до скорости 130...120 км/ч; на меньших скоростях увеличивается вероятность попадания в воздухозаборники посторонних предметов.

Торможение производится при движении самолета параллельно оси ВПП плавным синхронным обжатием педалей в пределах ограничений по приборной скорости (табл. 9.1).

Таблица 9.1  
Максимальные скорости начала торможения

Tу-154Б	Tу-154М
$V_{пр} \leq 240 \text{ км/ч}, t \leq 25^\circ$	$V_{пр} \leq 240 \text{ км/ч}, t \leq 30^\circ$
$V_{пр} \leq 225 \text{ км/ч}, t \leq 32^\circ$	$V_{пр} \leq 225 \text{ км/ч}, t > 30^\circ$
$V_{пр} \leq 215 \text{ км/ч}, t > 32^\circ$	

На пробеге направление выдерживайте плавным отклонением руля направления и связанного с ним переднего колеса на небольшие углы, своевременно парируя тенденцию самолета к отклонению от оси ВПП.

На сухой ВПП допускается одностороннее подторнаживание колес.

#### 9.4. Особенности захода на посадку по крутым глиссадам

При полете по глиссадам с углом наклона более  $3^{\circ}31'$  механизация должна быть выпущена полностью до входа в глиссаду. При заходе на посадку с углом наклона более  $3^{\circ}30'$  и вертикальной скоростью снижения  $V_y > 4$  м/с выполняется предвыравнивание для перехода на нормальную траекторию снижения. Высота предвыравнивания зависит от величины  $V_y$  и составляет 15...25 м для  $V_y = 4.5...8$  м/с соответственно. Затем посадка выполняется по обычной методике.

При переводе самолета на более пологую траекторию и на скорости, меньшей расчетной, может потребоваться небольшое (в пределах 5%) увеличение режима работы двигателей для ее сохранения. Уменьшать режим работы двигателей недопустимо, т.к. это может привести к грубой посадке.

Для обеспечения безопасности на посадке необходимо выдерживать расчетное значение вертикальной скорости  $V_y$ . При этом надо учитывать, что точность показаний вариометра зависит от условий полета; погрешности возрастают при неустановившемся полете вследствие запаздывания: при увеличении  $V_y$  вариометр показывает заниженное значение  $V_y$ , а при переходе на более пологую траекторию перед выравниванием - повышенную скорость снижения, также как при полете на малой высоте вследствие влияния близости земли на работу приемников статического давления.

Точность визуальной оценки величины  $V_y$  зависит от контрастности ориентиров, внешних условий, отражающей способности ВПП при использовании фар.

Для предупреждения опасных увеличений фактических значений  $V_y$  на конечном этапе захода на посадку и при выравнивании необходимо строго выдерживать заданные параметры снижения для обеспечения условий устойчиво сбалансированного полета, не допуская движения штурвала от себя перед выравниванием и в процессе его

выполнения.

РЛЭ предписывает выполнить уход на второй круг во всех результатах захода на посадку, если вертикальная скорость превышает значения, указанные в табл. 9.2.

Таблица 9.2

Предельные значения вертикальной скорости  $V_y$ , м/с

Наклон глиссады	При влisisывании в глиссаду	При снижении по глиссаде до ВПР
3°31'..4°	10	7
4°..5°	12	9

РЛЭ запрещает выполнять посадку при угле наклона глиссады  $\theta_{gl} > 4^{\circ}$ .

### 9.5. Посадка при боковом ветре

Боковой ветер стремится развернуть самолет на ветер и изменить его направление полета на угол, равный углу сноса  $\operatorname{tg} \varphi_{sn} = \frac{v_b}{v_s}$ . Ист. Парировать снос можно созданием скольжения или методом упреждения по курсу. С целью упрощения пилотирования в эксплуатации используется второй способ — после четвертого разворота до момента касания снос устраивается только углом упреждения. При этом путевая скорость будет направлена вдоль оси ВПП, а истинная скорость и ось самолета — под углом  $\varphi_{sn}$  против ветра (рис. 9.2). Движение самолета по глиссаде происходит без крена и скольжения при нейтральном положении штурвала и педалей.

Предельно допустимые боковые составляющие ветра на посадке такие же, как и на взлете. Скорость полета по глиссаде вплоть до приземления должна быть на 10 км/ч больше, чем в условиях нормального полета, что обеспечивает повышенную управляемость и уменьшение угла сноса. Упреждение по курсу сохраняется вплоть до уверенного касания.

В момент касания силы, действующие на колеса шасси, стремятся развернуть самолет по направлению путевой скорости. После приземления выпускаются интерцепторы, руль направления убирается, угол упреждения, отдачей штурвала от себя самолет опускается на

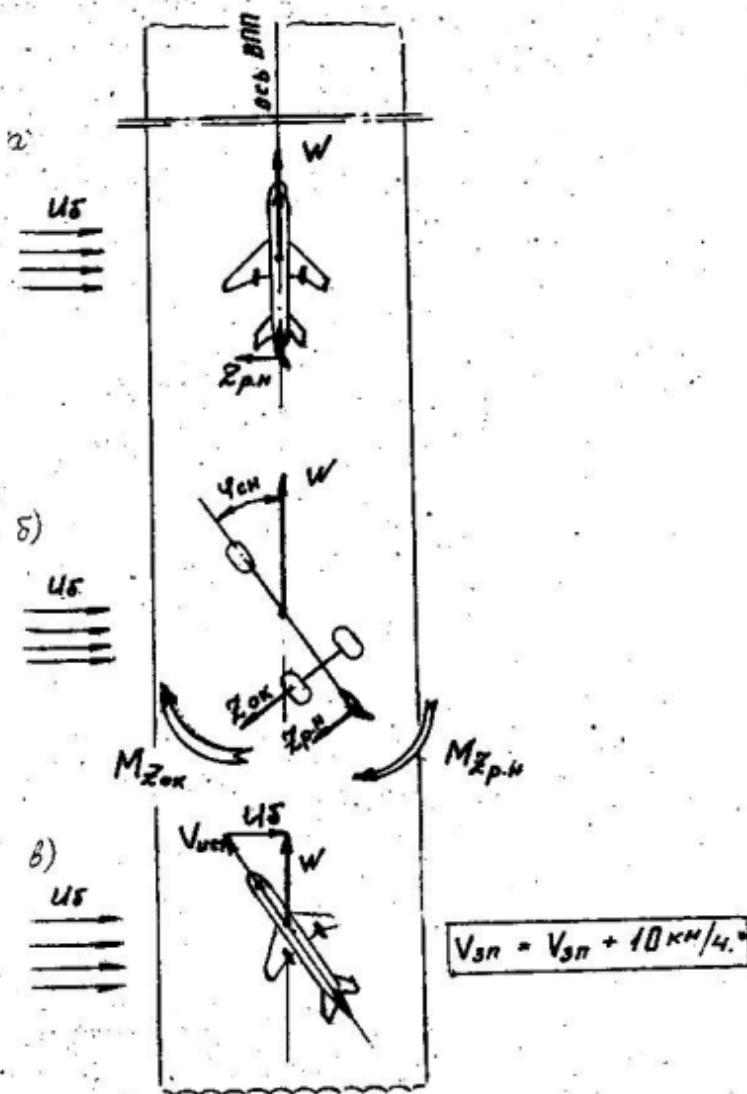


Рис.9.2. Посадка самолета при боковом ветре:  
а - пробег; б - касание; в - полет по  
глиссаде и из выравниванием

передние колеса и при движении по оси ВПП или параллельно ей включается реверс тяги двигателей.

Если самолет, двигаясь параллельно оси ВПП, коснулся ее поверхности не на осевой линии, необходимо выдерживать начальное направление пробега параллельно оси ВПП. При движении самолета под углом к оси ВПП плавными отклонениями педалей самолет выводится на линию, параллельную оси ВПП.

Важно отметить, что опускание передней опоры до устранения угла упреждения способствует возникновению разворачивающего момента на колесах передней опоры, затрудняя выдерживание направления движения параллельно оси ВПП. А преждевременное включение реверса способствует опусканию передней стойки (а значит, и созданию разворачивающего момента в сторону увода с оси ВПП) и ухудшает путевую управляемость из-за затенения руля высоты.

#### 9.6. Заход на посадку в условиях сдвига ветра

Влияние сдвига ветра на полет самолета обусловлено изменениями воздушной скорости полета в зависимости от изменения скорости и направления ветра. В силу большей приемистости турбореактивного двигателя и инерции самолета быстро изменить воздушную скорость невозможно. В результате нарушается равновесие самолета за счет изменения аэродинамических сил и моментов, изменяются параметры полета  $V$ ,  $V_y$ ,  $H$  и т. д. Степень влияния сдвига ветра на полет самолета зависит от многих факторов: интенсивности и профиля сдвига ветра, запаса по высоте и действий пилота по парированию возмущений.

РДЭ запрещает заход на посадку, если продольные составляющие ветра у земли и на высоте 100 м отличаются на 15 м/с и более. При наличии в районе аэродрома грозоградовых очагов, очагов дождей и гроз расчетную скорость захода на посадку необходимо увеличить на 10...15 км/ч, если она не была увеличена по другим причинам.

Признаком сдвига ветра может служить необходимость нескольких последовательных увеличений или уменьшений режима работы двигателей для выдерживания заданных скоростей  $V_{зп}$  и  $V_y$ . До пролета БПРМ снижение на глиссаде следует выдерживать небольшими отклонениями РУД в пределах от +5 до -2% по оборотам, своевременно реагируя на начало уменьшения скорости  $V_{зп}$  и возрастания  $V_y$ , не

допуская ее увеличения более чем на 1...2 м/с. Сдвиг ветра большой интенсивности потребует энергичного вмешательства в управление РУД'ами, что не позволит обеспечить условие устойчивого сбалансированного полета. В этом случае РЛЗ предупреждает:

если на высоте  $H < 200$  м режим работы двигателей, потребный для установившегося полета по глиссаде на рекомендованном значении приборной и вертикальной скоростей, будет выше 92,5% (номинальный режим) или ниже 70%, необходимо уйти на второй круг.

#### 9.7. Заход на посадку и посадка с одним неработающим двигателем

Особенности выполнения захода на посадку и посадки самолета с отказавшим боковым двигателем связаны с появлением угла скольжения, что повышает вероятность ухода самолета в сторону от ВЛП, и уменьшением располагаемой тяги (скороподъемности) при уходе на второй круг. Необходимый избыток тяги может быть обеспечен отклонением закрылков на меньший угол (см.рис. 4.5).

В этом случае РЛЗ устанавливает, что заход на посадку и полет по глиссаде производятся с углом отклонения закрылков  $\delta_3 = 28^\circ$ . Скорость захода на посадку  $V_{зп}$  определяется в зависимости от массы самолета с сохранением 30% запаса от скорости срыва  $V_s$  ( $\delta_3 = 28^\circ$ ) (см.табл.4.1). Посадочная масса не должна превышать максимально допустимую.

По технике пилотирования заход на посадку выполняется так же, как и при трех работающих двигателях. Использование реверса тяги одного работающего двигателя после приземления не вызывает значительного разворачивающего момента.

При отказе двигателя на глиссаде нужно увеличить режим работающих двигателей для восстановления режима полета по глиссаде.

Если при заходе на посадку с одним отказавшим двигателем с закрылками, отклоненными на  $28^\circ$ , при полете по глиссаде произошел отказ еще одного двигателя, нужно увеличить режим работающего двигателя до взлетного для восстановления режима полета по глиссаде. При невозможности восстановить полет по глиссаде закрылки переставляются в положение  $15^\circ$ ; не увеличивая скорости полета, продолжите заход на посадку. РЛЗ предупреждает, что уход на второй круг при отказе двух двигателей невозможен, поэтому

выполнение посадки нужно производить особенно тщательно, по возможности сократив до минимума количество перекладок рулей.

### 9.8. Аэродинамические факторы грубых посадок

Грубая посадка - посадка с превышением фактических значений вертикальной перегрузки по сравнению с допустимой  $\bar{y}_u \text{ доп} = 2.0$ , которая ограничивается прочностью шасси и самолета. Значение вертикальной перегрузки зависит от целого ряда факторов, в основном от значения фактической вертикальной скорости касания  $V_u \text{ кас}$  характеристик амортизаторов основных стоек шасси, уклона ВПП.

Статистика авиационных происшествий позволяет заключить, что грубые посадки - достаточно частое явление, и вероятность их тяжелых последствий достаточно высока. Анализ частоты грубых посадок самолетов ГА показал, что Ту-154 не обладает специфической склонностью к грубым посадкам.

Сложность и скоротечность процесса посадки значительно затрудняют анализ причинно-следственных связей влияющих факторов. Однако для понимания физической сущности происходящих процессов и специфических особенностей их развития можно условно выделить основные обстоятельства грубых посадок, которые имели место при выполнении полета как на этапе захода на посадку, так и после пролета входной кромки ВПП.

С точки зрения аэродинамического обоснования грубых посадок можно выделить следующие основные факторы:

1. Несбалансированный полет на глиссаде (невыдерживание расчетных значений параметров полета  $V_{\text{сп}}$ ,  $V_u$ ,  $H$ ).
2. Неправильное выравнивание.
3. Неправильное устранение "козла".
4. Влияние особых нештатных явлений.

5. Причиной грубых посадок могут служить нарушения по взаимодействию и технологии работы членов экипажа или службы УВД.

Влияние несбалансированного захода на посадку на развитие опасной ситуации можно оценить с помощью анализа характерных ошибок пилотирования.

Попытка исправить траекторию полета в вертикальной плоскости на малых высотах. При нахождении самолета выше глиссады на высоте

50...30 м резкая стадия штурвала от себя приводит к увеличению вертикальной скорости снижения  $V_y$ . Опасную ситуацию экипаж, как правило, распознает с опозданием по следующим причинам:

- развитие ситуации происходит очень быстро;

- показания вариометра в результате запаздывания имеют погрешность;

- основное внимание пилота направлено на оценку положения самолета относительно ВПП;

- на достоверность визуальной оценки значения  $V_y$  после установления надежного контакта с ВПП могут влиять контрастность ориентиров (освещенность ВПП), угол ВПП и рельеф местности, осадки на лобовом стекле, отражающая способность поверхности ВПП в почечных условиях при использовании фар.

Опасность увеличения  $V_y$  относительно расчетной связана с особенностями динамических характеристик самолета. После отклонения штурвала от себя самолет имеет ярко выраженную тенденцию к увеличению  $V_y$ , а для возвращения самолета к исходному режиму при отклонении руля высоты на кабрирование требуется значительный запас по времени.

Физическая сущность такого запаздывания заключается в том, что отклонение руля высоты вызывает приращение перегрузки  $\Delta p_{y}$  не мгновенно, а за счет инерционных свойств самолета в течение определенного времени, которое называют временем срабатывания перегрузки. Время выхода самолета Ту-154 на допустимую перегрузку в посадочной конфигурации  $p_y$   $\text{доп} = 1,35$  при отклонении руля высоты составляет 3 с и не зависит от хода руля высоты (самолеты ГА 1 - 2-го классов имеют близкие характеристики). Этим объясняется неспособность самолета мгновенно реагировать уменьшением  $V_y$  после взятия штурвала на себя.

Типичное для рассматриваемых авиационных происшествий отключение до упора штурвала на себя за 2...1,5 с до столкновения с землей позволило лишь частично уменьшить вертикальную скорость снижения и не смогло предотвратить грубое приземление.

В качестве примера на рис. 9.3 представлено развитие такой ситуации, когда знакопеременная перекладка штурвала вызывает сначала отрицательное приращение перегрузки, а затем ее увеличение до минимально расположенной  $\Delta p_y = 0,35$ , регламентированной НЛГС при

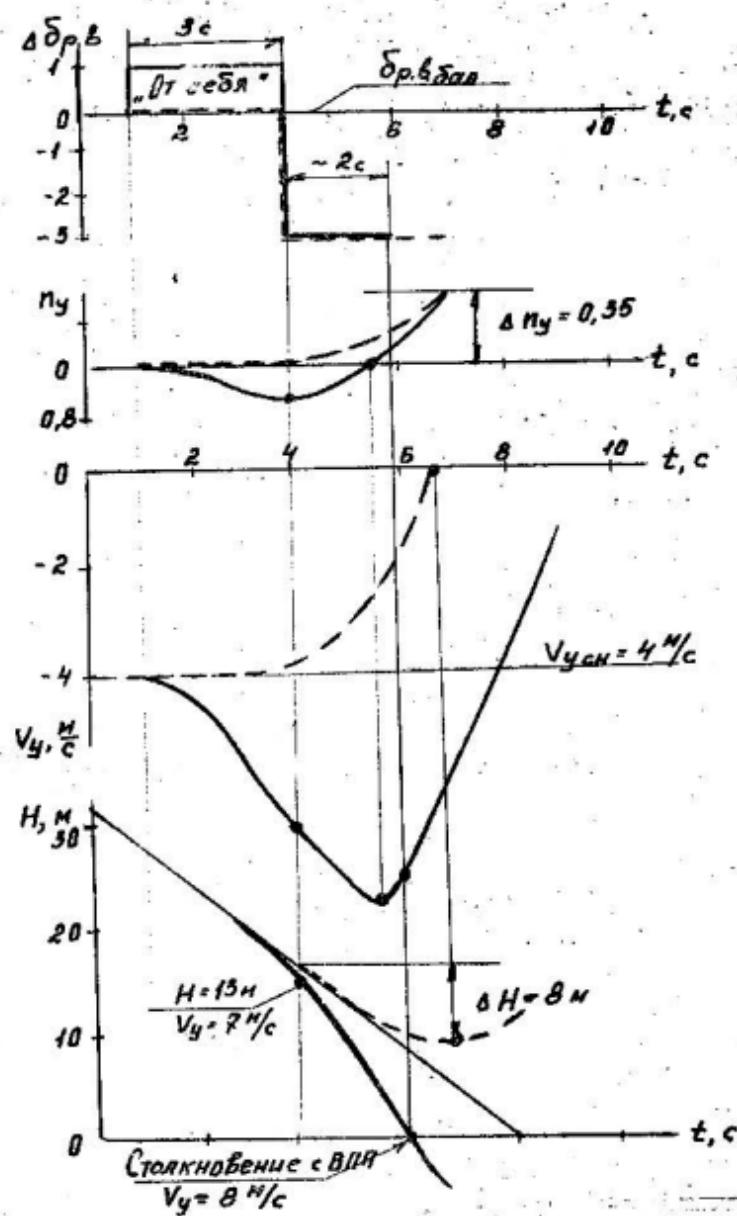


Рис. 9. З. Параметры движения самолета на посадке:

- — — при сбалансированном полете;
- — — при несбалансированном полете после отдачи штурвала от себя

заходе на посадку.

