

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)

В.П. Бехтир

В.Х. Копысов

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА
Ту-154М и Ту-154Б

Учебное пособие



Ульяновск 2008

ББК О53-082.022-011 я7

Б55

Бехтир, В.П. Аэродинамика самолета Ту-154М и Ту-154Б: учеб. пособие / В.П. Бехтир, В.Х. Копысов. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2008. – 126 с.

Приведены аэродинамические характеристики самолета Ту-154М и Ту-154Б, рассмотрены особенности пилотирования на различных режимах полета.

Иллюстративная часть приведена в конце пособия в Приложении.

Предназначено для летного персонала, эксплуатирующего данный тип воздушных судов.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Особенности аэродинамики скоростного дозвукового самолета	3
2. Геометрические и аэродинамические характеристики самолета	10
3. Характеристики силовой установки самолета	20
4. Горизонтальный полет	23
5. Выполнение взлета	32
6. Набор высоты	46
7. Снижение	48
8. Посадка	50
9. Некоторые эксплуатационные особенности	76
10. Предпосылки к летным происшествиям	88
11. Библиографический список	92
12. Приложение	93

1. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ СКОРОСТНОГО ДОЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

При изучении крыла рассматриваются особенности его работы на различных скоростях полета. Чтобы учесть влияние сжимаемости воздуха на работу крыла и связанные с этим изменения аэродинамических характеристик, надо сравнить скорость полета самолета с числом $M = V/a$, где a – скорость звука.

1.1. Аэродинамические силы, действующие на профиль крыла при значении числа $M < 0,4$

При набегании воздушного потока на профиль крыла струйка воздуха на верхней поверхности крыла за счет угла атаки и несимметричности профиля сужается, а скорость потока увеличивается вследствие уменьшения статического давления. Впереди крыла и под крылом сечение струек увеличено, скорость потока уменьшена, статическое давление повышено относительно давления в невозмущенном потоке (рис. 1, а).

В пограничном слое, обтекающем профиль крыла в непосредственной близости, проявляются силы вязкости (силы трения), приложенные к поверхности крыла и направленные назад. В результате неравномерного распределения давления по поверхности крыла и сил трения в пограничном слое возникает полная аэродинамическая сила R , которая приложена в центре давления крыла и направлена в сторону пониженного давления.

Сила R раскладывается на подъемную силу $Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}$, направленную перпендикулярно набегающему потоку, и силу лобового сопротивления $X = C_x S \frac{\rho V^2}{2}$, направленную параллельно набегающему потоку.

Картину распределения давления по профилю удобно изобразить при помощи эпюры давления или коэффициента давления \bar{P} .

1.2. Аэродинамические силы, действующие на профиль крыла при значении числа $M > 0,4$

На верхней поверхности крыла, как и при малых значениях числа M , поток ускоряется, и в процессе ускорения воздух адиабатически расширяется. Его плотность и температура значительно уменьшаются, вследствие чего более значительно понижаются местные давления.

Впереди крыла и под ним поток тормозится. В процессе торможения воздух адиабатически сжимается, его плотность, температура и давление повышаются в большей степени, чем при малых значениях числа M . Вследствие этого дополнительно увеличиваются подъемная сила и лобовое сопротивление.

При дальнейшем увеличении скорости полета растут скорости обтекания крыла. Поток в верхней части профиля ускоряется, его плотность, температура, давление и местная скорость звука уменьшаются. Одновременное увеличение скорости потока и уменьшение скорости звука в нем приводит к тому, что в определенной точке профиля местная скорость потока становится равной местной скорости звука (рис. 1, б).

Скорость набегающего потока (скорость полета) в этом случае называют скоростью волнового кризиса или критической. Значение числа M , соответствующее этой скорости, называется критическим и обозначается $M_{кр}$.

Таким образом, число M полета, при котором впервые на поверхности крыла хотя бы в одной точке возникает скорость потока, равная местной скорости звука, называется критическим.

Величина числа $M_{кр}$ зависит от того, насколько максимальная скорость обтекания профиля крыла превышает скорость невозмущенного потока (скорость полета). Критическое число M для профиля крыла самолета Ту-154М можно определить по формуле

$$M_{кр.проф} = 1 - 0,7\sqrt{\bar{C}} - 3,2\bar{C} \cdot C_y^{1,5}.$$

В зависимости от угла атаки число $M_{кр.проф}$ равно $0,78 - 0,8$. Число $M_{кр}$ самолета больше, чем $M_{кр.проф}$, и равно $0,88 - 0,89$, т.е. $\frac{M_{кр.проф}}{\sqrt{\cos \alpha}}$.

Для самолета Ту-154М число $M_{max} = 0,86$. При превышении этого значения ухудшаются продольная устойчивость и управляемость, возможно образование обратной реакции по крену, самолет становится неустойчивым в поперечном отношении, возможно непроизвольное появление крена при несимметричном перераспределении давления на половинах крыла и т.д.

Струйка, обтекавшая профиль крыла, сжимается сильнее всего в корневой части крыла ввиду увеличения \bar{C} , поэтому здесь впервые скорость обтекания крыла будет равняться местной скорости звука.

1.3. Аэродинамические силы, действующие на профиль крыла при значении числа $M > M_{кр}$

При увеличении значения числа M более $M_{кр}$ наступает режим смешанного обтекания, т.е. наряду с дозвуковыми и звуковыми местными скоростями на профиле появляются сверхзвуковые скорости. Поток сверхзвуковой зоны, встречая значительное противодействие потока, находящегося за профилем крыла, начинает тормозиться. В процессе торможения сверхзвукового потока происходит мгновенное сжатие воздуха. Плотность, температура, давление и местная скорость звука скачкообразно возрастают, а скорость потока также скачкообразно уменьшается и становится дозвуковой.

Таким образом, вследствие торможения сверхзвукового потока на профиле крыла возникает прямой скачок уплотнения, замыкающий сверхзвуковую зону. С ростом скорости полета растет сверхзвуковая зона, а скачок становится более мощным. Подъемная сила растет, уходит назад, а самолет затягивает в пикирование (рис. 1, в).

При больших значениях числа M образуется сверхзвуковая зона со скачком уплотнения под профилем. Наличие сверхзвуковых зон со скачками уплотнения на крыле совершенно по-другому распределяет давление по профилю. Вследствие этого изменяется величина аэродинамических сил и перемещается точка приложения их по хорде, а следовательно, изменяются и аэродинамические характеристики профиля C_x, C_y, C_R .

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

У самолета Ту-154М в корневой части крыла профили устанавливаются специальные, служащие для улучшения характеристик продольной устойчивости и управляемости при больших значениях числа M .

В носовой и хвостовой частях профиля имеется наплав, это приводит к тому, что струйка, набегающая на корневой профиль, резко сужается, над профилем образуется сверхзвуковая зона в передней его части. Она дает кабрирующий момент, направленный против основного пикирующего момента крыла, растущего по мере увеличения сверхзвуковой зоны над остальной частью крыла. Применение профилей обратной кривизны устраняет затягивание самолета в пикирование.

1.4. Зависимость C_y, C_x и K от числа M

При значениях числа $M < 0,4$ коэффициент C_y при любом значении угла атаки остается постоянным, так как при увеличении скорости набегающего потока пропорционально увеличиваются и местные скорости воздуха на профиле крыла. При значениях числа $M > 0,4$ поток тормозится под профилем, его плотность увеличивается. Над профилем, где поток ускоряется, воздух расширяется, его плотность, температура и

давление уменьшаются. Это приводит к увеличению разности давления, а значит, к росту $C_y(Y)$.

При образовании сверхзвуковой зоны над крылом C_y продолжает увеличиваться. При значении числа $M > 0,95$ образуется сверхзвуковая зона под крылом, это приводит к уменьшению избыточного давления под крылом, а значит падению коэффициента C_y и перемещению подъемной силы вперед.

При значениях числа M , превышающих 1,1, верхний скачок уплотнения продолжает смещаться к задней кромке, а в сверхзвуковой зоне перед скачком продолжает создаваться разрежение, что и вызывает некоторое увеличение коэффициента C_y . Рост C_y наблюдается до появления скачка уплотнения на передней кромке при значениях числа M , превышающих 1,2. Такое изменение коэффициента C_y в зависимости от числа M оказывает существенное влияние на подъемную силу Y .