Важно отметить, что несмотря на отклонение руля высоты на кабрирование самолет по-прежнему увеличивает  $V_y$ , ее уменьшение начинается лишь после достижения  $n_y = 1$  во истечении определенного времени, и еще дополнительное время нужно для уменьшения  $V_y$  до нулевого или допустимого значения. Потеря высоты при этом продолжает возрастать. Таким образом, попытка исправить траекторию полета на малой высоте, связанная с разбалансированной самолета по перегрузке (при даче руля от себя-на себя), приводит к неизбежной посадке с повышенной вертикальной скоростью, предопределенной динамикой самолета.

Другая ошибка пилотирования связана с резкими перекладками штурвала от себя-на себя при подныривании под глиссаду на высоте 30...100 м и последующим стремлением пилота в кратчайшее время установить направление полета в желанную точку касания на ВПП. Колебания  $V_y$  относительно расчетной величины невелики и могут не выходить за рекомендованные РДЭ. В этом случае контроль за величиной  $V_y$  и ее стабилизация затруднены в силу запаздывания показаний вариометра. Изменение перегрузки также незначительно.

При таком колебательном процессе могут реализоваться два варианта подхода самолета к началу выравнивания.

1 вариант -  $V_y$  незначительно больше рекомендованной,  $n_y$  - несколько меньше 1. При увеличении  $n_y$  на выравнивании часть ее расходуется на восстановление равновесия вертикальных сил ( $n_y=1$ ), оставшаяся часть идет на гашение  $V_y$ . При повышенном исходном значении  $V_y$ , создаваемой с учетом выработанных навыков пилотирования, перегрузки может не хватить для требуемого гашения при выравнивании  $V_y$ , в результате происходит грубая посадка (Краснодарск, 1988г.).

2 вариант -  $V_y$  незначительно уменьшена за счет создания повышенной перегрузки. При привычном отклонении штурвала в процессе выравнивания самолет можно "подвесить" над ВПП, что приведет к увеличению воздушного участка. Стойкая привычка приземлить самолет как можно раньше приведет к грубой посадке.

При пилотировании самолета следует обращать внимание не только на значение  $-V_y$ , но и тенденцию ее изменения. К моменту начала выравнивания увеличение  $-V_y$  свидетельствует о наличии вращения самолета на пикирование ( $\omega < 0$ , угол тангажа уменьшается).

При въятии штурвала на себя для реализации вращения на кабрирование требуется некоторое время (2...3 с), чтобы преодолеть инерцию самолета, - это вызовет запаздывание изменения  $V_y$  при выводе самолета из снижения и также может привести к грубой посадке.

В дополнение к перечисленным ошибкам следует добавить опасность реализации "жесткого управления", когда пилот стремится немедленно восстановить выбранное направление полета. Динамические свойства самолета таковы, что при "жесткой" маневре управления он проявляет неустойчивость - возрастание амплитуды колебаний по тангажу и  $V_y$ , что приводит к увеличению "расхода" рулей при приближении к ВПП. Опасность такого управления связана с невозможностью стабилизации самолета на глиссаде, осложнением переключения внимания на выполнение других операций.

Несбалансированность самолета по усилиям, особенно тягущим, является также опасной, т.к. любое бесконтрольное ослабление усилий вызовет перемещение колонки штурвала вперед с переходом самолета в пикирование.

В ряде случаев грубых посадок ищело место интенсивное перенесение РУД. Изменение режима работы двигателей сопровождается изменением скорости полета и вызывает необходимость перебалансировки самолета, что затрудняет выдерживание установившегося снижения. Таким образом, сохранение подобранного режима работы двигателей является условием осуществления сбалансированного полета и предупреждения грубых посадок.

**Неправильное выравнивание.** При выдерживании полетных параметров на глиссаде, но при низком выравнивании и создании недостаточной перегрузки возможно приземление с повышенным значением  $V_y$  ( $\dot{V}_y$ ). Выполнение выравнивания с повышенной перегрузкой опасно уменьшением запаса по углу атаки, особенно при полете на скоростях, меньших рекомендованных. Высокое выравнивание выводит самолет на пологую траекторию, возрастает длина воздушного участка. Попытка прижать самолет к земле отклонением штурвала от себя может привести к грубой посадке.

В условиях же несбалансированного полета затруднено правильное определение высоты начала выравнивания, т.к. значение  $R_{\text{на}}$  существенно возрастает при наличии вертикального ускорения.

Сопутствующим фактором грубых посадок являются особые нетео-

дления, такие как сдвиг ветра, ливневые осадки, порывы ветра, ухудшение видимости, которые инициируют нештатные посадки самолета Ту-154.

Приведенные примеры наиболее характерных ошибок пилотирования и их последствия при выполнении посадки позволяют сформулировать основные принципы управления самолетом на глиссаде:

1. До пролета ДПРМ сбалансируировать самолет на глиссаде тринитратами и режимом работы двигателей таким образом, чтобы отсутствовала нагрузка на рычагах управления, а скорость полета и вертикальная скорость снижения соответствовали расчетным.

2. До пролета БПРМ (но не ниже 60 м) завершить все маневры в вертикальной плоскости по корректировке траектории.

3. Оценить возможность продолжения захода на посадку в установленном сбалансированном режиме.

4. При принятии решения о посадке с ВПР полет выполнять по продолжению глиссаде, сохраняя рекомендованную РЛЗ вертикальную скорость снижения и установившийся (подобранный) режим работы двигателей вплоть до высоты выравнивания.

5. Допустимые на ВПР отклонения самолета от глиссады ни в коем случае не исправлять, а выполнять полет по продолженной глиссаде, используя управление штурвалом только для стабилизации траектории.

6. При этом не допускать резких отдач штурвала от себя и уменьшения подобранныго режима работы двигателей вплоть до высоты начала выравнивания.

Эти принципы реализованы в РЛЗ самолета Ту-154Б.

#### 9.2 Уход на второй круг со всеми работающими и с одним неработающим двигателем

Уход на второй круг может быть вызван различными причинами: невыдержанием траектории захода на посадку, выходом полетных параметров ( $V_{зл}$ ,  $V_y$ ,  $\delta_{р.в.}$ , РУД) за допустимые пределы, отказами систем самолета, ухудшением погодных условий и т.д.

Основной характеристикой при уходе на второй круг является просадка самолета, которая определяется как потеря высоты от момента принятия решения об уходе на второй круг до момента начала набора высоты:

$$\Delta h = \frac{W}{2g(\rho_y - 1)}$$

Величина просадки в значительной степени зависит от вертикальной скорости снижения  $V_y$  в момент начала ухода на второй круг, создаваемой перегрузки, степени сбалансированности режима снижения. Улучшение аэродинамических характеристик вследствие влияния близости земли ( $H < 25$  м) также уменьшает просадку самолета.

Величина возможной просадки определяет минимальную высоту ухода на второй круг. Необходимо также учитывать, что уход на второй круг после перевода РУД на малый газ невозможен из-за большого времени приенистости двигателей. При сбалансированном снижении по глиссаде безоласный уход на второй круг возможен:

- до начала предвыравнивания;

- в процессе предвыравнивания;

- с высоты выравнивания 4...6 м, а с одним отказавшим двигателем - 10 м, если максимальная посадочная масса не превышает максимально допустимую, определенную из условий выполнения требований к нормированному градиенту набора  $\eta = 2,4\%$  при уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем.

РУЭ определяет ориентировочную величину просадки в зависимости от величины вертикальной скорости снижения в условиях сбалансированного полета (табл. 9.3).

Таблица 9.3

Просадка самолета при уходе на второй круг

$V_y$ , м/с	3,5...4	5	6	7	8
ΔH, м	4...8	10...12	15...18	20...24	28...32

При несбалансированном снижении значение просадки может увеличиться в два раза, а влияние близости земли при  $H_{uy} < 25$  м при правильном планировании способствует уменьшению просадки и безоласному уходу на второй круг. Перегрузка при выводе самолета из снижения не должна превышать значения  $\mu_u = 1,3$ ; при создании большой перегрузки величина просадки уменьшается незначительно, но увеличивается вероятность вывода самолета на больших  $a$ . Малые значения перегрузки  $\mu_u < 1,1$  будут увеличивать ΔH.

С точки зрения приемов пилотирования при уходе на второй круг необходимо учитывать следующие особенности:

- создание требуемой перегрузки можно контролировать по величине угла тангла, который приблизительно соответствует углу тангла в

режиме начального набора высоты; выдерживание положения самолета по тангажу является ключевым моментом ухода;

-уборка закрылков во взлетное положение производится до уборки шасси, т.к. закрылки создают большее сопротивление, чем шасси, а такая последовательность обеспечивает больший залас по тяге. Кроме того, при поздней уходе на второй круг шасси в выпущенном положении повышают уровень безопасности.

Приняв решение об уходе на второй круг, КВС немедленно начинает выводить самолет из снижения, одновременно переводит двигатели на взлетный режим, дает команду на уборку закрылков ( $\alpha$  45° до 28° или с 28° до 15°), выдерживая постоянной скорость начала ухода. После перехода в набор ( $V_y > 0$ ) дает команду на уборку шасси и продолжает набор с разгоном до скорости 300...310 км/ч ( $\delta_3 = 28^\circ$ ) или 320...330 км/ч ( $\delta_3 = 15^\circ$ ). При разгоне самолета необходимо помнить о максимальных скоростях полета для конкретного положения закрылков. При достижении указанных скоростей дает команду на уборку закрылков до положения "0". В процессе уборки закрылков, уменьшив угол набора высоты, увеличивает скорость до 340...400 км/ч и продолжает набор до высоты круга.

При уборке механизации необходимо контролировать уборку закрылков и перестановку стабилизатора в согласованное положение.

На высоте круга выполняется первый разворот, уменьшается работа двигателей, затем производится повторный заход на посадку.

#### 9.10. Определение максимально допустимой посадочной массы

Максимальная посадочная масса в ожидаемых условиях эксплуатации ограничивается:

- градиентом набора высоты  $\eta = 2,4\%$  при уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем; определяется в зависимости от расположения аэродрома и температуры;

- располагаемыми длинами ВПП для посадки; определяется в зависимости от условий на аэродроме ( $T$ ,  $P_{\text{атм}}$ , ветер, уклон) и состояния поверхности ВПП; при наличии на ней слоя осадков в зависимости от вида осадков вводится поправка на располагаемую посадочную дистанцию в сторону уменьшения ее расчетного значения;

- максимальной путевой скоростью касания в зависимости от типа колес и шин.

Меньшая из посадочных масс, полученная по этим ограничениям, принимается за максимальную.

629.35 У-154Б  
П-88

Министерство транспорта Российской Федерации  
Департамент воздушного транспорта  
Академия гражданской авиации

Г. С. Пуминова

**ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА  
САМОЛЕТА ТУ-154 Б (ТУ-154 М)**

(для переучивания экипажей)

Часть 2

**Методическая разработка**

Санкт-Петербург  
1995

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

АКАДЕМИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Г.С.Пуминова

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА ТУ-154Б (ТУ-154Н)  
(для переучивания экипажей)

Часть 2

Методическая разработка

Санкт - Петербург  
1994

Общерено и рекомендовано к изданию  
Методическим советом Академии

III 87 6030

Пунинова Г.С. Практическая аэродинамика самолета Ту-154Б  
(Ту-154М) (для переучивания экипажей): Методическая разработка.  
Академия ГА, С.-Петербург, 1994.

Составлено в соответствии с программой переучивания экипажей  
на самолет Ту-154Б (Ту-154М) по дисциплине "Практическая аэроди-  
намика".

Изложены особенности аэродинамики полета самолета ТУ-154, его  
летные характеристики в нормальных и особых случаях полета.

Основное внимание удалено аэродинамическому обоснованию  
выполнения полета в летных ограничениях на различных режимах полета  
с точки зрения требований безопасности полетов и комфорта  
пассажиров.

Приведены некоторые положения теории полета и аэродинамики  
скоростного дозвукового самолета, раскрывается физическая сущность  
явлений, связанных с влиянием сжимаемости. Эти сведения ориентированы  
на экипажи, впервые переучающиеся на турбореактивные  
самолеты.

Используемые в тексте условные обозначения и сокращения слов  
соответствуют РДЗ самолета Ту-154Б или общепринятым в литературе.

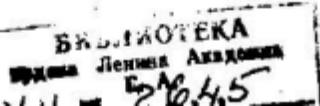
Приводимые данные по летным характеристикам самолета, о ранже-  
ниях и пилотировании соответствуют РДЗ по состоянию на январь  
1991г.

Нл.36, табл.16, библ.3 назв.



Академия гражданской авиации,

1994



## Содержание

10. Особенности устойчивости и управляемости самолета .....	4
10.1. Требования к характеристикам устойчивости и управляемости самолета .....	4
10.2. Продольная балансировка самолета .....	5
10.3. Продольная устойчивость и управляемость .....	11
10.4. Боковая устойчивость и управляемость .....	18
10.5. Особенности поведения самолета при выходе на большие углы атаки .....	21
10.6. Особенности поведения самолета при полете на максимальной высоте и предельном числе $M$ .....	30
10.7. Особенности устойчивости самолета при движении по ВПП .....	32
11. Полет в сложных метеорологических условиях .....	40
11.1. Полет самолета в условиях интенсивной турбулентности .....	40
11.2. Полет в условиях сдвига ветра и сильных ливневых осадков .....	44
11.3. Полет самолета в условиях обледенения .....	52
12. Особые случаи полета .....	56
12.1. Отказ двух двигателей в полете .....	56
12.2. Заход на посадку и посадка с двумя неработающими двигателями .....	57
12.3. Полет с троеки авторотирующимися двигателями .....	58
12.4. Посадка с убранными закрылками .....	59
12.5. Посадка с закрылками, выпущенными на 15° .....	60
12.6. Посадка с убранными предкрылками .....	61
12.7. Отказ в системе управления стабилизатором типа "заклинивание" .....	61
12.8. Заход на посадку, уход на второй круг и посадка с выпущенными средними интерцепторами .....	66
Литература .....	67

## 10. ОСОВЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

### 10.1. Гребований к характеристикам устойчивости и управляемости самолета

Установившийся прямолинейный полет возможен при равенстве куплю суммы всех сил и суммы всех моментов, действующих на самолет. В полете величины сил и моментов, зависящие от большого количества эксплуатационных факторов, постоянно изменяются. Причиной их изменения могут быть:

отклонения рулей и зерновых пилотом или автоматической системой управления (АБСУ);

воздействие атмосферных возмущений;

изменение аэродинамических характеристик;

изменение центровки и т. д.

Поведение самолета при воздействии различного рода возмущений определяется характеристиками его устойчивости и управляемости. Оценивать эти характеристики на конкретных этапах и при различных условиях полета целесообразно лишь после установления возможности обеспечения балансировки самолета.

Балансировка самолета - это состояние равновесия всех действующих на самолет моментов в установленном режиме полета, обеспечивающее для каждой конфигурации соответствующими отклонениями рулей.

Устойчивость - способность самолета без участия пилота за конечный промежуток времени возвращаться в исходный режим полета после прекращения действия возмущения.

Управляемость - способность самолета своевременно производить необходимый маневр в ответ на отклонение пилотом рычагов управления.

Устойчивость и управляемость самолета взаимосвязаны, хорошие характеристики устойчивости обеспечивают использование маневренных возможностей самолета, точность и простоту пилотирования.

К характеристикам устойчивости и управляемости самолета в диапазоне предусмотренных РЛЭ условий эксплуатации предъявляется целый ряд требований, основными из которых являются:

простота пилотирования, включая ограничения по усилиям на рычагах управления;

-быстрое восстановление исходного режима полета с приемлемыми характеристиками переходного процесса;

-обеспечение нормируемого запаса по отклонению органов управления и их достаточной эффективности для выделения режима полета, выполнения маневра и предотвращения выхода за установленные ограничения.

Для самолета нормируются также основные характеристики управляемости - значения  $R_{\text{у}}$  и  $X_{\text{у}}$ , представляющие собой отношение прироста усилий на штурвале и хода штурвальной колонки для создания перегрузки  $\mu_y = 1$ , а также целый ряд других параметров.

При анализе характеристик устойчивости и управляемости принято независимо рассматривать продольное и боковое движение самолета. Такое разделение обусловлено симметричностью самолета, оно позволяет значительно упростить анализ характеристик и определить область допустимых режимов эксплуатации.