При значениях числа $M > 0,4$, а особенно при $M > M_{кр}$ коэффициент лобового сопротивления C_x увеличивается сначала ввиду роста $C_{x\text{ дав}}$, а затем – роста $C_{y\text{ тр}}$. Прирост коэффициента C_x , вызванный появлением и развитием сверхзвуковых зон со скачками уплотнения на крыле, получил название коэффициента волнового сопротивления $C_{xв}$.

При увеличении значения числа $M > 1,2$ наблюдается плавное уменьшение коэффициента C_x . Это объясняется тем, что передний скачок уплотнения примыкает к передней кромке профиля и становится косым. Косыми становятся и хвостовые скачки уплотнения.

Качество $K = C_y/C_x$ после достижения значения числа $M = 0,4$ уменьшается, а после $M_{кр}$ падает еще сильнее. Уменьшение качества объясняется интенсивным ростом C_x , стоящего в знаменателе, и уменьшением C_y , стоящего в числителе.

1.5. Зависимость числа $M_{кр}$ от различных факторов

Чем больше будут скорости обтекания верхней поверхности профиля крыла, тем раньше будет достигаться скорость обтекания, равная местной скорости звука, тем меньше будет значение числа $M_{кр}$. Поэтому все существующие методы увеличения значения числа $M_{кр}$ основаны на принципе уменьшения местных максимальных скоростей или соответствующем уменьшении разряжения на профиле крыла.

Стреловидность крыла X (рис. 2, а). При наличии стреловидного крыла вектор скорости V раскладывается на составляющие: V_1 , от которой образуются аэродинамические силы, и на V_2 , которая не влияет на величину аэродинамических сил.

Составляющая V_1 на величину $\cos X$ меньше скорости набегающего потока, и поэтому на больших истинных скоростях будет появляться скорость обтекания, равная местной скорости звука.

Угол атаки α (рис. 2, б). При увеличении угла атаки над верхней поверхностью профиля сечения струек потока уменьшаются, величина местных скоростей увеличивается, разряжение растёт, и, следовательно, уменьшается значение числа $M_{кр}$ (рис. 2, в).

Влияние кривизны профиля f и относительной толщины \bar{C} . Применение профилей крыла симметричных и малой толщины приводит к увеличению сечения струек, обтекающих крыло, уменьшению скоростей обтекания и увеличению значения числа $M_{кр}$.

Удлинение крыла (рис. 2, г). При уменьшении $\lambda = \frac{\ell^2}{S}$ значение числа $M_{кр}$ возрастает, так как поток перетекает из-под крыла на его верхнюю поверхность через торцы и уменьшает скорости обтекания верхней поверхности.

Величины \bar{X}_c и \bar{X}_f (рис. 2, д). Величина $M_{кр}$ достигает наибольших значений при X_c и X_f , равных 40 – 45 % хорды, так как струйка, обтекающая крыло, более плавно изменяет свое сечение.

1.6. Аэродинамические особенности стреловидного крыла самолета

Основным преимуществом стреловидного крыла является большая величина $M_{кр}$ и более слабый волновой кризис.

К недостаткам относятся большие скорости отрыва и посадочные, что ведет к увеличению длины разбега и пробега. Аэродинамическое качество у самолета со стреловидным крылом меньше, чем с прямым. Это приводит к большим часовым и километровым расходам топлива.

У стреловидного крыла срыв потока начинается гораздо раньше на больших скоростях с концов крыла. Стреловидное крыло имеет большие скорости сваливания, на него меньше влияет механизация, оно тяжелее, более склонно к флаттеру (рис. 3).

Стреловидное крыло обладает лишней поперечной устойчивостью, приводящей к раскачке («голландский шаг»). При значениях числа M более $M_{кр}$ самолет со стреловидным крылом обладает обратной реакцией по крену на отклонение руля направления, он менее устойчив в поперечном отношении.

1.7. Ограничения самолета по числу M

Значение числа M , максимально допустимое для самолета, связывают обычно с изменением аэродинамических характеристик, и под этим числом подразумевают то его значение, при котором пилот начинает замечать эти значения.

Для самолета Ту-154М число M становится максимально допустимым (0,86) с высоты 10 300 м и выше. При превышении этого значения

ухудшается продольная устойчивость и управляемость самолета, возможно образование обратной реакции по крену, самолет становится неустойчивым в поперечном отношении, возможно произвольное появление крена при несимметричном перераспределении давления на половинах крыла и вибрация самолета при наличии волнового срыва пограничного слоя и т.д.

$M_{\max \max} = 0,95$ – расчетное предельное значение числа M , назначаемое с учетом того, что максимальное значение может быть превышено при испытательных и специальных тренировочных полетах без пассажиров, а также при случайных превышениях значения $M = 0,86$ как за счет ошибок при пилотировании, так и при действии продольных и вертикальных порывов.

2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Скоростной пассажирский реактивный самолет Ту-154М предназначен для эксплуатации на авиалиниях малой и средней протяженности от 500 до 5000 км с коммерческой загрузкой до 18 т, с крейсерской скоростью 850...900 км/ч.

2.1. Геометрические характеристики самолета

Крыло

Площадь крыла с наплывом, m^2	201,45 (180,01)
Средняя аэродинамическая хорда ($b_{САХ}$), м.....	5,28
Поперечное ψ крыла, град.....	-1,10
Угол установки крыла в корне (φ), град.....	+ 3
Угол установки крыла на конце (φ), град.....	- 1
Стреловидность крыла (χ), град.....	35
Удлинение крыла ($\lambda = \frac{\ell^2}{S}$).....	7,83

Сужение крыла ($\eta = \frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}}$).....3,48

Угол отклонения закрылков ($\Delta\delta_{\text{з,внутр}}$), град.....15; 28; 36; 45

$b_{\text{корн}}$, $b_{\text{конц}}$, м.....7,4; 2,1

Угол отклонения интерцепторов ($\delta_{\text{и}}$), град.....50; 45

Угол отклонения элеронов ($\delta_{\text{э}}$), град..... ± 20

Угол отклонения предкрылков ($\delta_{\text{пр}}$), град.....22

Горизонтальное оперение

Площадь горизонтального оперения, м².....42,22

Площадь руля высоты, м².....9,8

Стреловидность, град.....40

Угол отклонения стабилизатора

от оси фюзеляжа, град.....от -3 до -8,5 (от 0 до -5,5 по УПС)

Отклонение руля высоты, град.....- 25...+20

Вертикальное оперение

Площадь вертикального оперения, м².....31,72

Площадь руля направления, м².....7,53

Угол стреловидности, град.....45

Высота вертикального оперения, м.....5,65

Угол отклонения руля направления, град..... ± 25

Общие характеристики

Длина самолета, м.....48

Высота самолета, м.....11,4

Размах крыла, м.....37,55

Длина фюзеляжа, м.....41,85

Максимальный диаметр, м.....3,8

Площадь миделя фюзеляжа, м.....11,4

Удлинение.....11,014

Угол опрокидывания, град.....16,5

2.2. Особенности конструктивно-аэродинамической схемы самолета

Особенностью конструктивной схемы самолета является установка двигателей в хвостовой части фюзеляжа, что дает ряд преимуществ:

- аэродинамически чистое крыло;
- большая площадь закрылков;
- повышение значения числа $M_{кр}$ вследствие отсутствия гондол на крыле;
- возможность выбирать ψ крыла из условий устойчивости самолета;
- лучшие условия работы воздухозаборников;
- гондолы двигателей работают как горизонтальное оперение;
- мал разворачивающий момент при отказе двигателя;
- уменьшен шум в кабинах от двигателей;
- при пожаре двигателя не отгорает крыло;
- удобство при техническом обслуживании;
- посторонние предметы не попадают в двигатели.

К недостаткам относятся:

- утяжеление фюзеляжа, киля, крепления двигателей;
- увеличение массы крыла ввиду отсутствия разгрузки;
- большая склонность крыла к флаттеру;
- центровки слишком задние, мало плечо до руля высоты;
- не используется задняя часть фюзеляжа.