## 10.2. Продольная балансировка самолета

Продольный момент самолета  $M_z$  (рис.10.1) зависит от многих факторов: величины подъемной силы крыла и точки ее приложения (т.е. угла атаки  $\alpha$ , числа  $M$  полета, положения механизации), центровки самолета, режима работы двигателей, положения стабилизатора и руля высоты. При выполнении полета продольная балансировка обеспечивается отклонением руля высоты на балансировочный угол  $\delta_{\text{бал}}$ , значение которого определяется величиной суммарного продольного момента, действующего на самолет:  $\delta_{\text{бал}} = f(\psi, \alpha, V, M, b_3, PPD, X_t, \rho_{\text{ст}})$ . Зависимости  $\delta_{\text{бал}}$  от скорости называются балансировочными кривыми руля

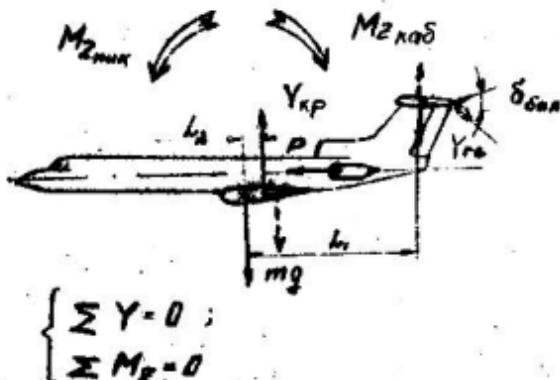


Рис. 10.1. Продольное равновесие самолета:

— положение сил и руля высоты при  $\bar{x} > 25\%$

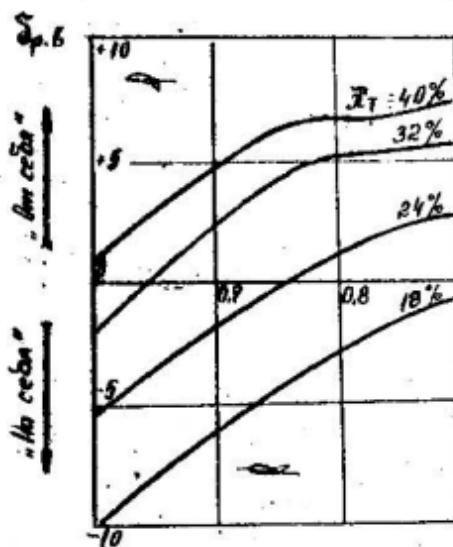


Рис. 10.2. Валансировочные кривые отклонения руля высоты;

крейсерский полет

высоты, которые определяются по продувкам в аэродинамической трубе и в летных испытаниях при изменении массы самолета, центровки, режима работы двигателей.

Рассмотрим условия продольной балансировки самолета на различных этапах полета.

Крейсерский полет. В условиях установившегося прямолинейного полета ( $\varphi_{ст} = 0$  по УПС) значение бал. определяется в основном скоростью полета и центровкой самолета (рис.10.2). С увеличением скорости полета потребный угол атаки уменьшается, а эффективность стабилизатора увеличивается, поэтому для создания необходимой уравновешивающей силы на ГО требуется меньшее отклонение руля высоты вверх; штурвальная колонка отклоняется "от себя". При том же полетном числе  $M$ , но задних центровках самолета, когда подъемная сила на крыле создает кабрирующий момент, балансировка обеспечивается еще большими отклонениями штурвала "от себя".

На режимах крейсерского полета имеющийся диапазон углов отклонения руля высоты достаточен как для балансировки самолета, так и для выполнения необходимых маневров во всем разрешенном диапазоне чисел  $M$ , центровок, режимов двигателя и высот полета. Наибольшее балансировочное отклонение руля высоты вверх соответствует полету на малых скоростях при передней центровке; наибольшее балансировочное отклонение руля высоты вниз (от себя) - полету на максимальных скоростях при задних центровках.

Взлет и посадка. Выпуск закрылков увеличивает значение пикирующего момента. Для балансировки самолета и обеспечения необходимых эксплуатационных запасов по рулю высоты самолет оборудован системой перестановки стабилизатора: в зависимости от угла отклонения закрылков и центровки самолета стабилизатор отклоняется вниз для создания необходимого кабрирующего момента (табл. 2.1).

На взлете (рис.10.3) в момент отрыва передней опоры требуется большой расход рулей высоты для преодоления большого пикн-

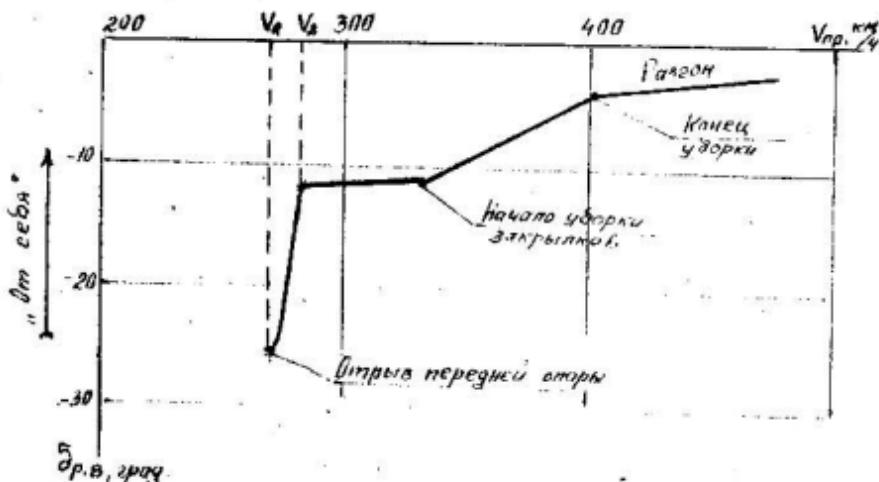


Рис. 10.3 Балансировочные кривые отклонения руля высоты  
на взлете ( $m = 98 \text{ т}$ ,  $\bar{x}_T = 22\%$ )

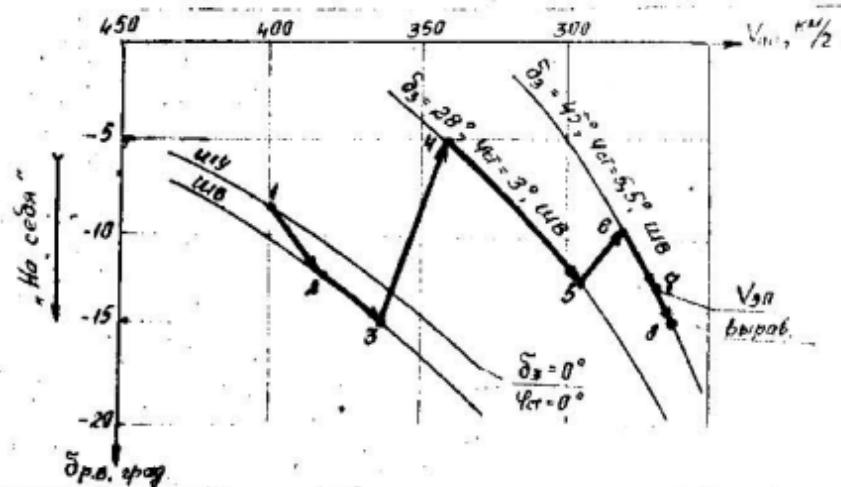


Рис. 10.4 Балансировочные кривые отклонения руля высоты  
при нормальной заходе на посадку ( $m = 75 \text{ т}$ ,  $\bar{x}_T = 18,5\%$ )

рующего момента, созданного помимо аэродинамической силы крыла еще и силами сопротивления трения колес шасси о ВПП. Кроме того, в момент отрыва переднего колеса вращение самолета происходит не относительно центра масс, а относительно точки касания основных колес, что приводит к увеличению расхода руля высоты для преодоления дополнительного момента, созданного весом самолета относительно точки вращения, особенно при передних центровках и максимальной взлетной массе. В РЛЭ отмечается, что эксплуатация самолета с предельно передними центровками и максимальными взлетными массами при выполнении взлетов требует повышенных расходов руля высоты в момент подъема передней опоры шасси, а при энергичном подъеме передней опоры возможен кратковременный выход руля высоты на "упор".

После отрыва самолета и уборки шасси скорость увеличивается, эффективность ГО возрастает, балансировочное отклонение руля высоты уменьшается. В процессе уборки закрылков пикирующий момент крыла уменьшается значительно, балансировка самолета обеспечивается перестановкой стабилизатора в полетное положение и уменьшением бал. Дальнейшее изменение балансировочного угла при увеличении скорости для различных центровок аналогично рассмотренным режимам крейсерского полета.

Значение предельно передней центровки самолета на взлете обусловлено достаточностью руля высоты для балансировки и управления при выполнении взлета.

Особенности продольной балансировки самолета на посадке проанализированы по балансировочным графикам руля высоты, полученным для нормальной посадки самолета с массой  $m = 75$  т,  $\bar{x}_T = 18,5\%$  при совмещенной системе управления закрылками и стабилизатором (рис.10.4). При полете на  $V_{pr} = 400$  км/ч выпускается шасси ( $M_{пик} \uparrow$ ) с последующим уменьшением скорости (эффективность ГО уменьшается), что требует увеличения отклонения руля высоты вверх на  $2\dots 3^\circ$  (участок 1-2).

При выпуске закрылков на  $28^\circ$  (на скорости не более 360 км/ч) в симметричном режиме выпускаются предкрылки и переставляется стабилизатор в положение  $\varphi_{ст} = -3^\circ$  по УПС. Кабрирующий момент от перестановки стабилизатора из-за больших полетных скоростей больше пикирующего момента от выпуска закрылков, поэтому для обеспечения балансировки колонку штурвала надо отдавать "от себя" (участки 3-4). При дальнейшем торможении самолета уменьшающаяся эффективность ГО следует компенсировать отклонением руля высоты вверх (участок 4-5).

При выпуске закрылков на  $45^\circ$  и отклонении стабилизатора вниз на угол  $-5.5^\circ$  балансировка самолета обеспечивается аналогичным образом. Кабрирующий момент ГО с отклонением вниз стабилизатором увеличивается в большей степени, чем пикирующий момент за счет выпуска закрылков, поэтому для балансировки самолета необходимо отдать колонку штурвала "от себя", уменьшив угол отклонения руля (участок 5-6). Дальнейшее уменьшение скорости полета до требуемого значения  $V_{зп}$  вызывает незначительное увеличение угла отклонения руля высоты (участок 6-7).

При снижении по глиссаде до высоты начала выравнивания скорость захода на посадку  $V_{зп}$  и бал. сохраняются постоянными. Для обеспечения безопасной посадки РЛЗ самолета требует, чтобы стрелка указателя руля высоты находилась в широком зеленом секторе — от  $-3^\circ$  до  $-10^\circ$ . При выполнении выравнивания руль высоты отклоняется вверх для создания положительной перегрузки и уменьшения вертикальной скорости снижения (участок 7-8). В момент касания ВЛП отклонение руля высоты будет наибольшим. Балансировочные отклонения руля высоты на глиссаде, а значит, и величина эксплуатационного запаса по рулю значительный образом зависит от центровки самолета. Полет с передней центровкой характеризуется повышенными расходами штурвала для балансировки и создания перегрузки на выравнивании. Таким образом, предельная передняя центровка на посадке ограничивается условием достаточности руля для выполнения безопасной

посадки.

РЛЭ устанавливает диапазон допустимых центровок самолета :  
предельно передние

на взлете - 21% САХ массы выпущены (ШВ) при условии обеспечения центровки на посадке не менее предельно передней.

на посадке - 20,5% САХ, (ШВ) с АНЗ топлива 6 т в баках №1 и №3 ;  
 - 18% САХ, (ШВ) с топливом 3,3 т в баке №1 при отсутствии расходного топлива в баке №4 ;  
 - 20,5% САХ при наличии в баке №4 расходного топлива независимо от общего количества топлива в баке №1 и №4 (ШВ).

Для самолета Ту-154М предельно передняя центровка на посадке составляет 18% САХ (ШВ);

предельно задняя центровка на взлете, в полете и на посадке - 32%

Если располагаемая коммерческая загрузка не позволяет создать центровку 32% САХ и менее, разрешается предельно задняя центровка 40% САХ.

#### 10.3. Продольная устойчивость и управляемость

Продольное равновесие самолета может быть нарушено при воздействии целого ряда факторов: изменении конфигурации самолета, РРД, изменении центровки, аткорферных возмущений. Если при изменении угла атаки или скорости полета на самолете без внешнего воздействия пилота возникает аэродинамический момент, стремящийся вернуть самолет к исходному режиму полета, то самолет обладает продольной статической устойчивостью. Поскольку при нарушении продольного равновесия изменение угла атаки (нормальной перегрузки) происходит быстро на фоне медленно изменяющихся скорости и высоты полета, то продольную устойчивость принято разделять на устойчивость по углу атаки (по перегрузке) и по

скорости. Такое разделение позволяет значительно упростить анализ характеристик и определить границы области эксплуатационных значений полетных параметров.

Устойчивость самолета по перегрузке, которая обеспечивается возникновением восстанавливающего момента  $M_{\Delta y}$ , зависит от взаимоположения центра тяжести и фокуса самолета, т.е. точки, где приложен приращение подъемной силы самолета из-за изменения угла атаки (рис. 10.5). Положение фокуса самолета  $\bar{x}_f = 60 \pm 5\%$  САХ.

При расположении центра тяжести впереди фокуса самолет устойчив по перегрузке: возникшее в результате воздействия возмущения изменение угла атаки в течение короткого времени уменьшается за счет создания восстанавливающего момента  $M_{\Delta y}$ . Но мере смещения центра тяжести вперед продольная статическая устойчивость увеличивается.

Если центровка совпадает с фокусом самолета, восстанавливающий момент не образуется, самолет становится нейтральным к возмущениям и не возвращается к исходному режиму полета; такая центровка самолета называется нейтральной.

Если центр тяжести самолета будет расположен позади фокуса, то такой самолет неустойчив по перегрузке, так как возникающий момент приращения подъемной силы  $M_{\Delta y}$  будет направлен в сторону действующих возмущений. Положение предельно допустимой задней центровки регламентируется обеспечением нормируемого запаса до нейтральной центровки не менее 10% САХ (так называемый запас устойчивости).

Для самолета Ту-154 предельно задняя центровка составляет 40% САХ, следовательно, и запас устойчивости составляет минимум 15%.

На эксплуатационных режимах полета положение фокуса остается практически постоянным, при выходе за установленные РДЗ ограничения положение фокуса может измениться:

- если полетное число  $M$  больше  $M_{\text{доп}}$ , т.к. из-за возникновения скачков уплотнения и развития волнового срыва потока фокус смещается назад, вызывая пикирование самолета;

- при выходе на большие углы атаки из-за срыва потока в конце-

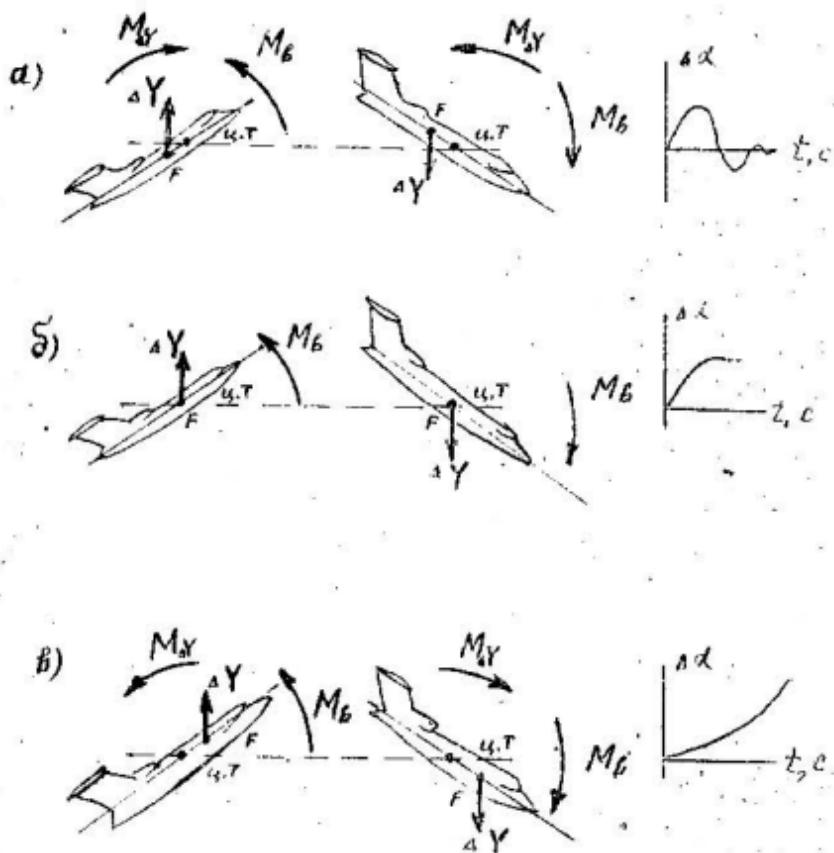


Рис. 10.5. Устойчивость самолета по перегрузке:

а – самолет устойчив; б – нейтральная устойчивость самолета; в – неустойчивый самолет

вых сечениях крыла фокус смещается вперед, вызывая кабрирование самолета.

Приведенный анализ является упрощенным и не учитывает воздействия на самолет демпфирующих моментов, возникающих лишь при вращении самолета и препятствующих изменению угла атаки (способствующих гашение угловой скорости). По своей физической сути демпфирующие моменты повышают статическую устойчивость самолета, обеспечивая хорошую управляемость и качество переходных процессов. С увеличением высоты полета и уменьшением плотности воздуха демпфирующие моменты аэродинамической природы уменьшаются, самолет становится менее устойчив при выполнении маневров.

Для улучшения демпфирующих характеристик самолета в систему продольного управления подключен агрегат РА-56, который в соответствии с командами вычислителя АВСУ в зависимости от угловой скорости вращения  $\dot{\psi}$  подает сигнал на отклонение руля высоты в диапазоне  $\pm 10^\circ$  от балансировочного значения по закону

$$\delta_{\text{р.в.}} = K_w \dot{\psi}_z,$$

где  $K_w$  - передаточный коэффициент управления.

Отклонение руля высоты происходит в таком направлении, чтобы увеличить демпфирующий момент самолета, препятствующий его вращению. Например, при возникновении кабрирования  $\dot{\psi} > 0$  руль высоты исполнительным механизмом будет отклонен вниз от исходного балансировочного положения. По мере уменьшения угловой скорости вращения руль высоты будет возвращаться к исходному положению. Такой образец, установка демпфера тангажа улучшает устойчивость самолета по перегрузке и продольную динамическую устойчивость в целом. При отказе демпфера тангажа устойчивость несколько ухудшается, поэтому при выполнении маневра необходимо избегать резких движений колонки штурвала. Характеристики статической устойчивости зависят от полетного угла атаки, в диапазоне допустимых углов они изменяются незначительно и соответствуют нормативным требованиям. При выходе на большие углы атаки, особенно при задних центровках,

статическая устойчивость самолета ухудшается.