2.3. Аэродинамические характеристики самолета

На рис. 4 представлены графики аэродинамических характеристик самолета Ту-154М при различной конфигурации самолета (табл. 1) в

зависимости от коэффициента C_y и угла атаки, а также поляры самолета, выражающие зависимость коэффициента C_y , от C_x , т.е. $C_y = f(C_x)$.

При выпуске шасси коэффициент подъемной силы самолета остается постоянным, а коэффициент лобового сопротивления на всех углах увеличивается на $\Delta C_{x_{ш}} = 0,015$.

Закрылки предназначены для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета, они увеличивают площадь крыла, изменяют кривизну крыла. Поток воздуха, проходя через щель между крылом и закрылком, вызывает отсос пограничного слоя с верхней поверхности крыла. Все это вызывает увеличение значения C_y , но в еще большей степени значения C_x (рис. 5, 6).

Изменение аэродинамических характеристик вызывает значительные изменения и летных характеристик самолета:

- уменьшается скорость отрыва самолета: при взлетной массе самолета 100 т и убранных закрылках скорость отрыва составляет 360...370 км/ч, а при $\delta_3 = 28^\circ$ $V_{отр} = 280$ км/ч, при $\delta_3 = 15^\circ$ $V_{отр} = 295$ км/ч;
- длина разбега при массе 100 т уменьшается с 2400 м при $\delta_3 = 0^\circ$ до 1500 м при $\delta_3 = 28^\circ$;
- уменьшается посадочная скорость при массе 80 т со скорости 310 км/ч при $\delta_3 = 0^\circ$ до 260 км/ч при $\delta_3 = 45^\circ$;
- уменьшается длина пробега самолета при массе 80 т с 1500 м при $\delta_3 = 0^\circ$ до 1000 м при $\delta_3 = 45^\circ$;
- за счет большего лобового сопротивления меньше будет стадия выравнивания и выдерживания на 500...700 м, а за счет меньших скоростей лучше уточняется расчет.

При выполнении захода на посадку на самолете Ту-154М закрылки отклоняются после четвертого разворота на $V_{пр} = 360$ км/ч на 28° с

одновременным отклонением предкрылков на 22° , скорость устанавливается 300...280 км/ч.

После четвертого разворота на скорости 300...280 км/ч закрылки отклоняются на 45° и устанавливается скорость в зависимости от посадочной массы самолета. При массе 78...80 т скорость на глиссаде равна 265 км/ч.

Убираются закрылки при взлете в два приема. На высоте не менее 120 м, на скорости не менее $V_{пр} = 330$ км/ч закрылки убираются с 28 до 15° с разгоном до скорости не менее 360 км/ч. На скорости не менее $V_{пр} = 360$ км/ч закрылки убираются с 15 до 0° с разгоном до скорости не менее 410 км/ч.

Просадка самолета в процессе уборки закрылков не допустима.

Выпуск шасси:

– при заходе на посадку с прямой шасси выпускается на расстоянии не менее 6 км до ТВГ на скорости не менее 370 км/ч и устанавливается скорость 370...380 км/ч;

– при полете по прямоугольному маршруту шасси выпускается после четвертого разворота на $V_{пр} > 370$ км/ч и устанавливается скорость 370...360 км/ч;

– при посадке с одним отказавшим двигателем шасси выпускается аналогично;

– при посадке с двумя отказавшими двигателями шасси выпускается после четвертого разворота на $V_{пр} = 350...360$ км/ч и устанавливается скорость 350 км/ч;

– при экстренном снижении шасси выпускается прямо на эшелоне на $V_{пр} < 575$ км/ч (число $M < 0,88$);

– при полете с тремя отказавшими двигателями шасси выпускается на высоте не менее 1200 м на $V_{пр} = 360...380$ км/ч.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. При выпуске закрылков центр давления смещается назад, растет пикирующий момент. Надо разворачивать стабилизатор в зависимости от центровки самолета, так как может не хватить руля высоты для балансировки самолета.

2. При уборке закрылков на малой скорости на взлете возможна просадка самолета, приводящая к значительной потере высоты.

3. При взлете на высоте 5 м необходимо смотреть за тем, чтобы второй пилот вместо шасси не убрал закрылки.

4. При заходе на посадку не забывать выпускать закрылки, так как при уменьшении скорости происходит сваливание самолета и потеря скорости.

5. При уборке закрылков в один прием при высоких температурах наружного воздуха возможна значительная просадка самолета.

6. При отклонении закрылков необходимо следить за перекладкой стабилизатора, особенно при передних центровках.

7. При уборке закрылков на взлете или уходе на второй круг при заклинивании стабилизатора возникают большие кабрирующие моменты.

Предкрылки предназначены для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета.

При выпуске предкрылков увеличивается кривизна крыла и его площадь. Поток воздуха, проходя через щель между предкрылком и крылом с $\alpha_{кр} = 13-14^\circ$, увеличивает скорость обтекания верхней поверхности крыла, что, в свою очередь, увеличивает разность давления над крылом и под ним, а следовательно, $C_{y\ max}$ на 0,2-0,25; сдвиг готового сорваться потока с верхней части крыла увеличивает $\alpha_{кр}$ на 2-3°. За счет увеличения $\alpha_{кр}$ и $C_{y\ max}$ уменьшается скорость сваливания на 15...20 км/ч.

Интерцепторы необходимы при выполнении снижения. Для увеличения лобового сопротивления, увеличения угла снижения и вертикальной

скорости выпускаются средние интерцепторы. Для обеспечения заданной траектории снижения они выпускаются на любой высоте. На пробеге для уменьшения подъемной силы и увеличения лобового сопротивления выпускаются интерцепторы внутренние и средние. Их выпуск сокращает длину пробега на 20-25 %.

Таблица 1

Зависимость аэродинамических характеристик от положения механизации

Положение механизации	$\alpha_{кр}$, град	$C_{y\max}$	α_0 , град	$C_{x\min}$	$\alpha_{нв}$, град	K_{\max}	$V_{св}$, км/ч $m=90$ т	$V_{пр\min}$, км/ч
Механизация убрана	21	1,3	+2,7	0,023	9,4	16,5	283	350
Шасси выпущено, $\delta_3 = 28^\circ$	21	1,3	+2,7	0,038	10,5	11,5	283	350
Шасси выпущено, $\delta_{пр}, \delta_d = 45^\circ$	18,2	1,92	-3,6	0,132	10,6	7	238	270
Шасси выпущено, $\delta_{пр}$	17,8	2,15	-6,6	0,238	11,6	5,6	220	285

2.4. Влияние числа М на аэродинамические характеристики самолета

При значениях числа $M > 0,4$ сказывается влияние сжимаемости воздуха. Это приводит к увеличению C_y и C_x при любом значении угла атаки, поэтому $C_y = f(\alpha)$ увеличивается, а лобовое сопротивление X или $C_x = f(C_y)$ увеличивается быстрее, что приводит к падению аэродинамического качества. Ввиду больших скоростей обтекания срыв потока происходит раньше, что уменьшает $\alpha_{кр}$ и максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y\max}$.

Уменьшение $\alpha_{кр}$ и $C_{y\max}$ приводит к более раннему срыву потока с крыла (см. рис. 4) на больших значениях числа М полета при энергичном взятии штурвала на себя или при попадании в восходящие потоки воздуха (при $M = 0,9$, $K_{\max} = 10$, $\alpha_{кр} = 12$, $C_{y\max} = 0,9$).

2.5. Влияние поверхности земли на аэродинамические характеристики

Самолет Ту-154М имеет нижнее расположение крыла и отклоненные под углом 45° закрылки, поэтому в процессе выравнивания и выдерживания под крылом образуется воздушная подушка. Повышение давления под крылом и увеличение разрежения над крылом увеличивает разность давления над крылом и под ним.

При движении крыла у земли скос потока, вызванный движением крыла, значительно уменьшается. Следовательно, уменьшается индуктивное сопротивление, а аэродинамическое качество увеличивается.