Устойчивость по скорости характеризует способность самолета при воздействии встречного или попутного порыва ветра без внешнего участия пилота восстанавливать скорость исходного режима. У устойчивого по скорости самолета с возрастанием скорости при неизменном положении руля высоты и РУД за счет увеличения подъемной силы  $\bar{U}$  возникает кабрирующий момент, переводящий самолет в набор высоты. При этом нарушается равновесие сил вдоль продольной оси за счет составляющей силы веса  $G \sin\theta$ , что приведет к торможению самолета до начальной скорости. При падении скорости ниже начальной самолет начнет снижаться, скорость его при этом будет возрастать. После нескольких затухающих колебаний самолет вернется к исходному режиму полета.

На устойчивом по скорости самолете для увеличения скорости полета необходимо отклонить штурвальную колонку от себя т.е. преодолеть стремление к набору высоты, а для снижения скорости — на себя.

У неустойчивого по скорости самолета при увеличении скорости возникает линкирующий момент, в результате угол атаки уменьшается, самолет переходит к снижению с дальнейшим уменьшением скорости.

Как правило, неустойчивость по скорости возникает, при полете на больших числах  $M$ , т.е. больших скоростях, больших высотах. Связано это с изменениями аэродинамических сил из-за скачков уплотнения на верхней поверхности крыла и смешением фокуса назад. Это недавно развивающееся колебание, по оценкам пилотов, не вызывает особых затруднений в пилотировании, но требует повышенного внимания. Самолет Ту-154 в разрешенном диапазоне скоростей, чисел  $M$ , высот, центровок и полетных весов практически устойчив по скорости. Нейтральная устойчивость по скорости возникает при полете с центровкой:  $\bar{x}_T > 32\%$ , на высотах  $H > 11$  км и числах  $M > 0,8$ . Наличие неустойчивости по скорости для самолетов с бустерным управлением определяется по характеру балансировочных кривых (см. рис. 10.2). При  $\bar{x}_T > 32\%$  рост

скорости сопровождается уменьшением отклонения руля высоты от себя. В этом случае РЛЗ вводит дополнительные ограничения, которые будут рассмотрены ниже.

Продольная управляемость характеризуется способностью самолета изменять положение в пространстве при отклонении руля высоты. При отклонении РВ на самолете возникает управляющий момент  $M_{\Delta z}(\delta_{\text{РВ}})$ . Эффективность РВ оценивается значением коэффициента

$$\frac{\Delta m}{x_b} = \frac{M_{\Delta z}(\delta_{\text{РВ}})}{q s b_a}$$

при отклонении РВ на 1° (рис. 10.6). Особенность самолета Ту-154Б состоит в том, что если в диапазоне основных полетных углов атаки и расходов рулей до  $-20^\circ$  эффективность руля высоты постоянна, то при отклонении РВ вверх на больший угол его эффективность значительно снижается, что необходимо учитывать при выполнении режимов полета, где требуется большой расход РВ (подъем передней споры на взлете, на посадке). На самолете Ту-154М выполненные доработки позволили несколько увеличить эффективность РВ; изменился диапазон углов отклонения, однако эффект снижения эффективности руля при  $\delta_{\text{РВ}} > 20^\circ$  остался (рис. 10.6, пунктирная линия). Характеристики продольной управляемости отвечают всем необходимым требованиям в соответствии с НЛГС-2. Усилия на штурвале  $P_{\text{шв}}^{\text{пУ}}$  и ход штурвальной колонки  $x_{\text{шв}}^{\text{пУ}}$  для создания единицы перегрузки соответствуют принятым нормам, практически не зависят от скорости полета и центровки самолета, что значительно упрощает пилотирование в широком диапазоне условий полета.

Важное значение в обеспечении требуемых характеристик устойчивости и управляемости отводится системе управления самолета, основные особенности которой заключаются в следующем:

- используются необратимые рулевые приводы;
- усилия на колонке штурвала создаются пружинными загрузочными механизмами: основным взлетно-посадочным загружателем и полетным загружателем. Для предотвращения выхода самолета на недопустимо

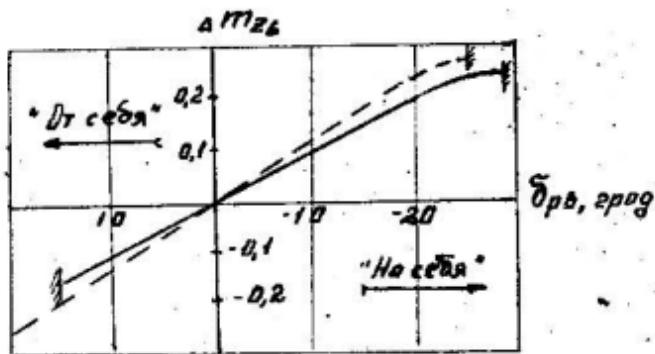


Рис.10.6. Изменение коэффициента продольного управляющего момента от угла отклонения руля высоты :

— — — для Ту-154М

большие углы в крейсерском полете ( $\delta_3 = 0^\circ$ ) при ходе колонки на себя на 80 мм от стрингированного положения подключается дополнительная пружина, которая на 15кг увеличивает нагрузку на колонке штурвала при сохранении изменения усилий по ходу колонки;

усилия загружателей системы управления рулем высоты тренируются с помощью специального механизма эффекта тренирования (МЭТ);

система управления РВ дифференциальная, т.е. состоит как бы из двух независимых систем: необратимой системы управления РВ пилотом от колонки штурвала и системы управления РВ рулевым агрегатом РА-56 в соответствии с командами вычислителя системы АБСУ.

Команды АБСУ формируются от двух сигналов: показаний датчика угловой скорости демпфера колебаний по тангенсу и сигнала продольной управляемости самолета. Величина второго сигнала зависит от положения колонки штурвала при сбалансировании полете, которое определяется скоростью и высотой полета самолета при данных нассе и центровке. Отклонение РВ на действие сигнала, по существу, не имеет кинематическую зависимость между отклонением руля высоты и колонкой штурвала при различных балансировочных положениях штурвальной колонки. Например, при больших полетных нассах, передних центровках, малых скоростях полета рулевой агрегат при отклонении штурвала пилотом дополнительно отклонит РВ. И наоборот, при задних центровках, малых полетных нассах или больших скоростях полета рулевой агрегат РА-56 при том же отклонении штурвала уменьшит угол отклонения РВ. Такая система продольного управления самолетом позволила обеспечить расход штурвала  $X_{\text{в}}^{\text{п}} = 120$  мм на создание единицы перегрузки независимо от условий полета. Эта особенность управления самолетом получила высокую оценку пилотов.

#### 10.4. Боковая устойчивость и управляемость

**Боковое равновесие** – это такое состояние самолета, при котором

сумма проекций сил на ось Oz и сумма моментов относительно продольной и нормальной оси равны нулю. Способность самолета без внешнего вмешательства пилота сохранять и восстанавливать боковое равновесие определяет боковую устойчивость, т.е. способность устранять возникшие под действием вознуждения углы крена и скольжения. Рассмотрим критерии путевой и поперечной устойчивости самолета.

Если при возникновении угла скольжения возникает путевой момент  $M_y$ , направленный на устранение появившегося скольжения, то самолет обладает путевой устойчивостью, в обеспечение которой основной вклад вносит вертикальное оперение.

Под поперечной устойчивостью самолета следует понимать его способность сохранять заданный угол крена. Наличие угла крена не изменяет аэродинамических характеристик самолета, т.к. не нарушается симметрия обтекания. В реальном полете при появлении крена проекция силы тяжести на ось Oz создает неуравновешенную силу Z, под действием которой развивается боковая составляющая скорости  $V_z$ , приводящая к появлению скольжения в сторону крена на опущенное полукрыло и созданию поперечного момента. Если поперечный момент  $M_x$ , возникший вследствие скольжения, стремится уменьшить угол крена, то самолет обладает поперечной устойчивостью, основной вклад в обеспечение которой вносит разность подъемных сил несущих поверхностей.

Боковая устойчивость самолета и характер его вознужденного движения в значительной степени зависят от величины демпфирующих моментов, которые, как и в случае продольного движения, возникают в процессе вращения самолета и направлены на гашение боковых колебаний, ускоряя процесс восстановления бокового равновесия. Если соответствие между поперечной и путевой устойчивостью в норме, то к моменту выхода из крена будет ликвидировано и скольжение.

Для самолета со стреловидным крылом величина поперечного момента  $M_x$  при скольжении дополнительно возрастает за счет изменения эффективной стреловидности полукрыльев и увеличения

разности их подъемных сил, что приводит к увеличению поперечной устойчивости по отношению к путевой и, как следствие, развитию колебательной неустойчивости - незатухающих колебаний с крыла на крыло.

Для уменьшения излишней поперечной устойчивости крыло самолета Ту-154 имеет отрицательный угол поперечного «И», равного  $-1^{\circ}10'$ . Тогда при скольжении самолета и наличии боковой составляющей скорости  $V_b$  углы атаки правого и левого полукрыльев будут различными: при скольжении на правое крыло угол атаки левого крыла будет больше, уменьшая тем самым восстанавливающий момент  $M_x$ , поперечную устойчивость и обеспечивая приемлемые характеристики боковой устойчивости в целом.

**Боковая управляемость** - способность самолета поворачиваться вокруг продольной и вертикальной осей при отклонении элеронов и руля направления. Для получения требуемых характеристик боковой управляемости в систему поперечного и путевого управления включены рулевые агрегаты АБСУ, которые обеспечивают улучшение характеристик динамики по каналу курса и крена и увеличение управляемости за счет изменения отклонения управляющих поверхностей (только по крену). Эффективность поперечного управления достаточна на всех режимах полета. Все характеристики боковой управляемости в эксплуатационном диапазоне полетных параметров не выходят за нормируемые пределы. При отказе или отключении автоматики штурвального управления наблюдается медленное затухание колебательных движений, что несколько усложняет пилотирование и вызывает необходимость введения ограничений по скорости ( $V_{\text{пр}} \leq 525 \text{ км/ч}, M \leq 0,85$ ).

Особенности характеристик продольной и боковой устойчивости и управляемости на предельных режимах рассматриваются в следующих разделах.

## 10.5. Особенности поведения самолета при выходе на большие углы атаки

Диапазон больших углов атаки находится в области  $\alpha > \alpha_{\text{нв}}$ . Нормальный полет может быть осуществлен при  $\alpha \leq \alpha_{\text{сраб}}$ , т.е. до срабатывания сигнала АУАСП, предупреждающей о приближении к режиму сваливания. Минимальные допустимые скорости полета соответствуют скоро-  
стям срабатывания сигнализатора АУАСП. Как отмечается в РЛЭ, в полете как с убранными, так и выпущенными закрылками на разре-  
щенных малых скоростях тряска самолета отсутствует, никаких осо-  
бенностей в поведении самолета не отмечается.

При выходе на углы атаки  $\alpha > \alpha_{\text{сраб}}$  на крыле развивается срыв потока, сопровождающийся тряской самолета, изменением характеристик устойчивости и управляемости самолета. При дальнейшем увеличении  $\alpha \geq \alpha_{\text{дол}}$  срывные явления усиливаются, потеря подъемной силы на концах стреловидного крыла и смещение фокуса вперед способствуют созданию кабрирующего момента и дальнейшему самопроизвольному увеличению угла атаки  $\alpha$ . Как показали летные испытания, интенсивность тряски зависит от режима полета, поэтому для экипажа она не может служить надежным признаком выхода самолета на большие углы атаки.

Угол  $\alpha = \alpha_{\text{дол}}$  является границей углов атаки, на которых еще возможен горизонтальный полет, но при  $\alpha > \alpha_{\text{дол}}$  происходит сваливание самолета. Под сваливанием понимают такое поведение самолета, при котором имеет место произвольное вращение самолета относительно любой оси с угловой скоростью  $\omega > 6$  град/с. За скорость срыва  $V_s$  (скорость сваливания) принимают минимальную скорость полета самолета, полученную в летных испытаниях при торкозенции (с закрылением не более 0,5 м/c) в прямолинейном полете без крена. Скорости срыва соответствует угол сваливания  $\alpha_s$ .

Значение  $\alpha_{\text{дол}}$  регламентируется НЛГС-2 и зависит, как и значение  $\alpha_s$ , от механизации крыла и числа  $M$ , являясь результатом влияния сжимаемости на аэродинамические характеристики (см. рис. 2.5).

В условиях эксплуатации при соблюдении принятых ограничений самолет не должен выходить на углы атаки  $\alpha \geq \alpha_{\text{огр}}^*$ , тен более на режимы сваливания. Однако анализ летных происшествий указывает на то, что такие случаи имеют место в летной эксплуатации и можно выделить основные причины выхода самолета на большие углы атаки:

1. Падение скорости при отказе двигателя или уборке РУД в условиях сохранения горизонтального полета  $G = \frac{\rho}{2} V^2 C_y$  должно быть компенсировано пропорциональным увеличением  $C_y$ , а следовательно, и увеличением  $\alpha$ .

2. Падения в восходящие порывы воздуха, которые в доли секунды изменяют угол атаки самолета на величину  $\Delta\alpha^* = \frac{U_y}{V_{\text{ист}}} \cdot 57,3$  и могут способствовать выходу самолета в область запрещенных режимов. Наиболее опасны вертикальные потоки, сопровождающиеся продолжительным приращением перегрузки.

3. Обледенение самолета приводит к ухудшению несущих свойств и, как следствие, уменьшению критического и допустимого углов атаки.

4. Отказы в системе автоматического управления тангажом, скоростью, высотой полета, при "заклинивании" стабилизатора и т. п.

5. Ошибки в технике пилотирования могут привести к непреднамеренному выходу самолета на большие углы атаки. Вероятность ошибок, как показывает практика, возрастает при полете в усложненных или особых условиях (отказ двигателя, "заклинивание" стабилизатора, обледенение и т. д.), а также в крейсерском полете на больших высотах и больших числах  $M$  (большие скорости), особенно в условиях повышенной относительно МСА температуры, что связано с падением тяги двигателей, практического потолка и уменьшением запаса по углу атаки.

Вероятность выхода самолета на недопустимо большие углы атаки и высокая степень опасности полета на этих режимах вызывают необходимость обеспечения соответствующего уровня защиты от выхода на эти режимы. В соответствии с требованиями НЛГС полет самолета в

любой полетной конфигурации при выходе на углы атаки, близкие к  $\alpha_{\text{доп}}$ , должен сопровождаться искусственным или естественным предупредительными признаками, однозначно и легко распознаваемыми пилотом. При отсутствии таких признаков самолет не должен сваливаться даже при полностью выбранном штурвале на себя.

На самолете Ту-154 в полетной конфигурации характерная тряска возникает при  $\alpha > \alpha_{\text{сраб}}$ , причем интенсивность тряски возрастает при приближении к режиму сваливания как при торможении, так и при создании перегрузки (при ступенчатой даче руля). При выпущенной механизации предупредительная тряска выражена значительно слабее.

Для предупреждения пилота о приближении к углу сваливания на самолете установлен автомат углов атаки, скольжения и перегрузки - АУАСП, имеющий световую и звуковую сигнализацию, которая срабатывает за  $0,5^\circ$  до подхода стрелки  $\alpha_{\text{сраб}}$  указателя АУАСП к сектору  $\alpha_{\text{сраб}}$  (для перегрузки - за  $0,2g$  до подхода стрелки  $\mu_y$  к сектору  $\mu_{\text{удоп}}$ ). Положение подвижного сектора угла  $\alpha_{\text{сраб}}$  ( $\alpha_{\text{кр}}$ ) изменяется в зависимости от числа М полета ( $M=0$ ) и положения закрылков (см. табл. 2.2).

В полете с помощью указателя АУАСП в любой момент времени пилот может наблюдать текущий угол атаки и значение вертикальной перегрузки. Однако основное назначение указателя - информация о расположенных запасах по углу атаки и предупреждение о приближении к режиму сваливания. Сигнализация включается также при приближении задержанной перегрузки к значению  $\mu_y = 2,3$  ( $\mu_{\text{удоп}} = 2,3$ ).

Особенность аэродинамики самолета при выходе на большие углы атаки заключается в следующем. Развитие срывных явлений в концевых сечениях стреловидного крыла, вынесенных далеко назад по отношению к центру тяжести самолета, приводит к падению здесь подъемной силы, когда в корневой части крыла значение  $U$  еще возрастает. Это обстоятельство вызывает смещение центра давления и фокуса крыла (и самолета в целом) вперед, что ведет к возникновению неуравновешенного кабрирующего момента. Неустойчивый характер

срывных явлений создает асимметрию в развитии срыва потока на каждом полукрыле, в результате возникает разница в значениях подъемных сил и сил сопротивления левого и правого полукрыльев, что приводит к появлению момента крена и момента рысканья. Момент крена является наибольшим (ведь срыв на концах крыла), а момент инерции самолета относительно продольной оси - наименьший, что обуславливает преобладание движения крена над движением рыскания и танглаха, поэтому происходит "сваливание на крыло". Здесь уместно напомнить, что зона срыва на концах крыла медленно распространяется по всему крылу, поэтому режим сваливания наступает значительно позже начала развития срыва, о наступлении которого сигнализируют предупредительная тряска или срабатывание сигнализатора.

Поведение самолета при выходе на большие углы атаки зависит от центровок, высот и скоростей полета. По материалам летных испытаний установлено, что в полетной конфигурации при  $\alpha < \alpha_{\text{дол}}$  самолет обладает нормальной устойчивостью и управляемостью во всем диапазоне эксплуатационных центровок, высот и скоростей полета, не вызывая затруднений в пилотировании, хотя имеет место срывная тряска, интенсивность которой уменьшается с уменьшением  $\alpha$ .

Особенность в поведении самолета наблюдается при выходе в диапазон углов атаки  $\alpha_{\text{св}} > \alpha > \alpha_{\text{дол}}$ , причем характеристики устойчивости и управляемости зависят от центровки самолета. Как отмечалось ранее, смещение фокуса самолета из-за срыва вперед ухудшает продольную устойчивость самолета. При этом, если до момента сваливания центр тяжести остается впереди фокуса, то под действием восстановливающего момента самолет при сваливании будет самопроизвольно опускать нос, уменьшать угол атаки, увеличивать скорость, уходя от опасных режимов полета.