Ввиду появления воздушной подушки под крылом не следует гасить скорость в процессе выравнивания и выдерживания на 25-30 км/ч, так как это увеличивает стадию выравнивания и выдерживания, а значит и всю посадочную дистанцию.

Влияние близости земли (рис. 7 (4')) приводит:

- к уменьшению V_y и n_y в момент касания, т.е. приводит к более мягкой посадке;
- к увеличению воздушного потока, что усложняет расчет на посадку;
- к уменьшению посадочных углов атаки и тангажа, что улучшает обзор, способствует безопасности посадки.

2.6. Особенности аэродинамических и экономических характеристик самолета Ту-154М

При создании пассажирского самолета стоит задача достижения не только хороших летно-технических характеристик, но и высоких экономических показателей, в основном – снижения стоимости летного часа, что, в свою очередь, приводит к снижению себестоимости тонна-километра и пассажиро-километра. Себестоимость летного часа зависит от часового расхода топлива, а часовой расход топлива –

от аэродинамического качества и удельного расхода топлива. Следовательно, чтобы уменьшить часовой расход топлива, нужно увеличить аэродинамическое качество самолета и уменьшить удельный расход топлива.

С этой целью на самолете Ту-154М произведены значительные усовершенствования:

- созданы заново теоретические обводы и каркас заборника среднего двигателя, форкиля, верхней части фюзеляжа в районе шпангоутов 67-72 канала среднего двигателя, хвостовой части фюзеляжа от шпангоута 74 до конца фюзеляжа, боковых мотогондол и пилонов;

- внутренние закрылки установлены в теоретический контур крыла, т.е. устранено их зависание 2° ;

- создан новый зализ крыла с фюзеляжем;

- изменена геометрия хвостовых частей балок закрылков;

- выполнена герметизация и перекрытие щелей на крыле;

- повышено качество внешней поверхности самолета, что достигнуто применением штампованной конструкции с минимальным количеством крепежа;

- изменено место установки ВСУ и ее отверстие выхлопа.

Кроме того, на самолете изменены:

- высотная система;

- система управления двигателями;

- система запуска двигателей и система контроля за их работой;

- топливная и масляная системы;

- противопожарная система;

- гидросистема и система наддува баков;

- система электроснабжения.

Повысилась производительность по сравнению с самолетом Ту-154Б при одинаковом расходе топлива. При расходуемом топливе 32 т дальность возросла с 5000 до 5850 км, а производительность из-за роста

коммерческой загрузки – с 35 000 до 52 650 т/км, т.е. на 50 %. При расходе топлива 21 т дальность возросла с 3000 до 3700 км, а производительность увеличилась на 37 %, т.е. с 54 000 до 74 000 т/км.

Самолет Ту-154М берет коммерческую загрузку 18 т до расстояния 3500 км, Ту-154Б – лишь до 2800 км.

В результате проведенных экономических расчетов выявлено, что при условии выпуска 200 новых самолетов Ту-154М экономия топлива составит 7 миллионов тонн.

Таким образом, самолет Ту-154М имеет ряд преимуществ по сравнению с самолетом Ту-154Б, а именно:

- снизился удельный расход топлива на единицу транспортной продукции (тонна-километр и пассажиро-километр). При полетах на дальность менее 3000 км удельный расход топлива ниже на 16–20 %, при полетах на дальность 3500...4000 км ниже на 35–40 %. Расход топлива на тонна-километр составляет 268 г и на пассажиро-километр 28,7 г;

- улучшились аэродинамические формы агрегатов и отдельных участков поверхности;

- повысилась надежность конструкции и работы оборудования;

- улучшилась компоновка оборудования в хвостовой части фюзеляжа;

- улучшилась продольная управляемость.

Крыло самолета Ту-154М отличается следующими конструктивными особенностями:

- съемный носок № 1 центроплана выполнен с новыми теоретическими контурами в результате изменения зализа крыла с фюзеляжем;

- по обоим бортам гондол шасси имеются зализы, которые на верхней поверхности крыла перекрывают щели между гондолой шасси, закрылками и интерцепторами;

- удлинены обтекатели балок внутренних и внешних закрылков;

- внутренние закрылки в убранном положении вписаны в теоретический контур крыла;
- в убранном положении средняя часть и хвостовик закрылков находятся в нулевом положении относительно строительной плоскости крыла;
- для обеспечения нулевого положения закрылков в подъемниках закрылков увеличена длина рабочей части винта.

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА

3.1. Сила тяги и удельный расход топлива

Силовая установка самолета Ту-154М состоит из трех реактивных двигателей Д-30 КУ-154, которые на взлетном режиме при скорости, равной нулю, дают силу тяги, равную 31 500 кг (315 000 Н). Сила тяги двигателя находится в зависимости от расхода воздуха и соотношения скорости истечения газа и скорости полета самолета:

$$P = G_B(W - V)/g,$$

где W – скорость истечения газа из реактивного сопла ($W = 400$ м/с);

G_B – расход воздуха в секунду ($G_B = 260$ кг/с).

Часовой расход топлива в килограммах, необходимый для получения одного килограмма силы тяги двигателя в 1 ч, называется удельным расходом топлива

$$C_{уд} = \frac{G_{\text{топл. в ч}}}{P_{\text{дв}}} \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{топл}}{1 \text{ Н} / \text{ч}} \right).$$

Для сокращения длины пробега первый и третий двигатели имеют реверс тяги (38 000 Н при $V = 0$). Он включается сразу после приземления и выключается на скорости 130...120 км/ч. На скорости 70...60 км/ч реверсивное устройство переключается на прямую тягу.

3.2. Зависимость силы тяги и удельного расхода топлива от частоты вращения ротора двигателя, скорости и высоты полета самолета

Зависимость силы тяги, удельного расхода топлива, температуры газов перед турбиной от частоты вращения ротора называется дроссельной характеристикой двигателя (табл. 2, 3).

При увеличении режима работы двигателей больше подается топлива в камеру сгорания, растут частота вращения ротора двигателя, расход воздуха, скорость истечения газа, это приводит к увеличению силы тяги. Удельный расход топлива будет минимальным на режиме 0,85 % номинального, так как именно на него рассчитан двигатель.

Зависимость силы тяги и удельного расхода топлива от скорости полета самолета называется скоростной характеристикой двигателя. При увеличении скорости полета расход воздуха через двигатель растет, но скорость полета самолета догоняет скорость истечения газа из реактивного сопла, это приводит к непрерывному уменьшению силы тяги двигателя (рис. 8).

Зависимость силы тяги и удельного расхода топлива от высоты полета называется высотной характеристикой двигателя. При увеличении высоты полета уменьшается наружное давление, а значит и расход воздуха. Это приводит к уменьшению силы тяги двигателя. Удельный расход топлива с подъемом на высоту уменьшается вследствие увеличения степени сжатия двигателя, а значит, роста коэффициента полезного действия двигателя (рис. 9, 10).

При уменьшении температуры наружного воздуха, ниже +40 °С сила тяги двигателя увеличивается. При температуре наружного воздуха +30 °С дозирующая игла насоса регулятора становится на упор, и несмотря на рост расхода воздуха, сила тяги увеличивается незначительно в результате падения частоты вращения ротора двигателя.

При уменьшении наружного давления на 200 мм рт.ст. вследствие уменьшения расхода воздуха сила тяги двигателя уменьшается на 3-4 %. Степень сжатия компрессора не изменяется, так как давление падает по всему тракту двигателя.

Таблица 2

Наземные режимы работы двигателя Д-30 КУ ($P_n = 760$ мм рт.ст., $t = +15$ °С, $H = 0$)

Режим работы	Частота вращения, об/мин		Средняя температура газов за турбиной, °С	Сила тяги, кН	Удельный расход топлива, $\frac{\text{кг.топл}}{1 \frac{\text{Н}}{\text{ч}}}$
	КНД	КВД			
Взлетный	85,5-88,0 4660±75	94,5-96,0 10420 ⁺⁵⁰ ₋₁₀₀	595 не более	105±1%	0,0498
Номинальный	82,0-85,0 4490±75	93,0-95,0 10230±100	575 не более	95-2%	0,0492
0,9 ном.	78,5-81,5 4310±75	91,5-93,5 10060±100	545 для сведения	88,5-2%	0,049
0,7 ном.	71,0-74,0 3900±75	87,5-90,0 9690 ⁺¹⁰⁰ ₋₁₅₀	505 для сведения	66,5-2%	0,0489
0,6 ном.	67,0-70,0 3680±75	85,5-88,0 9470 ⁺¹⁰⁰ ₋₁₅₀	485	57-2%	полученное значение
0,42 ном. Посадочный малый газ	57,5-60,5 3170±75	81,0-83,5 8970 ⁺¹⁰⁰ ₋₁₅₀	445	40-2%	полученное значение
Малый газ	30 1600 для сведения	59,5-61,5 6600±100	465	9,4 не более	часовой расход 800 кг/ч

Таблица 3

Высотные режимы работы двигателя ($H = 11$ км, $M = 0,8$, СА)

Режим работы	Частота вращения, об/мин		Средняя темп. газов за турб., °С	Сила тяги, кН	Удельн. расход топлива, $\frac{\text{кг.топл}}{1 \frac{\text{Н}}{\text{ч}}}$
	КНД	КВД			
Взлетный	93,5-95,0 5060+50	95,5-97,5 10550 ⁺⁵⁰ ₋₁₅₀	585 не более	32-2%	0,073
Номинальный	88,0-90,5 4800±75	93,0-95,0 10230±100	540 не более	29,2-2%	0,0715
0,9 ном.	85,5-88,0 4670±75	91,5-93,5 10060±100	510 не более	27,5-2%	0,071
0,7 ном.	79,5-82,5 4360±75	87,5-90,0 9690 ⁺¹⁰⁰ ₋₁₅₀	470	22,9-2%	0,0715
0,6 ном.	76,0-79,0 4170±75	85,5-88,0 9470 ⁺¹⁰⁰ ₋₁₅₀	440	19,7-2%	0,0725
0,42 ном. По- садочный малый газ	68,0-70,5 3720±75	81,0-83,5 8970	380	12,5-2%	0,077
Малый газ	63,0 3400	78,0 84,60	365	8,75	часов расход 800 кг/ч

Таким образом, установка на самолете Ту-154М двигателя Д-30 КУ-154 вместо двигателя НК-8-2У (на самолете Ту-154Б) дает следующие преимущества:

1. За счет уменьшения удельного расхода топлива (при значении числа $M = 0,8$ на высоте 11 000 м) при крейсерском режиме работы двигателей с 0,077 до $0,07 \frac{\text{кг топл}}{1\text{Н/ч}}$ снижается и часовой расход топлива.
2. За счет большего качества и меньшего удельного расхода топлива уменьшается часовой, а следовательно, и километровый расход топлива. При той же заправке топлива дальность полета самолета увеличивается на 20 %.
3. За счет меньших скоростей истечения газа из реактивного сопла снижается шум работающего двигателя.

4. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Для осуществления горизонтального полета подъемная сила должна уравнивать силу тяжести самолета, а сила тяги силовой установки – лобовое сопротивление самолета (рис. 11).

4.1. Кривые потребных и располагаемых значений силы тяги

Правая точка пересечения кривых потребных и располагаемых значений силы тяги дает угол атаки 4° , которому соответствует максимальная скорость полета у земли 850 км/ч (рис. 12). Самолет Ту-154М имеет максимальную приборную скорость 600 км/ч, которую нельзя превышать в горизонтальном полете и снижении с высоты 7000 до 0 м. Ей соответствует $q = 17,4 \text{ кН/м}^2$. Скорость $V_{\text{пр}} = 550 \text{ км/ч}$ соответствует максимальной вертикальной скорости, так как именно на ней произведение $\Delta P V$ максимальное. Касательная, параллельная оси скоростей, дает значение наивыгоднейшей скорости $V_{\text{нв}} = 435 \text{ км/ч}$, $\alpha = 9,4^\circ$, $K_{\text{max}} = 16,5$, на которой самый большой угол набора высоты и минимальные часовые расходы топлива.

Из соображений устойчивости и управляемости выбраны практически минимальные скорости полета при $m = 100$ т, $V_{пр} = 385$ км/ч, $\alpha \approx 13^\circ$ (табл. 4).

Таблица 4

**Практически минимальные скорости полета
в зависимости от массы самолета и угла выпуска механизации**

$m, \text{ т}$	$\delta = 0, H < 5000 \text{ м}$	$\delta = 0, H > 5000 \text{ м}$	$\delta_3 = 28^\circ$	$\delta_3 = 45^\circ$
98...100	385	400	285	300
90	365	380	270	285
80	345	360	250	270
70	325	340	235	250
60	300	320	220	235

Критическому углу атаки 21° соответствуют скорости сваливания. Перед сваливанием благодаря мерам по затягиванию концевого срыва возникает предупредительная тряска. Скорости сваливания в зависимости от массы самолета и угла выпуска механизации приведены в табл. 5.

Таблица 5

**Скорости сваливания в зависимости от массы самолета и
угла выпуска механизации**

$m, \text{ т}$	$\delta_3 = 0^\circ$	$\delta_3 = 28^\circ$	$\delta_3 = 45^\circ$
98...100	295... 300	245	230
90	283	235	220
85	275	226	215
80	268	220	207
75	260	212	200
70	250	205	195
60	230	185	180

Все скорости горизонтального полета делятся на два режима, границей которых является скорость 435 км/ч, а при меньших массах скорость меньшая (табл. 6).

4.2. Влияние массы и высоты на летные данные самолета

Для выполнения горизонтального полета с меньшей силой тяжести необходима меньшая подъемная сила, а значит при полете с тем же углом атаки необходима меньшая скорость, а для получения меньшей скорости нужна меньшая сила тяги $P = G/K$ (рис. 13).

Это приводит к уменьшению минимальной и наивыгоднейшей скоростей, к увеличению избытка тяги и максимальной скорости (см. табл. 6).

Таблица 6

Влияние массы на летные характеристики

m , т	$V_{св}$, км/ч	$V_{\text{прак.мин}}$, км/ч	$V_{нв}$, км/ч	V_{max} , км/ч	ΔP , кг
100	300	385	435	830	
90	283	365	415	840	15300
80	265	345	390	850	16600

При выполнении горизонтального полета на большей высоте с тем же углом атаки нужна большая истинная скорость, а для ее получения нужна та же тяга $P = -G/K$ (рис. 14). Такой характер уменьшения значений потребной и располагаемой тяг приводит к увеличению максимальной и минимальной скоростей, уменьшению избытка тяги, угла набора, вертикальной скорости (рис. 14, 15).

4.3. Дальность и продолжительность полета самолета Ту-154М

Наивыгоднейшая крейсерская высота полета составляет 11 000...12 000 м. При дальности полета менее 3000 км наивыгоднейшим при максимальной коммерческой загрузке является максимальный крейсерский режим, выполняемый на предельной скорости $V_{ис} = 900$ км/ч, $V_{пр} = 528$ км/ч, $M = 0,85$ при $m_T = 33\,150$ кг, $L = 4800...5400$ км.

При дальности полета более 3500–3000 км наивыгоднейшим является режим максимальной дальности (МД), выполняемый на скорости

$$V_{ис} = 850 \text{ км/ч}, V_{пр} = 500 \text{ км/ч}, M = 0,8, m_T = 33\,150 \text{ кг};$$

$L = 4900 \dots 5400$ км. При $m_T = 39\,750$ кг, $M = 0,8$;

$L_{пр} = 6500 - 7000$ км; АНЗ = 6000 кг.

Эти режимы в зависимости от высоты ограничены скоростью

$V_{пр} = 575$ км/ч (до $H \leq 10\,300$ м) и числом $M = 0,86$ ($H > 10\,300$ м).

Значения истинной скорости полета, потребной частоты вращения роторов двигателей определяются по графикам РЛЭ.

При регулярной эксплуатации самолета на линиях наивыгоднейший с точки зрения экономии режим крейсерского полета определяется минимальным соотношением эшелона и скорости, значения числа M полета с протяженностью маршрута и коммерческой загрузкой (табличные значения числа M по РЛЭ).