Если же при смещении фокуса вперед он займет положение впереди центровки (это наиболее вероятно при задних центровках самолета), то вместо восстановливающего момента на пикирование самолет будет действовать момент на кабрирование, вызывающий даль-

нейшее самопроизвольное увеличение угла атаки и ускоренный срыв потока на крыле. Кроме того, аэродинамическая компоновка самолета (двигатели в хвостовой части и Т-образное оперение) способствует еще большему увеличению угла атаки:

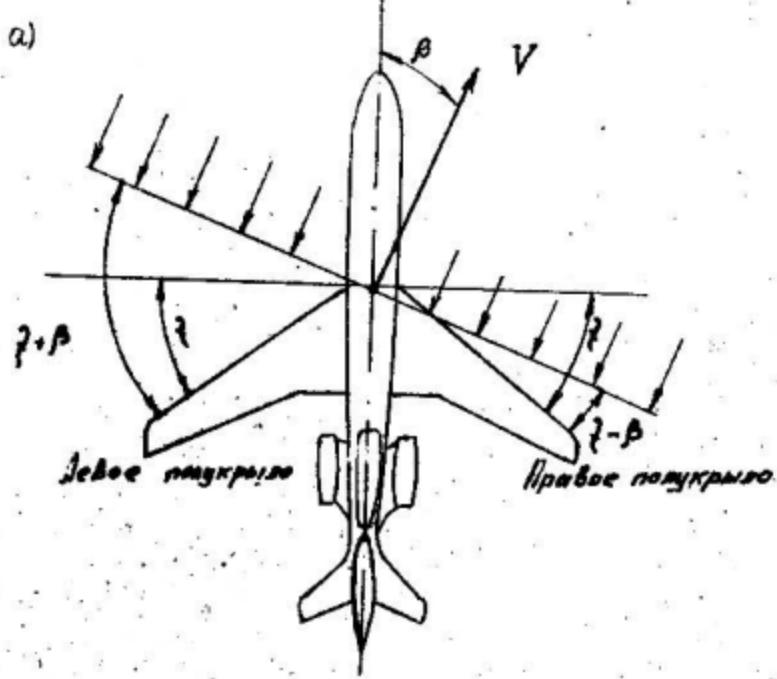
- длинная носовая часть фюзеляжа создает дополнительный кабрирующий момент;

- горизонтальное оперение и воздухозаборники двигателей попадают в завихренный поток от крыла; уменьшается эффективность стабилизатора и руля высоты, нарушается режим работы двигателя вплоть до необходимости их выключения.

Самопроизвольное прогрессирующее увеличение угла атаки (явление неустойчивости по углу атаки) получило название "подхвата". Он тем энергичнее, чем более задние центровки имеет самолет.

При возникновении "подхвата" в летных испытаниях на самолете Г течение 1,5...2 с наблюдалось увеличение угла атаки на 2...3° даже после полной отдачи штурвала "от себя". В целях недопущения в эксплуатации опасных режимов полета, связанных с потерей аэrodинамической статической и динамической устойчивости самолета, введены ограничения по величине задних центровок и углу атаки. Конструктивных мероприятий по доработке крыла с целью затягивания срыва потока на концах крыла до больших углов атаки говорилось ранее.

Выход на большие углы атаки приводит и к изменению характеристик боковой устойчивости и управляемости, т.е. нарушается оптимальное соответствие между путевой и поперечной устойчивостью. Из-за затенения вертикального оперения несколько уменьшается путевая устойчивость. С другой стороны, из-за возможного срыва на конце крыла, затененного фюзеляжем, и увеличения разности в значениях  $C_u$  на полукрыльях вследствие изменения эффективной стреловидности при скольжении поперечный восстанавливающий момент  $M_x$  еще более увеличивается, т.е. возникает преобладание поперечной устойчивости над путевой (рис. 10.7). В результате самолет выходит из крена или



б)

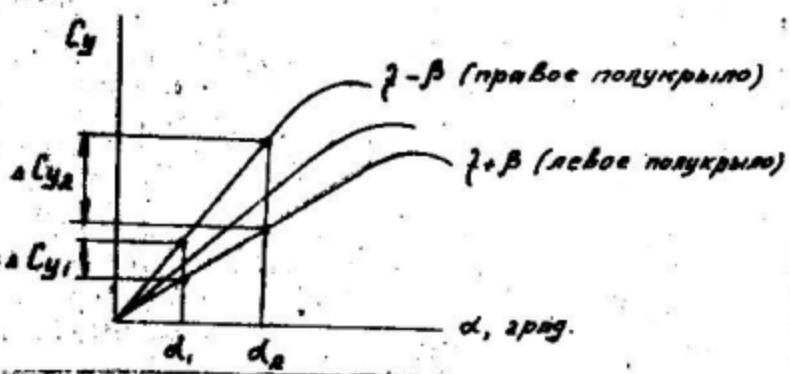


Рис. 10.7. Влияние скольжения и угла атаки на величину поперечного восстанавливющего момента: а-обтекание крыла самолета;

б-изменение аэродинамических характеристик

даже переходит в крен противоположного знака, в то время как скольжение еще сохраняется, т.е. возникнут колебательная неустойчивость самолета - незатухающие колебания с крыла на крыло.

Например, самолет вошел в правый крен, возникло скольжение на правое крыло. К моменту выхода из правого крена самолет еще имеет скольжение на правое полукрыло, а это значит, что подъемная сила правого крыла больше подъемной силы левого крыла, и самолет начинает крениться на левое крыло. С увеличением левого крена появляется скольжение уже на левое крыло, и весь процесс повторяется заново.

Колебательная неустойчивость в полете является недопустимой, т.к. колебания самолета происходят с большой частотой, что затрудняет вмешательство пилота в управление из-за естественного запаздывания пилота (в среднем до 0,5 с.). Для предупреждения боковых раскачек самолета в полете не следует допускать выхода самолета на большие углы атаки, особенно на больших высотах, где плотность воздуха мала.

Летные испытания показали, что при уменьшении скорости полета до  $V_{\text{пр}} = 280 \dots 300$  км/ч при  $\alpha > 16 \dots 18^\circ$  имеет место самопроизвольное колебание самолета по крену при нейтральном положении штурвала с угловой скоростью, не превышающей 4 град /с. Эффективность злеронов и руля направления во всем диапазоне достигнутых в летных испытаниях углов атаки сохранялась нормальной.

Изменение условий работы двигателей при выходе на большие углы атаки связано с ухудшением условий обтекания на входе двигателя. Результаты летных испытаний показали (рис. 10.8), что в диапазоне чисел  $M = 0,6 \dots 0,9$  до углов атаки  $\alpha_{\text{ук}} = 15,5 \dots 9,5^\circ$  соответственно все двигатели самолета работали устойчиво. При дальнейшем увеличении  $\alpha$  отмечались "хлопки" боковых двигателей, которые самоутрачивались при уходе на меньшие углы атаки. Появление боковых двигателей в диапазоне чисел  $M = 0,6 \dots 0,9$  происходил на углах атаки  $\alpha = 18 \dots 13^\circ$  соответственно. Верхнее расположение

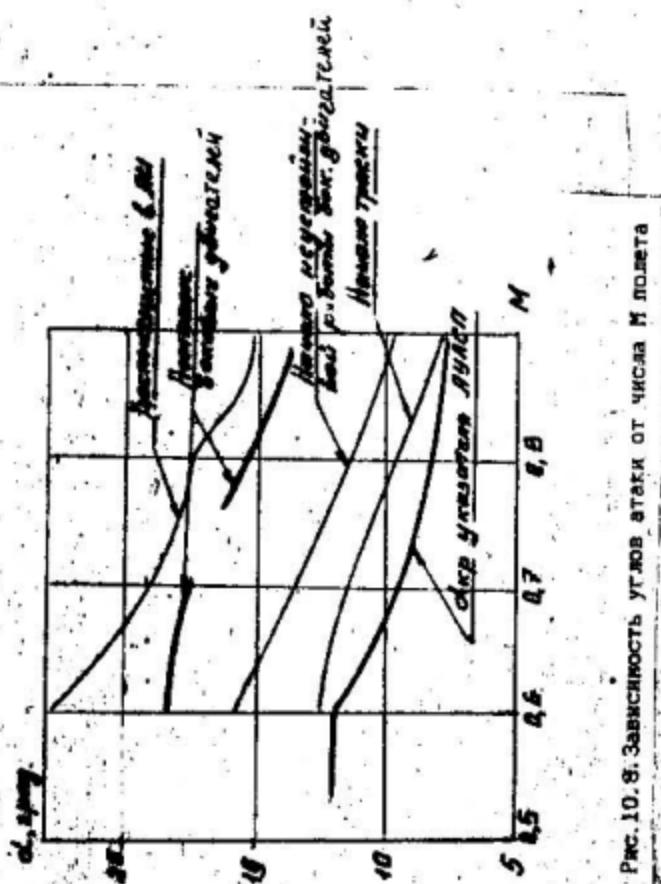


Рис. 10.8. Зависимость угла атаки от числа  $M$  полета

воздухозаборника среднего двигателя способствует его нормальной работе при всех углах атаки, достигнутых в летных испытаниях, что важно для обеспечения работы генераторов и гидросистем самолета и сохранения его управляемости.

Для самолета Ту-154 значения  $\alpha_{\text{доп}}$  приняты по условиям неустойчивой работы боковых двигателей. Настройка указателя АУАСП соответствует углам атаки, практически совпадающим с углами атаки начала тряски.

#### Рекомендации летному составу.

1. До срабатывания сигнализации АУАСП при  $\alpha > \alpha_{\text{сраб}}$  ( $V \geq V_{\text{ср}} \text{ min доп} = V_{\text{сраб АУАСП}}$ ) характеристики устойчивости, управляемости и работы двигателей являются нормальными во всем эксплуатационном диапазоне центровок. Значения скоростей срабатывания автоната АУАСП в зависимости от массы представлены в РЛЗ, разд. 5.

2. После срабатывания АУАСП ( $\alpha > \alpha_{\text{сраб}}$ ) характеристики устойчивости, управляемости работы двигателей сохраняются нормальными практически до углов атаки  $\alpha = \alpha_{\text{доп}}$ .

3. При  $\alpha > \alpha_{\text{доп}}$ :

- начинают неустойчиво работать боковые двигатели самолета;
- при центровках  $X_t < 28\%$  самолет опускает нос, уменьшает угол тангажа, уходит от опасных углов атаки (сохраняет устойчивость по углу атаки);

- при центровках  $X_t > 32\%$  самолет становится неустойчивым в продольном отношении, самопроизвольно увеличивает угол атаки;

- вплоть до появления сваливания эффективность рулей сохраняется достаточной для выведения самолета на нормальные углы атаки и режим полета.

При полете на больших углах атаки  $\alpha_{\text{из}} < \alpha < \alpha_{\text{сраб}}$  необходимо:

1. Следить за указателем сигнализатора АУАСП, не допуская его срабатывания.

2. Следить за температурой газов за турбиной и оборотами двигателей.

Эти действия практически исключают сваливание самолета.

Признаками сваливания являются:

1. Срабатывание звуковой и световой сигнализации.
2. Появление срывной тряски (Лонгитън, что она недостаточно ярко выражена; при выпущенной механизации практически отсутствует).
3. Появление самопроизвольных незначительных ( $\omega_x < 4 \text{ град/с}$ ) колебаний самолета по крену.
4. Самопроизвольное опускание носовой части фюзеляжа при постоянной положении штурвала.
5. Тенденция к увеличению угла тангла при постоянном положении штурвала.
6. Нарушение режима работы динаметра.

Для распознавания момента начала сваливания принимается любой из перечисленных признаков.

#### 10.6. Особенности поведения самолета при полете на максимальной высоте и предельном числе $M$

Результаты летных испытаний показали, что в разрешенном для эксплуатации диапазоне высот, центровок и скоростей полета самолет устойчив по углу атаки, характеристики управляемости не выходят за пределы установленных норм.

При полете на больших числах  $M$  из-за возникновения сверхзвуковых зон обтекания и скачков уплотнения наблюдается некоторое смещение фокуса самолета назад, что, с одной стороны, увеличивает восстанавливающий момент  $H_z$  (изменяются характеристики устойчивости по перегрузке), с другой стороны, увеличивается запас по устойчивости. Эти условия не усложняют пилотирования самолета.

Однако следует отметить, что при задних центровках  $X_t > 32\%$  САХ на высотах  $H > 11000$  м и больших числах  $M$  у самолета проявляется уменьшение устойчивости по скорости, затем он становится нейтраль-

ных. Это не вызывает особых трудностей при выполнении полета, но требует от экипажа повышенного внимания.

РЛЭ устанавливает ограничения при полете с центровкой от 32 до 40% САХ:

- взлетная масса не должна превышать 80000 кг;
- разрешается работа АБСУ только в штурвальном режиме;
- максимальная высота полета не должна превышать 10100 м;
- перед взлетом и посадкой переключатель "ЗАДАЧНИК СТАБИЛИЗАТОРА" устанавливается в положение "3", если  $\bar{X} > 25\%$  САХ.

Особенности боковой устойчивости и управляемости самолета на больших числах  $M$  проявляются в том, что сначала наблюдается ухудшение поперечной устойчивости, а на числах  $M > 0,895$  появляется обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

Под прямой реакцией по крену на дачу ноги понимают такую реакцию самолета, когда при даче левой ноги он кренится на левое полукрыло, при даче правой ноги - на правое. Это происходит потому, что при даче левой ноги появляется разворот влево, а скольжение на правое крыло, вследствие чего подъемная сила правого крыла увеличивается, возникает момент, созданный левый крен. При даче правой ноги ситуация аналогична.

На ВС со стреловидным крылом реакция на дачу ноги усиливается за счет изменения фактического угла стреловидности при появлении скольжения. При полете на больших числах  $M$  и проявлении влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики уменьшение фактического угла стреловидности приведет не к росту несущих свойств полукрыла, а к их уменьшению за счет развития волнового срыва (падение критического числа  $M$  полета с уменьшением стреловидности). В результате кренение самолета будет происходить в противоположную сторону. По этой причине разворот самолета на таких числах  $M$  следует производить элеронами при нейтральном положении руля направления.

С целью исключения описанного явления при эксплуатации

самолета установлены предельные значения числа  $M$  полета.

для Ту-154Б  $M_{\text{пред}} = 0,88$ ;

для Ту-154М  $M_{\text{пред}} = 0,86$ .

В связи с хорошей поперечной управляемостью самолета обратная реакция практически не усложняет пилотирования.

### 10.7. Особенности устойчивости самолета при движении по ВПП.

Устойчивость и управляемость самолета на пробеге определяются силами взаимодействия колес с ВПП, аэродинамическими силами. В этом случае под путевой устойчивостью движения самолета мы будем понимать его способность сохранять исходную траекторию при пробеге. Напомним, что под аэродинамической путевой устойчивостью самолета в воздухе понимается способность самолета самостоятельно устранять скольжение. Рассмотрим схему сил, действующих на колесах шасси при движении самолета с углом увода  $\psi_{uv}$  (рис.10.9), и влияние на величину сил конструктивных особенностей самолета.

При наличии угла увода (угла между плоскостью колеса и направлением путевой скорости) из-за деформации шины на колесах возникает боковая сила  $Z$ , величина которой зависит от целого ряда факторов:

- вертикальной нагрузки на колесо; наличие на самолете 12 колес основных стоек значительно уменьшает вертикальную нагрузку на каждое колесо, что приводит к более раннему снижению сил бокового сцепления особенно при посадке на покрытие ВПП и при мягкой посадке;

- угла увода; при увеличении  $\psi_{uv}$  до  $10\dots 12^\circ$  нагрузка  $Z$  первоначально возрастает (увеличивается боковая перегрузка), при дальнейшем увеличении угла увода  $Z$  уменьшается;

- состояния ВПП, определяемого коэффициентом бокового сцепления. Или наличием осадков на ВПП;

- присутствие протектора колеса;

- степени заторможенности и давления в шине; торможение колес

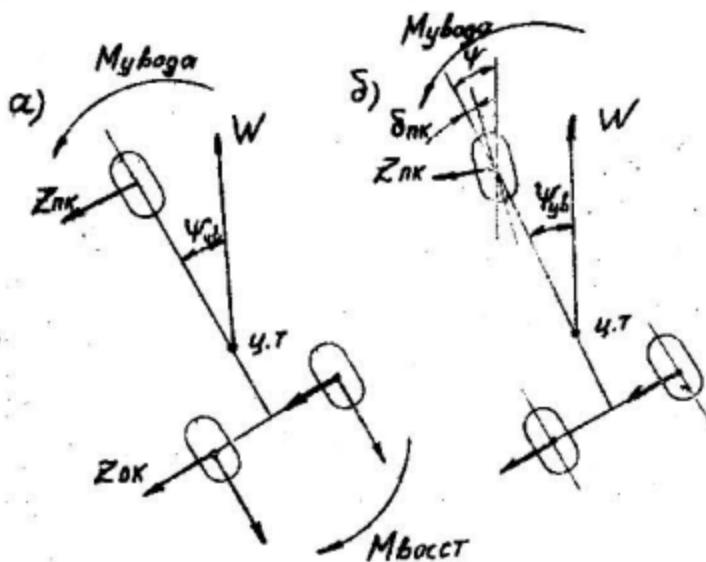


Рис.10.9. Схема сил на колесах кузова при движении по ВПП:

а-без управления носовыми колесами;

б-при управлении носовыми колесами

основных стоек приводит к снижению боковых сил и уменьшению путевой устойчивости самолета.

Моменты боковых сил переднего колеса и основных колес относительно центра тяжести самолета имеют разные знаки. Направление равнодействующего момента зависит лишь от значения возникающих на колесах боковых сил  $\tau$ , т.е. характеристик бокового сцепления и углов увода основных и носовых колес.

Если момент боковых сил основных стоек превышает момент боковой силы передней стойки, то равнодействующий момент стремится уменьшить возникший угол увода, т.е. является стабилизирующим, а самолет обладает путевой устойчивостью. И наоборот, самолет будет неустойчив при движении по ВПП, если характеристики передних колес выше, чем основных. При равенстве моментов самолет продолжает движение сinemущимся углом увода, т.е. нейтрален в путевом отношении.