4.4. Преимущества полета на большой высоте

При выполнении полета на большой высоте с углом атаки $9,4^\circ$ потребная сила тяги нужна одна и та же. А удельный расход топлива с подъемом на высоту уменьшается ввиду уменьшения температуры наружного воздуха и, следовательно, роста степени сжатия компрессора, а также вследствие того, что на большой высоте двигатель не надо дросселировать при той же приборной скорости

$$C_K^\downarrow = C_{уд}^\downarrow P.$$

Километровый расход топлива на большей высоте меньше в результате меньшего часового расхода и большей скорости полета при той же приборной скорости:

$$\downarrow C_K = C_h^\downarrow / V \uparrow.$$

4.5. Полет на минимальных и максимальных скоростях

На всех этапах полета не допускается уменьшение приборной скорости ниже значений, указанных в табл. 4 для соответствующих конфигураций самолета. В случае непреднамеренного снижения скорости ниже минимальной на 10-15 км/ч срабатывает сигнализация автомата АУАСП. В случае срабатывания сигнализации следует немедленно принять меры для увеличения скорости. В полете как с убранными, так и с выпущенными закрылками на разрешенных малых скоростях тряска самолета отсутствует, никаких особенностей в поведении самолета не наблюдается.

Снижение скорости полета до минимально допустимой сигнализируется:

- непрерывным звучанием громкоговорителя;
- загоранием светосигнального табло « $L_{кр}$ »;
- загоранием красного светосигнализатора на приборе АУАСП.

В этом случае командир ВС обязан принять все меры для уменьшения угла атаки и увеличения скорости полета.

Выполнение маневра на скоростях, близких к минимальным, требует от пилота повышенного внимания. Маневр выполняется при скоростях более 340 км/ч и величине углов крена до 30°.

В случае увеличения значения числа M (более 0,86) необходимо уменьшить его путем дросселирования двигателей.

Усилия на колонке штурвала от руля высоты в процессе разгона изменяются незначительно и должны сниматься триммированием до нулевых значений. Максимальная приборная скорость по прочности $V_{пр} = 600$ км/ч с высоты 0 до 7000 м, с 7000 до 10 300 м $V_{пр} = 575$ км/ч, выше 10 300 м следует ограничение по числу $M = 0,86$ из соображений устойчивости и управляемости самолета (рис. 15, 16).

4.6. Порядок выполнения полета

Горизонтальный полет рекомендуется производить на скоростях режима МД. Не допускается производить горизонтальный полет:

- на скоростях больше, чем максимальная эксплуатационная скорость;
- на скоростях меньше, чем минимальная безопасная скорость полета по маршруту;
- на высотах выше максимальной высоты полета в зависимости от полетной массы самолета;
- на потребном режиме работы двигателя выше номинального.

Режим горизонтального полета устанавливать по заданному числу М или по заданной скорости подбором необходимого режима работы двигателей (табл. 7).

При регулярной эксплуатации самолета на линиях наивыгоднейший с точки зрения экономии режим крейсерского полета определяется оптимальным сочетанием эшелона и скорости (значения числа М) с протяженностью маршрута и коммерческой загрузкой.

Режим МД выполняется на скоростях, обеспечивающих максимальное значение удельной дальности (рис. 17).

Таблица 7

**Значения числа М горизонтального полета
в зависимости от высоты и полетной массы самолета**

Высота, м	Масса, т						
	98...84	94...90	90...86	86...82	82...78	78...74	74...70
11 600	-	0,83	0,825	0,825	0,825	0,82	0,82
11 100	0,825	0,825	0,82	0,82	0,82	0,815	0,815
10 600	0,82	0,835	0,815	0,815	0,815	0,815	0,815
10 100	0,83	0,83	0,82	0,81	0,81	0,8	0,79

Режим $M_{кр}$ рекомендуется выполнять на скоростях, близких к максимальным эксплуатационным, на высотах от 7000 м и выше $V_{пр} = 575$ км/ч, с переходом числа $M = 0,85$.

В зависимости от дальности полета рекомендуется полет выполнять на эшелонах, обеспечивающих минимальный расход топлива на полет и минимальное время полета (табл. 8).

Таблица 8

Наивыгоднейшие высоты эшелонов в зависимости от дальности полета

Дальность, км	Высота эшелона, м	
	курс 0-179°	курс 180-359°
200	5700	6000
300	8100	7800
400	9100	8600
500	10 100	10 600
600...1500	11 100	11 600
1600...3300	11 100–12 100	10 600–11 600
3400 и более	11 100–12 100	10 600–11 600

Рекомендуется выполнять ступенчатый профиль полета по согласованию с УВД, при достижении полетной массы 85 т занимать высоту 12 100 м (если до конца маршрута остается не менее 400 км).

Разрешается занимать больший эшелон в пределах ограничений по предельным высотам, если позволяют температура наружного воздуха и полетная масса.

4.7. Удельная дальность

В Руководстве по летной эксплуатации для определения значения числа M и истинной скорости, обеспечивающих максимальную дальность в зависимости от массы самолета и высоты полета, имеются специальные номограммы.

На оси ординат читаем $l_{уд} = 0,19$ км/кг, а в точке касания $n_{вд} = 0,88$ %. Из точки касания проводим вертикаль на ось числа M и истинной скорости. Определяем величину числа $M = 0,81$ и истинную скорость 860 км/ч, $H = 11\ 400$ м.

Километровый расход топлива $C_{\text{км}} = \frac{1}{l_{\text{уд}}} = \frac{1}{0,19} = 5,26$ кг/км.

Часовой расход при $V_{\text{ис}} = 860$ км/ч равен

$$C_h = C_{\text{км}} V = 5,26 \cdot 860 = 4500 \text{ кг.}$$

При полете с числом $M = 0,86$ на $H = 11\ 1400$ м $l_{\text{уд}} = 0,165$ км/кг,

$C_{\text{км}} = \frac{1}{l_{\text{уд}}} = 6,05$ кг/км. Часовой расход при $V_{\text{ис}} = 950$ км/ч равен

$$C_h = C_{\text{км}} V = 6,05 \cdot 950 = 5750 \text{ кг.}$$

При полете на $H = 12\ 000$ м и тех же условиях:

$l_{\text{уд}} = 0,192$ км/кг, $C_{\text{км}} = 5,2$ кг/км, $C_h = 4450$ кг;

$l_{\text{уд}} = 0,167$ км/кг, $C_{\text{км}} = 6$ кг/км, $C_h = 5700$ кг.

При определении практической дальности полета учитывается не только горизонтальный полет, но набор высоты и снижение. При регулярной эксплуатации самолета рекомендуется оптимальный крейсерский режим, обеспечивающий наивыгоднейшее по себестоимости перевозок сочетание высоты полета, числа M (скорости) с дальностью полета и коммерческой загрузкой.

По удельной дальности $l_{\text{уд}}$ и дальности полета $L_{\text{экв}}$ можно определить потребное количество топлива на полет $m_T = \frac{L_{\text{экв}}}{l_{\text{уд}}}$.

По запасу топлива m и удельной дальности определяется дальность полета $L = m_T l_{\text{уд}}$.

Таким образом, для Ту-154М(Ту-154Б) за счет установки новых двигателей Д-30-КУ-154(НК-8-2У) и увеличения качества самолета снижены часовые и километровые расходы топлива и увеличена дальность полета.

На оси ординат откладывается удельная дальность полета $l_{\text{уд}}$ – величина, обратная километровому расходу топлива $C_{\text{км}}$, т.е. $l_{\text{уд}} = \frac{1}{C_{\text{км}}}$ (км/кг).

Из этого следует: чем меньше километровый расход топлива тем больше будет удельная дальность, а значит, больше дальность горизонтального полета. Для обеспечения максимальной дальности горизонтального полета необходимо знать значения числа M и истинной скорости, при которых километровый расход топлива минимальный или удельная дальность максимальная.

На оси абсцисс откладывается значение числа M и наносится сетка для определения истинной скорости полета при стандартной температуре воздуха (МСА) и для значений температуры, отличающихся от стандартной до $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ (МСА-20 $^{\circ}\text{C}$ и МСА+20 $^{\circ}\text{C}$).