Рассмотрим возможности управления самолетом при движении по ВПП. Основным органом путевого управления является передняя стойка шасси. Поворот ее в режиме пробега на  $\pm 18^\circ$  осуществляется от педалей управления рулем направления.

Управляющее воздействие передней стойки заключается в следующем: при отклонении передней стойки из-за возникновения угла увода передних колес образуется путевой момент, приводящий к развороту самолета и образованию угла увода колес основных стоек шасси. Образующиеся при этом боковые силы искривляют траекторию движения самолета. После возвращения носовой стойки в нулевое положение при совмещении оси самолета с вектором путевой скорости исчезает угол увода основных колес, самолет продолжает движение с новым курсом. Чем выше путевая устойчивость самолета на пробеге, тем выше его управляемость от передней стойки.

При посадке с углом упреждения передняя управляемая стойка может создавать стабилизирующий момент только при условии, если угол упреждения самолета не превышает максимальный угол поворота

носового колеса  $\delta_{pk} = 8^\circ$ .

Рассмотрим условия образования боковой силы носового колеса при движении самолета по ВПП с углом упреждения. Если угол упреждения самолета  $\psi_{uv}$  меньше  $\delta_{pk}$ , то на переднем колесе за счет образования угла увода другого знака возможно создание боковой силы, уменьшающей угол увода самолета. При условии, когда  $\psi_{uv} > \delta_{pk}$ , даже при отклонении переднего колеса на максимальный угол нельзя полностью ликвидировать его угол увода. В результате на передней стойке образуется боковая сила, создающая дестабилизирующий момент, приводящий к увеличению угла увода самолета. В этом случае выкатывание за пределы ВПП неизбежно, если управляемая носовая стойка не будет переведена в режим свободного ориентирования, когда не будет создаваться дестабилизирующий момент. Угол увода, равный максимальному углу отклонения носовой стойки, называется критическим углом увода самолета  $\psi_{kp}$ .

Другая особенность управления передней стойкой состоит в том, что ее подключение к управлению от педали происходит в момент опускания носа самолета. Если в момент обжатия носовой стойки педали находились не в нейтральном положении, то носовая стойка повернется на угол в соответствии с положением педалей, что может привести возникновение в путевое управление самолетом.

Третья особенность управления передней стойкой состоит в том, что при резком отклонении педалей, особенно на нокре ВПП, возникает боковое проскальзывание передних колес без создания боковой управляющей силы. Поэтому и педали следует плавно отклонять на небольшой угол, а дальнейшее отклонение производить, если есть уверенность, что самолет адекватно реагирует на управляющие воздействия.

Аэродинамическая путевая устойчивость и управляемость от руля направления в значительной степени зависят от скорости движений. Следовательно, роль РН велика в начальной стадии пробега и быстро уменьшается с падением скорости. Как отмечалось ранее,

значительное влияние на эффективность киля и руля направления оказывает включение реверса тяги двигателей, когда из-за затенения вертикального оперения эффективность руля направления практически пропадает уже на скорости 180км/ч.

Для полноты описания происходящих процессов нужно отметить, что при вращении самолета помимо рассмотренных статических моментов возникают и демпфирующие моменты, препятствующие вращению самолета и уменьшению угла увода.

Теперь рассмотрим различные условия касания и устойчивости самолета на пробеге. При посадке с углом упреждения (в момент касания угол упреждения становится углом увода самолета) на сухую ВПП ( $\mu > 0,65$ ) под действием боковых сил на основных стойках самолет самостоятельно убирает угол упреждения, совместив ось самолета с направлением путевой скорости.

При посадке на мокрую ВПП без вмешательства в управление начальный угол упреждения уменьшается значительно медленнее. При отклонении руля направления и создании аэродинамического момента в сторону уменьшения угла упреждения достаточно быстро восстанавливается движение самолета в направлении путевой скорости. Если носовое колесо будет опущено при наличии угла увода, то возможность его уменьшения за счет управляющих воздействий снижается, так как в этом случае увеличивается устойчивость движения самолета. А при включении реверса уменьшается возможность поворота самолета для ликвидации угла упреждения созданием аэродинамического момента от руля поворота.

Если же на пробеге отклонение руля направления производится в сторону увеличения угла увода, самолет быстро теряет устойчивость на пробеге, предотвратить выкатывание становится практически невозможным. В качестве примера потери путевой устойчивости на пробеге рассмотрим характерный случай, закончившийся выкатыванием на боковую пологу безопасности (рис. 10.10). Заход на посадку осуществлялся в условиях бокового ветра с углом упреждения  $3,5^\circ$ . Касание

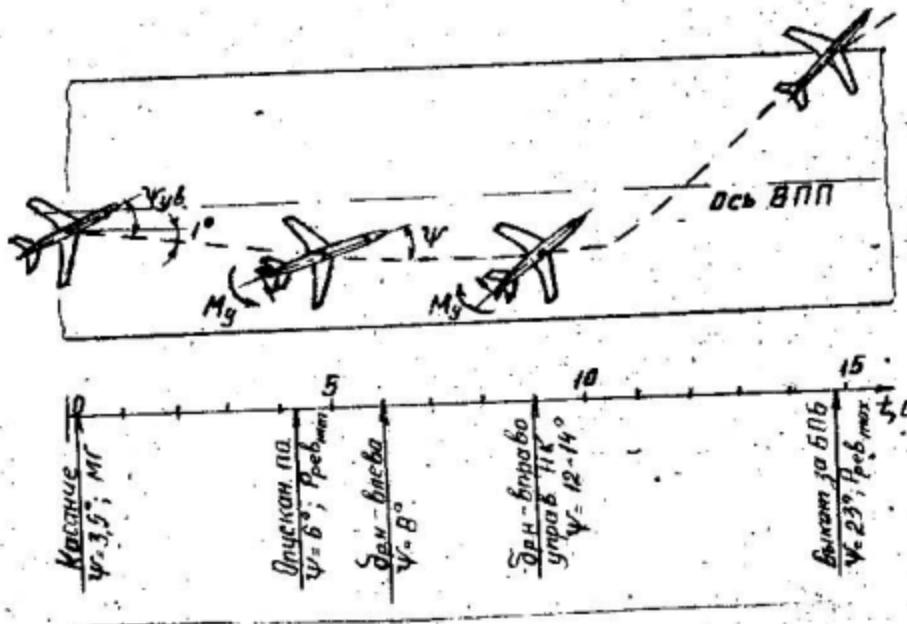


Рис. 10.10. Движение самолета при выкатывании на БПБ

было проведено с этим же углом упреждения под углом в  $1^{\circ}$  к оси ВПП. Вследствие малых сил бокового сцепления самолет продолжал движение с углом сноса влево по прямой, угол между траекторией и осью ВПП составляя  $0,9^{\circ}$ .

Для изменения траектории движения пилот отклонил руль направления влево, что привело к развороту самолета в сторону увеличения угла упреждения, значение которого возросло до  $8^{\circ}$ . Еще одну ошибку допускает экипаж: до опускания переднего колеса включается реверс тяги боковых двигателей, что приводит к падению эффективности руля направления и невозможности создания требуемого аэродинамического момента для ликвидации угла упреждения. Для вывода самолета из развивающегося заноса (увеличение угла увода) пилот полностью отклоняет носовое колесо и руль направления теперь вправо. Но в этот момент угол увода уже превысил критическое значение  $u_{kp} = 8^{\circ}$ , поэтому на фоне незначительной эффективности руля направления самолет слабо реагирует на управляющие действия. Угол увода продолжает увеличиваться, траектория изгибается влево под действием боковой перегрузки, в результате самолет выкатывается за левую кромку БЛБ.

На основании анализа потери путевой устойчивости самолета могут быть сформулированы следующие рекомендации по выполнению посадки:

- сразу после касания отклонением руля направления ликвидировать угол упреждения, т.е. установить нос самолета по направлению движения. Попытка исправить траекторию до ликвидации угла упреждения может способствовать возникновению заноса;

- при посадке на окружную ВПП скорость не должна превышать рекомендованную, посадку следует производить "плотно";

- после ликвидации угла упреждения опустить переднюю ногу и отклонением педалей на небольшие углы вывести самолет на линию параллельную ВПП; если отклонением педали занос не удается ликвидировать, то отключить управление носовым колесом, переводя его в

режим свободного ориентирования;

-избегать резких движений педалями, это снижает эффективность управления носовой стойкой;

-реверс тяги включать только после устранения угла упреждения;

ЕДЭ в случае увода самолета от оси ВПП с угрозой бокового выкатывания рекомендует:

-немедленно выключить реверс тяги обоих двигателей, одновременно полностью прекратить торможение колес;

-используя отклонение педалей и отклонение элеронов, а на сухой ВПП при необходимости - одностороннее подтормаживание колес, обеспечьте движение параллельно ВПП;

-если органами управления самолет не выводится из заноса, выключите управление носовыми колесами, переведя их в режим самотека; после ликвидации угла увода включите управление носовыми колесами;

-после полного восстановления управляемости и уверенного движения параллельно оси ВПП используйте торможение колес, а при необходимости вновь включайте реверс.

При угрозе выкатывания не допускается раздельное реверсирование двигателей и применение С-образного маневра самолета при простом с целью устранения боковых отклонений.

## 11. ПОЛЕТ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

## 11.1. Полет самолета в условиях интенсивной турбулентности

Под турбулентностью атмосферы обычно понимают наличие в ней случайных по величине и направлению порывов ветра, которые наблюдаются как в приземном слое, так и на больших высотах. Степень воздействия турбулентности на самолет зависит от характера и интенсивности турбулентности, скорости и режима полета самолета, его характеристик устойчивости и управляемости. По отношению к направлению движения самолета порывы могут быть горизонтальными, вертикальными или боковыми. Наибольшую опасность для самолета представляют вертикальные порывы  $U_y$  (восходящие или нисходящие). Попадание самолета в такой порыв сопровождается приращением угла атаки на величину  $\Delta\alpha^* = \pm \frac{U_y}{U_{ист}} \cdot 57,3$  и перегрузки на величину  $\Delta\mu_y = \pm \frac{\Delta Y}{G}$  (рис. 11.1). Приращение угла атаки тем больше, чем меньше скорость полета и большее скорость порыва.

Для определения приращения перегрузки запишем формулу, используя выражение для  $\Delta\alpha$ :

$$\Delta\mu_y = \frac{\Delta Y}{G} = \frac{C_y^2 \Delta\alpha \rho_{ист} V^2}{2G} = \frac{57,3 C_y^2 \rho_{ист} U_y^2}{2G}$$

т.е. приращение перегрузки  $\Delta\mu_y$  тем больше, чем больше скорость полета и скорость вертикального порыва.

При определенном значении вертикального порыва  $U_y$  в полете на малых скоростях (больших  $\alpha$ ) существует опасность выхода самолета на большие углы атаки, на больших скоростях (полетные углы невелики) - опасность превышения допустимого прироста перегрузки.

Чтобы не допустить выхода самолета за установленные ограничения, необходимо обеспечить выполнение условий:

$$\alpha_{ГР} + \Delta\alpha \leq \alpha_{сраб} \text{ (или } \alpha_{доп}, \text{ или } \alpha_{свал})$$

$$\frac{57,3 \cdot C_{y}^{\alpha} \rho \cdot S}{2 \cdot g} \cdot u_y \cdot v_{\text{ист}} \leq \Delta p_{y \text{ доп}}$$

Таким образом при заданном весе самолета и высоте скорость полета в турбулентной атмосфере должна устанавливаться такой, чтобы обеспечивались запасы по углу атаки и перегрузке и нормальная устойчивость и управляемость самолета (рис.11.2). Исходя из этих суждений и на основании данных летных испытаний для самолета Ту-154 при полете в турбулентной атмосфере вие зависимости от массы установлены:

$$v_{\text{пр}} = 500 \text{ км/ч}, \text{ а при } H > 10750 \text{ и число } M = 0,8$$

При полете самолета в турбулентной атмосфере большое значение имеет частота чередования порывов. С приближением частоты порывов к собственной частоте колебания самолета и АБСУ происходит раскачка самолета, что вызывает необходимость выключения автоматического режима АБСУ.

Кроме того, показания указателей скорости и числа  $M$ , высотомера и вариометра искажаются вследствие запаздывания и колеблются. Наличие на самолете дейфлеров крена, рыскания и тангажа, характеристики которых подбираются с учетом возможности полета в турбулентной атмосфере, позволяют улучшить управляемость самолета и его полетные параметры. Эти особенности определяют рекомендации РЛЗ по пилотированию самолета в условиях турбулентности.

Из-за опасности выхода самолета на большие углы атаки, полет рекомендуется выполнять с полуожатыми управлением, не стремясь к точному выдерживанию исходного режима полета по высоте и скорости. Пилотирование следует осуществлять по средним показаниям авнагоризонтов, вариометра, указателя скорости, высоты и курсовых приборов, выдерживая средние значения параметров полета плавными.

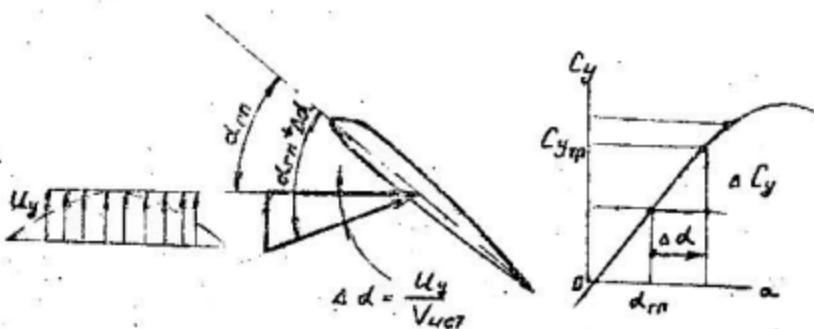


Рис. 11.1. Изменение угла атаки и  $C_y$  при попадании в вертикальный порыв

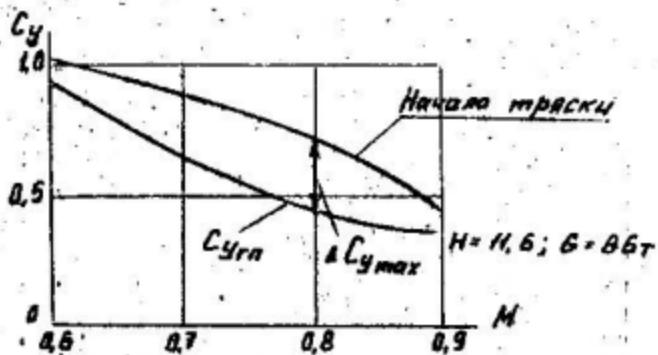


Рис. 11.2. Обоснование выбора числа  $M$  при полете в условиях интенсивной турбулентности

перевешиваются органами управления, не допуская кабрирования и зеволюции самолета с креном более 10...15°. Развороты вблизи зон с грозовой деятельностью, когда скорости порывов могут достигать больших значений, выполняются при числе  $M \leq 0,8$ .

При попадании в мощный продолжительный вертикальный порыв самолет, обладая продольной статистической устойчивостью по перегрузке, будет самопроизвольно восстанавливать исходный угол атаки (также самым и исходный угол тангажа): при восходящем порыве - уменьшать  $\alpha$ , при нисходящем - увеличивать.

Поэтому вмешиваться в продольное управление следует лишь при продолжительном изменении параметров продольного движения ( $\alpha$ ,  $v$ ). Движение штурвала должно быть направлено на уменьшение перегрузки.

При резком снижении самолета, вызванном мощным нисходящим потоком, не препятствуйте снижению, держите рули в исходной положении, не допускайте выхода скорости полета за пределы эксплуатационных ограничений.

При попадании в мощный восходящий поток нужно выдерживать заданный угол тангажа по авиаоризонту. Если при этом возникает интенсивная тряска, отклонить штурвал от себя, не изменения режима работы двигателей, и следить, чтобы после этого значение числа  $M$  не превышало 0,88 на высотах более 10000 м, а скорость на меньших высотах 575 км/ч по прибору.

При правильном пилотировании сваливание самолета практически исключено. Однако если сваливание произошло (что может быть обнаружено по загоранию светосигнализатора АУАСП, уменьшению скорости ниже минимальной и интенсивному росту угла тангажа), немедленно отдать колонку штурвала до предела от себя. После уменьшения угла атаки и увеличения скорости до величины, превышающей минимальную скорость не менее чем на 50...70 км/ч, перевести самолет в горизонтальный полет. При выводе избегать больших перегрузок (более 1,2...1,3) во избежание повторного сваливания. При правильном пилотировании потери высоты при выводе из

сваливания не будут превышать 650 м.

При полете в турбулентной атмосфере необходимо учитывать возможность возникновения неустойчивой работы двигателей.

### 11.2. Полет в условиях сдвига ветра и сильных ливневых осадков

Сдвиг ветра (СВ) можно определить как изменение скорости и (или) направления ветра на незначительной расстоянии, включая восходящие и нисходящие потоки, при которых самолет резко смещается относительно исходной траектории полета и требуется внешнее вмешательство в управление. Сильный СВ, отнесенный к опасным явлениям, стал косвенной или прямой причиной ряда авиационных происшествий.

Характерными синоптическими условиями, при которых наиболее вероятно возникновение СВ, являются:

- прохождение атмосферных фронтов;
- развитие грозоградовых облаков;
- наличие температурных инверсий и т.д.

На существование этих явлений следует обратить внимание при подготовке к полёту.

Изменение величины и направления ветра может происходить как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях. В качестве примера рассмотрим схематично влияние вертикального СВ на полет самолета. Оно связано с моментальным изменением воздушной скорости в соответствии с изменением скорости ветра по траектории полета; при этом изменяется подъемная сила, нарушается равновесие — самолет начинает отклоняться от исходной траектории в сторону действия результирующей силы ( $G-Y$ ).

Неблагоприятного воздействия СВ можно было бы избежать, если бы существовала возможность восстановить скорость движения самолета относительно земли в темпе ее изменения от воздействия СВ т.е. за счет своевременного изменения скорости самолета предотвра-

тить изменение воздушной скорости.