Графики, построенные в этой системе координат, показывают величину удельной дальности полета $l_{уд}$ в зависимости от величины числа M и истинной скорости полета для различных значений полетной массы самолета при различной температуре воздуха. Здесь же нанесены графики потребной частоты вращения роторов двигателей для получения необходимой скорости (числа M) полета.

Допустим, что горизонтальный полет выполняется на высоте 11 600 м, масса самолета 90 т. Определить значение числа M , истинную скорость полета, удельную дальность и частоту вращения ротора двигателя, обеспечивающие максимальную дальность горизонтального полета. Максимальная дальность будет при максимальной удельной дальности полета. Для нахождения максимальной $l_{уд}$ проводим касательную параллельно оси абсцисс к кривой $l_{уд} = f(M)$ для массы 90 т.

При заправке 39 750 кг и $АНЗ = 6000$ кг дальность полета будет составлять на высоте 11 100...12 100 м при значении числа $M = 0,8$

$$L = m_T l_{уд} = 33\,750 \cdot 0,19 = 6500 \text{ км.}$$

Таким образом, для Ту-154М(Ту-154Б) при полной заправке топливом и значении числа $M = 0,8$ на высотах 11 400...12 000 м при $l_{уд} = 0,19 - 0,2$ км/кг дальность полета 6500...7000 км с $АНЗ = 6000$ кг.

Этими же графиками РЛЭ можно пользоваться и при полете на двух или одном двигателе, только в значения удельной дальности, определяемые по графикам, необходимо внести поправку:

а) при полете на высотах выше 10 800 м на двух двигателях значения удельной дальности уменьшать на 4 %;

б) при полетах на высотах менее 10 800 м на двух двигателях значения удельной дальности уменьшать на 1 %;

в) при полете на высотах менее 8000 м на двух двигателях значения удельной дальности брать без изменения;

г) при полете на одном двигателе значения удельной дальности увеличивать на 10 %, а при высоте полета менее 6000 м – на 15 %, у земли – на 25 %.

5. ВЫПОЛНЕНИЕ ВЗЛЕТА

В разделе «Выполнение взлета» используются следующие понятия:

– градиент набора высоты – тангенс угла наклона траектории набора высоты, выраженный в процентах;

– скорость принятия решения – V_1 ;

– безопасная скорость взлета, на которой при одном отказавшем двигателе самолет может быть переведен в набор высоты с углом крена без скольжения, – V_2 ;

– скорость отрыва передней опоры – $V_{отр}$;

– сбалансированная длина ВПП, или сбалансированная длина взлетной дистанции D – располагаемая длина ВПП+КПБ, на которой в случае отказа одного двигателя самолет может завершить как прерванный взлет до полной остановки, так и продолженный взлет до набора высоты 10,7 м с разгоном до скорости V_2 ;

– сбалансированная длина разбега R – располагаемая длина ВПП, на которой в случае отказа одного двигателя самолет может завершить как разбег, так и прерванный взлет;

– участок полосы свободных подходов – это часть аэродрома по курсу взлета, где нет препятствий до $H = 10,7$ м, начиная от торца ВПП.

5.1. Порядок выполнения взлета

При выполнении руления скорость выбирается в зависимости от ширины рулежной дорожки (РД), ее состояния, поверхности аэродрома, наличия препятствий.

Руление выполняется, как правило, на режиме малого газа. Максимально допустимая скорость руления по сухой рулежной дорожке до 30 км/ч, а при наличии слоя осадков до 15 км/ч.

Минимально допустимый радиус разворота равен 7 м, считая от тележки основной опоры шасси, расположенной со стороны разворота.

При минимально допустимом радиусе разворота наименьший радиус дорожки качения колес передней опоры равен 23 м.

Для разворота самолета на 180° без подтормаживания ширина ВПП должна быть 50 м, с подтормаживанием – 45 м. Для получения минимальных радиусов разворота скорость не должна превышать 10 км/ч.

На предварительном старте необходимо выпустить закрылки на 28° и убедиться, что стабилизатор занял положение -3° , а предкрылки выпущены. Взлет следует производить на взлетном режиме работы двигателей. После получения разрешения на взлет командир ВС должен подать команду «Взлетаем» и, установив колонку штурвала на $1/2$ хода вперед, удерживая самолет на тормозах, плавно увеличить режим работы двигателей.

При взлете с мокрых, обледеневших, заснеженных и покрытых слякотью ВПП надо учитывать, что самолет с помощью тормозов не удерживается на месте после вывода двигателей на взлетный режим, поэтому не

следует пытаться удерживать его тормозами. Вывод двигателей на взлетный режим после страгивания самолета с места необходимо производить в процессе разбега.

Если контрольное время разгона до скорости V истекло, а скорость V_1 еще не достигнута – прекратить взлет.

Убедившись в нормальной работе двигателей, плавно отпустить тормоза, выдерживая направление на разбеге.

Выполняется разбег с $\alpha_{кр} \approx 3^\circ$, при достижении скорости $V_R = V_{п.оп.}$ меньшей скорости отрыва на 3 %, следует энергично, но плавно увеличить угол атаки так, чтобы при достижении скорости отрыва он равнялся $\alpha_{отр} = 9 - 10^\circ$. После отрыва самолета следить, чтобы к достижению высоты 10,7 м скорость была не менее V_2 . Ввиду высоко поднятой носовой части самолета на взлете (особенно при взлете с закрылками 15°) и необходимости точно выдерживать параметры скорости и положения самолета в воздухе, взлет необходимо выполнять по приборам, начиная с момента достижения скорости $V_{п.оп.}$ и до окончания уборки механизации. После набора высоты 5 м по команде командира второй пилот должен убирать шасси. Самолет разгоняется до $V_2 + 40$ км/ч. На высоте не менее 120 м, увеличив скорость до 330 км/ч, командир должен дать команду второму пилоту убрать закрылки с 28 до 15° и на скорости 360 км/ч с 15 до 0° .

В процессе уборки закрылков скорость практически увеличивается до значения минимально допустимой (табл. 9), а при больших значениях массы до $V_{пр} = 410$ км/ч во избежание просадки самолета (табл. 10).

Таблица 9

Скорости, км/ч, при взлете с закрылками, выпущенными на 28°

Взлетная масса, т	$V_{П.СТ.}$	V_2	$V_{2П}$	V_3	
				с 28 до 15°	с 15 до 0°
80-82	230	250	275	265	330
82-84	235	255	275	270	330
84-86	235	260	280	275	335
86-88	240	260	285	275	340
88-90	240	265	290	280	345
90-92	245	270	290	285	350
92-94	250	270	295	285	350
94-96	250	275	300	290	355
96-98	255	280	300	290	360
98-100	255	280	305	295	360

Таблица 10

Скорости, км/ч, при взлете с закрылками, выпущенными на 15°

Взлетная масса, т	V_R	V_2	$V_{2П}$	V_3
80-82	250	265	290	330
82-84	250	270	290	330
84-86	255	275	295	335
86-88	260	275	300	340
88-90	260	280	305	345
90-92	265	285	305	350
92-94	265	285	310	350
94-96	270	290	315	355
96-98	275	290	315	360
98-100	275	295	320	360

$V_{П.СТ.}$ – скорость начала разгрузки передней опоры;

V_2 – безопасная скорость взлета;

$V_{2П}$ – скорость начального набора высоты со всеми работающими двигателями;

V_3 – скорость в момент начала уборки механизации;

V_4 – скорость при убранной механизации на взлете.

Приведенные скорости берутся из графиков, их рекомендуется округлять в сторону увеличения до 5 км/ч.

После уборки механизации крыла в полетное положение происходит увеличение скорости набора высоты до наивыгоднейшей ($V_{\text{нр}} = 575$ км/ч), на высоте 200 м (400 м) уменьшается режим работы двигателей до номинального.

При выполнении взлета и посадки в зависимости от центровки и угла отклонения закрылков стабилизатор устанавливается в различные положения (табл. 11).