На практике сделать это невозможно, т.к., чем больше масса самолета, тем большей инерцией он обладает; с другой стороны, характеристики приемистости турбореактивных двигателей не способствуют быстрому восстановлению траектории.

Степень влияния СВ на полет самолета зависит от следующих факторов:

- интенсивности, которую для продольного СВ определяют как разность ветра, м/с, в двух точках пространства, отнесенную к расстоянию между ними - толщине слоя;

- положения слоя сдвига ветра по высоте; воздействие СВ на малой высоте усложняет возвращение самолета к исходному режиму полета из-за отсутствия резерва времени и запаса по высоте;

- реакции пилота на изменение полетных параметров и их восстановление при полете в условиях СВ; запаздывание увеличивает отклонение параметров ( $H, V, \mu$ ) от исходных.

При взлете самолета в условиях СВ наибольшую опасность вызывает уменьшение встречного ветра (увеличение попутного) с высотой. В процессе начального набора высоты истинная скорость будет уменьшаться, подъемная сила падать, градиент набора уменьшаться (рис.11.3). Факторами, усугубляющими воздействие СВ и увеличивающими просадку самолета, служат повышенная температура, пониженное давление, продолженный взлет с отказом двигателя, что уменьшает запас по тяге, и угол набора высоты.

Признаками поладания в СВ могут служить замедленный рост воздушной скорости, изменение других полетных параметров ( $H, V, \mu$ ). Пилот должен следить за показаниями указателя скорости и вариометра. Своевременное внимание в управление для парирования возникших отклонений предотвратит развитие опасной ситуации.

#### Посадка в условиях сдвига ветра

Возможное воздействие СВ на самолет при заходе на посадку



Рис.11.3. Взлет самолета в условиях сдвига ветра:

- — расчетная траектория;
- - - фактическая траектория

$$V_{3n} = V_{3n}(U_x = 0) + (10 \div 15) \text{ км/ч}$$

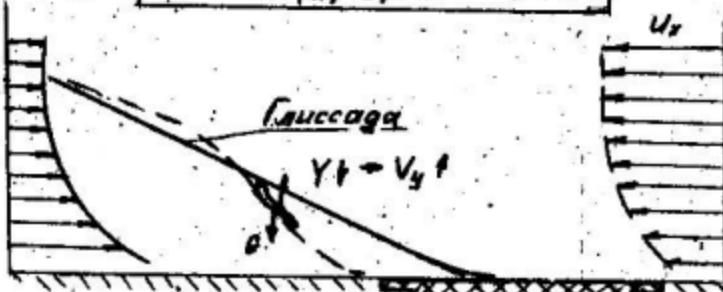


Рис.11.4. Посадка самолета в условиях сдвига ветра:

- — расчетная траектория;
- - - фактическая траектория

представлены на рис.11.4. Наибольшую опасность представляет СВ, приводящий к просадке самолета, особенно на малой высоте, в условиях ограниченного запаса по высоте и скорости. Для ликвидации просадки необходимо увеличение тяги двигателей с последующим отклонением штурвала "на себя".

Признаком наличия СВ, но только в условиях сбалансированного полета, является необходимость ряда последовательных увеличений или уменьшений режима работы двигателей для сохранения заданной приборной скорости.

Рассмотренные в качестве примеров случаи взлета и посадки в условиях СВ являются частными и не отражают в полной мере реальных условий, когда наблюдается наложение различных факторов, включая воздействие восходящих и нисходящих потоков, значительную изменчивость во времени СВ и последствия внимательства пилота управление.

В настоящее время достоверное предсказание СВ применительно к конкретному самолету, выполняющему взлет или посадку, затруднительно, но анализ метеообстановки и метеоданных в районе аэродрома, а также данные по изменению параметров полета позволяют сделать заключение о наличии СВ.

При взлете и заходе на посадку в условиях СВ рекомендации НПП ГА сводятся к следующему:

- увеличить расчетную скорость захода;

- осуществлять повышенный контроль за изменением поступательной и вертикальной скорости и немедленно парировать возникающие отклонения от расчетных параметров и заданной траектории полета;

- при заходе на посадку немедленно уйти на второй круг с использованием взлетного режима и следовать на запасной аэродром, если для выдерживания заданной глиссады снижения требуется увеличение РРД до номинального и (или) после пролета ДПРМ вертикальная скорость снижения увеличилась на 3 м/с и более от расчетной.

Взлет и заход на посадку в условиях сильного СВ запрещается.

По определению НПП ГА, сильный СВ составляет 13...20 м/с на слой высотой 100 м. Требования РЛЭ к выполнению посадки в условиях СВ изложены в разд. 9.6.

### Влияние ливневых осадков на полет самолета

Согласно НПП ГА-85 к полетам в особых условиях относятся и полеты в условиях грозовой деятельности и сильных ливневых осадков (дождь, снег, снег с дождем). Экипажи запрещаются преднамеренно входить в кучевые облака и зону ливневых осадков. Наибольшее влияние на полет самолета оказывает сильный дождь. Интенсивность дождя характеризуется количеством осадков, мм, выпадающих в единицу времени. Снижение уровня безопасности полетов в условиях дождя может быть вызвано: ухудшением аэродинамических и летно-технических характеристик самолета, усложнением условий пилотирования из-за уменьшения дальности видимости и искажения картины восприятия положения самолета в пространстве, влиянием на работу систем самолета.

Ухудшение аэродинамических и летно-технических характеристик самолета в условиях сильного дождя обусловлено:

- потерей кинетической энергии самолета в результате соударения капель осадков с поверхностью самолета;

- образованием меркховатости на фюзеляже, несущих поверхностях самолета, особенно на их верхней поверхности;

- небольшим увеличением полетной массы самолета;

- скоплением воды на ВПП, что приводит к уменьшению коэффициента сцепления и повышению вероятности гидролизирования колес.

В результате изменения условий обтекания при полете в дождь увеличивается сопротивление самолета, уменьшается  $C_{\mu_{max}}$  и  $C_{kr}$  (рис.11.5), что приводит к увеличению скоростей сваливания и уменьшению запаса по скорости и углу атаки. Важно отметить, что

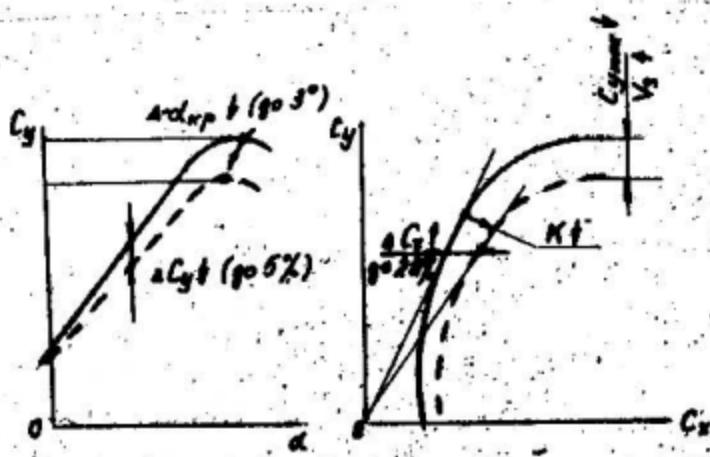


Рис. 11.5. Изменение аэродинамических характеристик из-за дождя:  
 — исходные характеристики;  
 - - - с учетом дождя

настройка сигнализатора АУАСП не отражает изменения критического угла атаки самолета из-за возникновения шероховатости, что наиболее актуально при заходе на посадку и выполнении маневра ухода на второй круг. В зарубежной летной практике были случаи сваливания самолета до срабатывания АУАСП. Потери аэродинамических характеристик возрастают с увеличением полетного угла атаки и ростом интенсивности дождя.

НПП ГА-85 устанавливает: при взлете и заходе на посадку в условиях ливневых осадков экипаж обязан учитывать ухудшение летных и аэродинамических характеристик самолета.

- Наличие на ВПП слоя воды или слякоти вызывает уменьшение сил взаимодействия колес с ВПП, а при определенных условиях может привести к глиссированию колес при разбеге или пробеге, когда резко падает сила сцепления, что ухудшает путевую устойчивость, управляемость и эффективность торможения.

Конструктивные особенности тележки самолета Ту-154 (три пары колес по оси) благоприятно сказываются на устойчивости самолета при движении по ВПП: передние колеса выдавливают слой воды, обеспечивая задний надежный контакт с полосой. Наличие гидродинамического сопротивления даже при частичной глиссировании приводит к росту потребных взлетных посадочных дистанций, особенно в случае отказа двигателя.

Ухудшение видимости способствует неправильному восприятию пилотом высоты и дальности полета, что усложняет расчет захода на посадку. Реальная видимость из кабины пилота всегда будет ниже метеорологической из-за снижения прозрачности лобовых стекол кабины экипажа. В ночное время при работе фонарей на мокром стекле создаются блики, также затрудняющие определение пространственного положения самолета, что затрудняет пилотирование на заключительном этапе захода на посадку, в особенности в условиях полета по крутым глиссадам.

Осадки в виде дождя и мокрого снега могут повлиять на работу

систем самолета: вызвать заливание входных отверстий приемников давления, изменение режима работы двигателей; в летной практике были случаи останова двигателей из-за попадания в него большого количества воды.

Обобщая влияние сильных ливневых осадков на полет самолета, можно заключить, что наибольшее значение для ВП имеет дождь на посадке. Полет в условиях дождя приводит к уменьшению поступательной скорости, увеличению вертикальной скорости снижения, что вызывает просадку самолета. Для удержания самолета на глиссаде требуется повышенный режим работы двигателя, т.е. воздействие сильного дождя на самолет аналогично воздействию сдвига ветра, уменьшающего истинную скорость. Анализ авиационных происшествий позволил установить зависимость изменения полетных параметров захода на посадку самолета в условиях дождя с интенсивностью 400 мм/ч эквивалентно воздействию на самолет сдвига ветра порядка 5 м/с на 30 м высоты. Отсюда следует, что сильный дождь оказывает существенное влияние на безопасность полетов. НПП ГА-85 через метеорологическую видимость устанавливает ограничение по выполнению полетов в условиях сильных ливневых осадков.

Экипажу запрещается взлетать, если в условиях сильных ливневых осадков метеорологическая видимость составляет менее 600 м (значение видимости по ОВИ не учитывается); при полете на предпосадочной прямой КВС обязан прекратить снижение и уйти на второй круг, если в условиях сильных ливневых осадков метеорологическая видимость составляет менее 1000 м (значение видимости по ОВИ не учитывается).

При выполнении захода на посадку в условиях ливневых осадков расчетную скорость необходимо увеличить и строго соблюдать условия сбалансированного полета по глиссаде. Посадка на мокрую ВПП должна быть плотной для обеспечения надежного контакта колес с ВПП. В реальных условиях грозовой деятельности сдвиг ветра очень часто сопровождается наличием сильного дождя, который легко

обнаруживается с помощью бортового радиолокатора, но и обход ливневой зоны значительно уменьшит вероятность попадания самолета в сложные метеоусловия, в том числе и в СВ.

### 11.3. Полёт в условиях обледенения

Возможность обледенения самолета определяется состоянием атмосферы: повышенной влажностью воздуха, дисперсионным составом капель переохлажденной воды, отрицательными температурами. Обледенение принято оценивать по его интенсивности (скорость увеличения толщины слоя льда) и степени (толщине льда). Например, при средней интенсивности скорость отложения льда - 2...4 мм/мин, при пребывании в зоне обледенения в течение 10 мин толщина льда составит 20..40 мм. Обледенение при толщине слоя льда 30 мм на контрольном профиле в летных испытаниях считается сильным. На различных частях самолета при полете в зоне обледенения может образоваться лед различной формы и размеров, при работе противообледенительной системы (ПОС) возможно образование барьерного льда, когда капли воды стекают с обогреваемых частей и замерзают за ее пределами.

Наиболее вероятно обледенение передних кромок крыла, ГО и киля, приемников полного давления, входных кромок воздухозаборников, лопаток вентилятора передней ступени компрессора и направляющего аппарата двигателей, т.к. в силу повышенной инерционности (повышенной массы) капли воды не успевают изменить направление движения вместе с воздухом и оседают на передних кромках. С другой стороны, обледенение этих частей самолета вызывает повышенную опасность: изменяются аэродинамические характеристики самолета и режим работы двигателей.

Для снижения влияния обледенения самолет оборудован противообледенительными системами. РЛЗ устанавливает порядок включения ПОС, контроль за их работой, а также необходимый РРД, обесп-

лечивающий эффективность работы ПОС.

Проведенные летные испытания позволили установить влияние обледенения самолета на его летные характеристики. Своевременно включенные ПОС обеспечивают защиту поверхности от образования льда; барьерный лед на незащищенных элементах самолета на характеристики самолета влияют незначительно.

При выключенном ПОС предкрылоков образование льда на передней кромке крыла из-за более раннего срыва потока существенно изменяет аэродинамические характеристики самолета: уменьшаются  $C_{\text{узд}}$  и критический угол атаки  $\alpha_{\text{кр}}$ , что приводит к уменьшению запасов до скорости срываивания на режимах захода на посадку. При выходе на большие углы атаки несколько ухудшается продольная устойчивость самолета (рис. 11.6).

РЛЗ категорически запрещает производить взлет при наличии на поверхности самолета отложений льда, снега или иного.

Льдосравождение на передней кромке стабилизатора представляет опасность с точки зрения развития раннего срыва потока и возникновения несбалансированного пикирующего момента. Однако летные испытания показали, что на всех режимах полета срыв потока не наблюдался, а эффективность руля высоты сохранялась во всем диапазоне углов его отклонения.

Характеристики путевой устойчивости и управляемости при наличии льда на передней кромке вертикального оперения в широком диапазоне условий обледенения практически не изменились.

С учетом вероятности попадания в зону очень сильного обледенения или возможных отказов ПОС в РЛЗ введены дополнительные требования к скорости при выполнении захода на посадку.

При длительной (более 10 мин) пребывании в зоне обледенения на снижении или в зоне ожидания на высотах более 4 км или при выполнении маневра захода на посадку в условиях обледенения на высотах ниже 4 км (независимо от длительности пребывания в зоне обледенения) заход на посадку выполняется с соблюдением следующих

$$\delta_s = 45^\circ; \quad \delta_{np} = 18.5^\circ; \quad \gamma_{cr} = -5.5$$

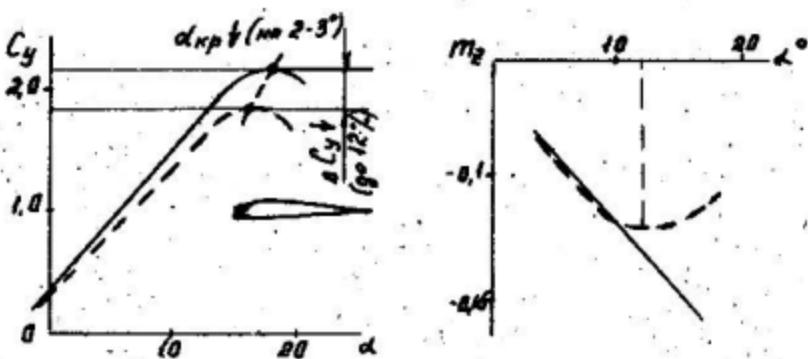


Рис. 11.6. Изменение характеристик самолета при обледенении:  
 — исходные характеристики;  
 - - - лед на передней кромке крыла

требований:

- после выпуска шасси и закрылков на  $28^\circ$  до выхода на последнюю прямую (12...13 км до ВПП) скорость выдерживайте на 20...30 км/ч больше скорости нормального захода;

- на удалении 12...13 км от ВПП уменьшите скорость по прибору до 300 км/ч и произведите выпуск закрылков на  $45^\circ$ .

Вместе с тем необходимо помнить об ограничении из условий прочности при полете с выпущенными закрылками: выпуск закрылков в процессе захода на посадку следует выполнять с таким расчетом, чтобы к концу выпуска закрылков скорость не превышала установленных ограничений:

$$\delta_3 = 28^\circ; \quad V_{\text{пр}} = 360 \text{ км/ч}.$$

$$\delta_3 = 45^\circ; \quad V_{\text{пр}} = 300 \text{ км/ч}.$$

- дальнейший полет вплоть до пересечения входного торца ВПП выполняйте на скорости на 10...15 км/ч больше рекомендованных для нормальных условий захода.

#### Обледенение Ту-154М

На самолете Ту-154М ПОС не установлены на вторых и третьих секциях предкрылок и на киля. Для установления возможного влияния обледенения на характеристики самолета были проведены лётные испытания в условиях естественного обледенения и при отложении ПОС, которые показали, что при отложении льда по всему размаху крыла и на килях самолет имел удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости во всем эксплуатационном диапазоне значений углов атаки. Такие выводы были получены для самолета как в полетной конфигурации, так и при выпущенных закрылках.

Вместе с тем отложение льда приводило к изменению  $C_{y_{\text{max}}}$  и  $\alpha_{\text{кр}}$ , а следовательно, и к увеличению скоростей сваливания. Рекомендации по выполнению полетов в условиях обледенения для Ту-154М аналогичны отмеченным для Ту-154Б.

## 12.ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

Особые случаи НПи ГА характеризуются как ситуации, которые возникают в результате внезапного отказа авиационной техники или попадания ВС в условия, требующие от экипажа действий, отличающихся от обычного пилотирования. В настоящем издании рассматриваются лишь те случаи, которые связаны с изменением аэродинамики самолета и введением дополнительных ограничений. Аварийное снижение самолета было рассмотрено в разд. 7.

## 12.1. Отказ двух двигателей в полете

При отказе двух двигателей из-за пртери расположенной тяги сохранить исходный режим полета невозможно, поэтому нужно выполнить снижение до практического потолка при одном работающем двигателе; величина потолка определяется полетной массой и температурой наружного воздуха (табл. 12.1).

Таблица 12.1

Практический потолок самолета при одном двигателе, км (РРД-номин.)

$M, t$	70	76	82	88	94
$t_{nca}-20$	8.0	7.2	6.3	5.2	4.9
$t_{nca}-10^0$	6.4	5.2	4.0	2.8	0.7
$t_{nca}$	5.0	3.5	1.9	---	---
$t_{nca}+10^0$	2.9	0.9	---	---	---

Снижение следует производить в сторону ближайшего запасного аэродрома.

Для уменьшения вертикальной скорости снижения необходимо увеличить режим работающего двигателя до номинального и в процессе снижения постепенно уменьшить скорость по прибору, доведя ее до

365 км/ч на высоте практического потолка. В этом случае дальность полета при одном работающем двигателе при снижении с высоты 9 км и полетной массе 90 т составит 850...900 км.

## 12.2. Заход на посадку и посадка с двумя неработающими двигателями

Предпосадочное паневрирование вплоть до выхода из разворота на посадочный курс выполняется с убранными шасси и неотклоненными закрылками; все развороты - на скорости 350...360 км/ч, перед разворотом на посадочный курс выпускаются предкрыльки ручным управлением.

После выхода на посадочный курс выпускаются шасси. Для поддержания горизонтального полета режим работы двигателя должен быть еще увеличен, при необходимости - вплоть до взлетного.

После выпуска шасси на скорости 350...360 км/ч закрылки выпускаются лишь на 15°. В процессе выпуска закрылоков и при дальнейшем полете скорость уменьшается до рекомендованной скорости захода на посадку и пересечения входного торца ВПП в зависимости от полетной массы (см. табл. 4.1), но сохраняется 30%-ный запас от скорости сваливания.

Выпуская шасси и закрылки, необходимо учитывать, что при отказе двигателей №1 и №3 или №2 и №3 время выпуска увеличивается в два раза, т.к. работает только одна гидросистема.

Заход на посадку выполняют по стандартной глиссаде, выравнивание и посадку - по обычной методике. Посадочная скорость и длина пробега будут большими; на пробеге для торможения используются тормоза колес шасси, интерцепторы и реверс тяги работающего двигателя.

Заход на посадку и полет по глиссаде необходимо выполнять особенно тщательно, избегая лишних и резких движений рулями, т.к. уход на второй круг на одном работающем двигателе невозможен.

## 12.3. Полет с время авторотирующими двигателями

Как показывает практика, наиболее вероятной причиной выключения всех двигателей являются ошибки эксплуатации топливной системы или полная выработка топлива. При выполнении дальнейшего полета необходимо выбирать те режимы, которые наиболее полно используют аэродинамические возможности самолета, не допуская ухудшения управляемости самолета.

При выключении двигателей значительно снижается мощность гидронасосов, обеспечивающих систему управления самолетом, и выключаются все электрогенераторы. Поэтому на всех этапах полета со всеми авторотирующими двигателями, до запуска ВСУ, включения генератора и подключения насосных станций необходимо избегать энергичных отключений органов управления, так как это может привести к чрезмерному падению давления в гидросистемах и, как следствие, ухудшению управляемости. РЛЭ самолета рекомендует: если осталась возможность восстановления нормальной работы хотя бы одного из двигателей, на высотах более 8 км - выдерживать скорость 525 км/ч (Н не более 0,85), а на высотах менее 8 км - 450...500 км/ч и запустить двигатель (двигатели).

Если двигатель не запускается, подобрать наиболее подходящее место для вынужденной посадки. Наибольшая дальность планирования обеспечивается при полете со скоростью, близкой к наивыгоднейшей, - 400 км/ч, соответствующей максимальному аэродинамическому качеству ( $K=13,..15$ ). Дальность можно рассчитать по формуле  $L_{пл} = NK$ , где  $N$  - высота начала планирования. Так, при снижении с  $H=9$  км  $L_{пл}=12$  км.

Для облегчения запуска ВСУ подход к высоте 3 км должен сопровождаться разгоном самолета до скорости 525 км/ч. Это позволит закедлить снижение самолета во время запуска ВСУ за счет плавкого уменьшения скорости до 400 км/ч.

После запуска ВСУ, включения генераторов и электронасосной станции необходимо произвести повторную попытку запуска двигателя.

Если двигатель не запустился, то дальнейшее снижение выполнять на скорости 360...380 км/ч соответственно для полетных масс 75...80 т. На высоте не менее 1200 м выпустить шасси.

Заход на посадку и посадку выполнять без выпуска механизации крыла. Этим обеспечивается с одной стороны, уменьшение вертикальных скоростей снижения (за счет высокого аэродинамического качества) и упрощение расчета на посадку и выравнивание самолета, с другой стороны, повышенные скорости полета обеспечивают необходимые обороты авторотации двигателей, влияющих на производительность насосов гидросистемы, что сохраняет управляемость самолета. Установившаяся вертикальная скорость снижения при полете без выпуска механизации крыла составляет 8...10 м/с.

Для корректировки траектории до высоты 600...400 м разрешается кратковременный выпуск средних интерцепторов с последующей их уборкой, сохранением исходной скорости планирования.

После снижения на высоту 50...40 м на скорости 360...380 км начать торможение скорости для уменьшения вертикальной скорости с таким расчетом, чтобы к моменту начала выравнивания ( $H_{\text{нв}} = 10...15$  м/с) скорость уменьшилась примерно на 30 км/ч. Выравнивание производится энергичнее, чем с работающими двигателями. После приземления, на пробеге, выпускаются средние и внутренние интерцепторы (от кнопки на рукоятке управления средними интерцепторами), торможение осуществляется от аварийной системы.

#### 12.4. Посадка с убранными закрылками

При отказах в системах управления закрылками или стабилизатором посадка производится с убранными закрылками или выпущенными только на 15°. Особенность такой посадки заключается в повышенной скорости полета, наличия улучшенной аэродинамики ( $K_f$ ) и управляемости самолета. Полет проходит при повышенном угле атаки и тангажа.

Скорость на развороте при выходе на посадочный курс должна быть 350...360 км/ч. Скорости полета на посадочном курсе выдерживаются, как при нормальной посадке, с запасом в 30% от скорости сваливания для данной полетной массы и соответствующей конфигурации. Для уменьшения скорости сваливания и увеличения запаса скорости от сваливания при посадке с убранными закрылками предкрышки должны быть выпущены (они выпускаются после разворота ручным управлением).

Повышение скорости касания приведет к увеличению длины пробега, поэтому РЛЭ рекомендует включение реверса тяги в воздухе перед касанием, что целесообразно только при отсутствии значительных углов упреждения и сноса.

Скорость захода на посадку выбирают с учетом общих нормативных запасов, т.е.  $V_{\text{зп}} = 1,3 V_{\text{сп}}(m, b_3=0)$  (см.табл.4.1).

Пролет торца и дальнейший полет до высоты 5 м производится по продолженной глиссаде. На высоте 5 м уменьшите режим работы двигателей до МГ и начните выравнивание. К концу выравнивания предупредите увеличение угла танглаша и произведите приземление, не допуская выдергивания и взмыивания самолета.

Перед приземлением на высоте не более 3 м включите реверс тяги.

После приземления опустите самолет на передние колеса, выпустите средние интерцепторы и приступите к энергичному торможению.

При уходе на второй круг и повторном заходе на посадку предкрышки не убрайте. Выдерживайте скорость не менее скорости захода на посадку и не более 425 км/ч.

При полете на заласной аэродром предкрышки уберите ручным управлением.

#### 12.5. Посадка с закрылками, выпущенными на 15°

При посадке с закрылками, выпущенными на 15°, управление

стабилизатором производится в совмещенном режиме. Стабилизатор устанавливается в том же положении, что и при  $\delta_3 = 28^\circ$  (см.табл.2.1).

Выпуск закрылков на  $15^\circ$  производится между третьим и четвертым разворотами. После выпуска закрылков скорость на четвертом развороте выдерживайте 320...330 км/ч.

Скорость на посадочной прямой выдерживается по установленным нормативам  $V_{3\text{п}} = 1,3 V_s (\alpha, \delta_3 = 15^\circ)$  (см.табл.4.1).

Высота начала выравнивания  $H_{\text{на}} = 5$  м.

К концу выравнивания предупредите увеличение угла тангажа и произведите приземление, не допуская выдерживания и взывания самолета.

Перед приземлением на высоте не более 3 м, включите реверс тяги.

После приземления опустите самолет на передние колеса, запустите средние интерцепторы и приступите к энергичному торможению, как при нормальной посадке.

#### 12.6. Посадка с убранными предкрылками

Посадка производится по обычной методике с учетом следующего: скорости после выпуска закрылков должны быть увеличены на 30 км/ч по сравнению со скоростью захода в обычном случае, но не более скорости ограничения по прочности  $V_f$ ;

на высоте 7 м начните выравнивание самолета с одновременным плавным дросселированием двигателей;

по усмотрению ЕВС реверс тяги разрешается включать перед приземлением на высоте не более 3 м.

#### 12.7. Отказ в системе управления стабилизатором типа "заклинивание"

В любом случае отказы в системе управления стабилизатором

исгут быть связаны с "уводом" стабилизатора или невозможностью его перестановки. Анализ надежности системы совмещенного управления закрылками, предкрылками и стабилизатором и проведенные лётные испытания подтвердили малую вероятность "увода" стабилизатора самолета Ту-154.

Неперестановка стабилизатора в согласованное положение может быть обнаружена по поведению самолета или положению стрелки УПС в процессе или после завершения уборки механизации. РЛЭ самолета предписывает обязательный контроль положения стабилизатора и доклад КВС при выпуске и уборке закрылок, а также необходимые действия экипажа при отказах в системе управления стабилизатором на различных этапах полета (РЛЭ, разд. 3 "Особые случаи в полете").

#### *Неперестановка стабилизатора в полетное положение после взлета*

Этот отказ может быть обнаружен по УПС (стрелка указателя не переходит в положение  $\varphi_{ст} = 0^\circ$ ), а также по более переднему положению штурвала.

Полет самолета в крейсерской конфигурации в случае заклинивания стабилизатора в положении, отличном от полетного, вызывает кабрирующий момент: в установившемся полете он может быть парирован отклонением штурвала от себя. С ростом скорости полета при отклоненном стабилизаторе проявляется тенденция к увеличению кабрирующего момента (за счет роста эффективности Г0), а для его парирования требуется дальнейшее отклонение штурвала от себя.

Как показывают балансировочные кривые (рис. 12.1), при определенных условиях (скорости полета и центровках) потребуется отклонение руля высоты вниз до упора, причем для задних центровок это произойдет на меньшей скорости, чем для передних.

Большой расход рулей для балансировки самолета в установившемся полете исключает нормальную эксплуатацию самолета, не

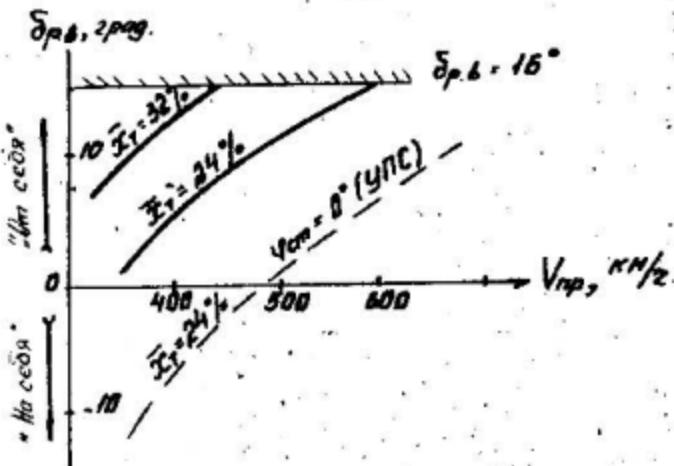


Рис. 12.1. Балансировочные кривые руля высоты в крейсерском полете;  $\rho_{\text{ст.}} = 3^\circ$  (УПС)

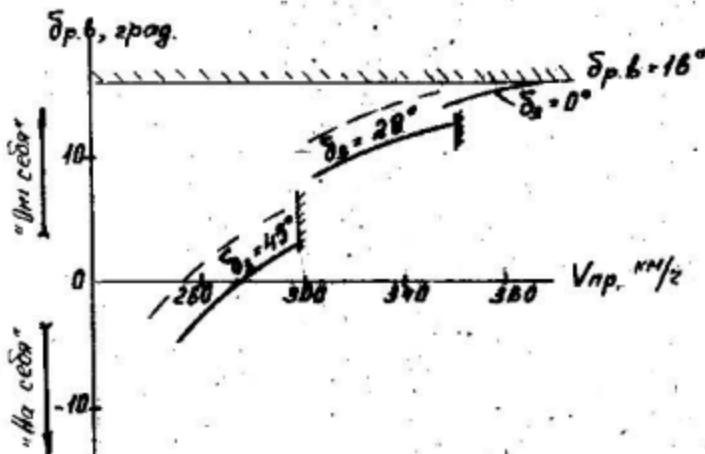


Рис. 12.2. Балансировочные кривые руля высоты :

$$\rho_{\text{T}} = 3^\circ \text{ (УПС)}; \quad \bar{x}_{\text{T}} = 24\%;$$

$$- - - \bar{x}_{\text{T}} = 32\%$$

позволяет обеспечить дальнейшее увеличение скорости, поэтому РЛС предписывает принять меры для быстрейшего совершения посадки, предварительно выработав топливо до достижения максимальной посадочной массы.

Переставлять стабилизатор ручным управлением в полетное положение не рекомендуется, т.к. посадку придется выполнять с полетным углом установки стабилизатора.

*Останов стабилизатора в положение менее заданного  
при выпуске закрылок при заходе на посадку*

Этот отказ может быть обнаружен по УПС в момент выпуска механизации и повышенному расходу рулей на себя. Если стабилизатор не переставляется в согласованное положение в режиме совмещенного управления, то нужно предпринять попытку переставить его в ручном режиме.

Полет самолета с выпущенной механизацией и стабилизатором, отклоненным на угол, меньший заданного согласованного положения, вызывает повышенное значение пикирующего момента, который парируется отклонением штурвала на себя. Причем чем больше угол отклонения закрылок, чем более передняя центровка, тем больший расход рулей требуется для балансировки самолета при том же значении  $\dot{\rho}_{ст}$ . В соответствии с требованиями НЛГС в целях обеспечения безопасности при выполнении посадки необходимо наличие нормируемого запаса руля высоты на себя от балансировочного положения для выравнивания и производства посадок, что может быть обеспечено в данных условиях уменьшением угла выпуска закрылок.

Однако надо помнить, что это приводит к большим посадочным скоростям и значительному увеличению посадочной дистанции.

Для обеспечения нормированного запаса по рулю высоты в случае заклинивания стабилизатора на посадке РЛС рекомендует выполнять заход на посадку и посадку самолета с механизацией, отклоненной на

65

углы в зависимости от фактического положения стабилизатора и центровки в соответствии с табл. 12.1. Колпачок переключателя управления стабилизатором при этом должен быть открыт.

Таблица 12.1

Положение закрылок в зависимости от центровки и угла  
отклонения стабилизатора

Полож. стабил. град	От 0 до 1,5		От 1,5 до 3		От 3 до 4,5		От 4,5 и более			
Цент- ровка, % САХ	< 28	0т 28 до 32	0т 32	< 28	0т 28 до 32	0т 32	< 22	0т 22 до 35	< 22	0т 22 до 28
Полож. закрыл. град	0	15	28	15	28	45	15	28	28	45

Указанные соотношения были установлены по результатам летных испытаний.

**Неперестановка стабилизатора из посадочного положения  
при уходе на второй круг**

При фиксированном положении стабилизатора и уменьшении угла выпуска закрылок будет расти кабрирующий момент, который может быть компенсирован созданием пикирующего момента при отклонении руля высоты вниз (фтурвал от себя). Но чем меньше угол выпуска закрылок, чем большая скорость полета, тем больший кабрирующий момент возникает на самолете и требуется большее отклонение руля

высоты вниз для балансировки самолета (рис. 12.2). Значительное переднее положение штурвала усложняет перевод самолета в горизонтальный полет. Заднее положение центровки усугубляет возникшую ситуацию.

Во избежание аварийной ситуации РЛЭ исключает уборку закрылок при уходе на второй круг до нуля и рекомендует: "Если при уходе на второй круг после установки рукоятки управления "ЗАКРЫЛКИ" из положения  $45^\circ$  до положения  $28^\circ$  стабилизатор не переставляется из посадочного в заданное положение, то немедленно установите рукоятку управления закрылок на фиксатор "28", откройте колпачок переключателя "СТАБИЛИЗТОР" до фиксированного положения и, убедившись, что закрылки выпущены на  $28^\circ$ , повторите заход на посадку.

Полет по кругу следует выполнять в этой конфигурации на скорости 300...320 км/ч.

Если стабилизатор находится в посадочном положении, то после четвертого разворота выпустите закрылки на  $45^\circ$ , совершите посадку.

#### 12.8. Заход на посадку, уход на второй круг и посадка с выпущенными средними интерцепторами

При отказе системы управления средними интерцепторами типа "изаклинивание" полет по кругу выполняется на скорости 380 км/ч. После выпуска массы перед входом в глиссаду затормозите самолет до скорости 340...350 км/ч выпустите закрылки на  $28^\circ$ . Проконтролируйте выпуск предкрылков и перестановку стабилизатора.

Полет по глиссаде выполняйте на скорости 290 км/ч. Посадочная скорость для  $M = 0.69 \dots 0.75$  равна 250...260 км/ч соответственно.

На выравнивании перед приземлением уборка газа производится позже, чем при нормальной посадке, с таким расчетом, чтобы перевод двигателей на  $M^*$  был закончен к моменту касания.

Уход на второй круг с выпущенными средними интерцепторами

выполняйте на постоянной скорости, равной скорости полета самолета по глиссаде 290 км/ч.

### Л И Т Е Р А Т У Р А

1. Руководство по летной эксплуатации самолета Ту-154Б, Ту-154Б-1, Ту-154Б-2. Кн 1, М, 1981.
2. Лигум Т.И., Скрипниченко С.Ю., Шидмарев А.В. Аэродинамика самолета Ту-154Б. М, 1985.
3. Бехтияров В.Л. Летные характеристики самолета Ту-154Б. Ульяновск, 1989.