Таблица 11

Положение стабилизатора, зависящее от центровки

Конфигурация самолета	Угол отклонения закрылков, град	Положение предкрылков	Центровка самолета, %САХ		
			18-24	24-32	32-40
			Положение задатчика		
			П	С	З
Согласованное положение стабилизатора					
Полетная	0	убраны	0	0	0
Взлетная	15; 28	выпущены	3	1,5	0
Посадочная	36; 45	выпущены	5,5	3	0

5.2. Скорость отрыва, длина разбега и факторы, влияющие на них

В момент отрыва подъемная сила самолета практически равна силе

тяжести: $Y = C_y S \frac{\rho V^2}{2} = G.$

Отсюда скорость отрыва равна

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G}{C_y S \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1000000}{1,255 \cdot 201 \cdot 1,3}} = 79 \text{ м/с} \approx 280 \text{ км/ч};$$

$$L_P = V_{\text{отр}}^2 / 2j_{\text{ср}},$$

где $j_{\text{ср}} = \frac{P - (F_{\text{тр}} + X)}{G} g$; $F_{\text{тр}} = f(G - Y)$; $f = 0,02$ – коэффициент трения качения. На величину длины разбега влияют эксплуатационные факторы (рис. 19).

Плотность воздуха. При уменьшении давления на 20 мм рт.ст. сила тяги двигателя уменьшается, истинная скорость отрыва увеличивается, $L_{\text{разб}}$ увеличивается на 5 %. При увеличении температуры воздуха на 15 °С вследствие уменьшения тяги и увеличения истинной скорости отрыва длина разбега больше на 4-5 %.

Взлетная масса. При увеличении ее на 1 т вследствие роста приборной скорости отрыва на 2 км/ч длина разбега увеличивается.

Ветер. При встречном ветре 5 м/с в результате уменьшения путевой скорости отрыва длина разбега меньше на 12-13 %.

Уклон ВПП. При уклоне 0,01 длина разбега изменяется на 7 %. Изменение аэродинамических характеристик представлено на рис. 17.

5.3. Расчет максимально допустимой взлетной массы и скоростей на взлете

Критериями, определяющими допустимую взлетную массу, из условия обеспечения безопасности при отказе двигателя на разбеге являются:

– нормируемый полный градиент набора высоты 2,4 % на 2-м участке взлета, где закрылки выпущены, шасси убрано, режим двух работающих двигателей взлетный (см. рис. 19);

– достаточность располагаемой длины аэродрома для завершения разбега так же, как и для продолженного и прерванного взлета.

Исходя из этих критериев и определяется максимально допустимая взлетная масса, одновременно удовлетворяющая указанным требованиям, т.е. наименьшая из масс, полученных при проведении расчета.

Для расчета максимально допустимой взлетной массы самолета необходимы следующие данные:

- располагаемая длина разбега (ВПП-50м);
- располагаемая длина прерванного взлета (ВПП+КПБ-50м);

- располагаемая длина продолженного взлета (ВПП+СЗ-50м);
- продольный уклон аэродрома (%);
- температура на аэродроме (°С);
- продольная составляющая скорости ветра (м/с);
- атмосферное давление на аэродроме, выраженное в ед. высоты;
- линия ограничения препятствий (высота и удаление);
- состояние поверхности ВПП (коэффициент сцепления, вид и толщина атмосферных осадков);
- схема отворота от препятствий на участке начального набора высоты.

Взлетные характеристики самолета Ту-154М (Ту-154Б) рассчитываются по следующим номограммам:

- скорости на взлете с закрылками, отклоненными на 28° ;
- скорости на взлете с закрылками, отклоненными на 15° ;
- скорость при убранной механизации на взлете V_4 ;
- перевод относительной скорости принятия решения V_1/V_R в скорость принятия решения V_1 ;
- максимально допустимая взлетная масса самолета, ограниченная располагаемыми длинами аэродрома, угол отклонения закрылков на взлете и относительная скорость принятия решения V_1/V_R ;
- максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета, ограниченная наличием препятствий;
- в зависимости от удаления препятствия от точки старта;
- в зависимости от удаления от конца взлетной дистанции;
- взлетная масса самолета в зависимости от приведенной взлетной массы, высоты расположения и температуры воздуха на аэродроме;
- расчетная располагаемая дистанция разбега и продолженного взлета при наличии слоя осадков на ВПП;

- расчетная располагаемая дистанция прерванного взлета при наличии слоя осадков на ВПП;
- потребная взлетная дистанция при всех работающих двигателях с закрылками, выпущенными на 28° и 15° ;
- потребная длина разбега со всеми работающими двигателями с закрылками, выпущенными на 28° и 15° ;
- полные градиенты набора высоты при взлете на отдельных участках полета;
- контрольное время разгона самолета от момента старта до момента достижения скорости принятия решения V_1 .

Для самолета Ту-154М (Ту-154Б) максимально допустимая взлетная масса во всех ожидаемых условиях эксплуатации определяется по фактическим метеорологическим условиям (температура воздуха, давление на аэродроме, уклон ВПП, направление и скорость ветра, коэффициент сцепления, наличие препятствий) в зависимости от располагаемой длины ВПП на аэродроме взлета, с учетом состояния ВПП.

При подготовке экипажа к полету расчеты значений максимально допустимой взлетной массы самолета для основных эксплуатационных условий берутся из табл. 12 и 13.

Эти таблицы (с учетом $L_{\text{КПБ}} = 400$ м) и таблицы (при отсутствии КПБ), составленные с учетом зависимости от давления, температуры воздуха и расчетной располагаемой взлетной дистанции на аэродроме вылета при коэффициенте сцепления $\geq 0,5$ и отсутствии слоя осадков, позволяют определить максимальную взлетную массу, скорость принятия решения V_1 , угол отклонения закрылков на взлете. Предварительно определяется расчетная располагаемая взлетная длина ВПП в зависимости от направления и скорости.

Таблица 12

Зависимость максимально допустимой взлетной массы и скорости принятия решения (V_1) от высоты расположения аэродрома и температуры

Расчетная ВПП, м		2100	2300	2500	2700	2900	3100	3300	3500	3700	3900
$H_{\text{аэр}}$, м	$t_{\text{аэр}}$, °С	Максимальная взлетная масса, т; скорость V_1 , км/ч									
0	0	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
		245	245	245	245	245	245	245	245	245	245
	15	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
		240	245	245	245	245	245	245	245	245	245
	30	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
	235	240	245	245	245	245	245	245	245	245	245
	45	93,7	97,8	100	100	100	100	100	100	100	100
		225	230	235	245	245	245	245	245	245	245
200	0	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
		240	245	245	245	245	245	245	245	245	245
	15	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
		240	245	245	245	245	245	245	245	245	245
	30	99,4	100	100	100	100	100	100	100	100	100
	230	240	245	245	245	245	245	245	245	245	
	45	91,3	95,2	98,8	100	100	100	100	100	100	100
		220	230	234	240	240	245	245	245	245	245
400	0	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
		240	245	245	245	245	245	245	245	245	245
	15	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
		235	245	245	245	245	245	245	245	245	245
	30	97,1	100	100	100	100	100	100	100	100	100
	230	235	245	245	245	245	245	245	245	245	
	45	91,6	95,6	99,1	100	100	100	100	100	100	100
		220	230	235	245	245	245	245	245	245	245

Таблица 13

Зависимость расчетной располагаемой взлетной длины ВПП, м, от параметров ветра

Располагаемая длина ВПП, м	Направление ветра				
	попутный	встречный			
		Скорость ветра, м/с			
	5	5	10	15	20
2000	1990	2365	2735	3100	3475
2200	2085	2585	2985	3115	3765
2400	2275	2810	3255	3685	3645
2600	2465	3060	3505	3945	4410
2800	2650	3260	3775	4225	4710
3000	2855	3500	4015	4515	5015
3200	3045	3720	4254	4790	5305
3400	3240	3940	4474	5015	5545
3600	3430	4170	4755	5325	5910
3800	3615	4370	4965	5570	6175
4000	3820	4600	5205	5845	6380

Порядок расчета максимально допустимой взлетной массы и скоростей на взлете

На взлете определяются:

- максимально допустимая приведенная взлетная масса, ограниченная длинами ВПП аэродрома;
- угол отклонения закрылков на взлете и относительная скорость принятия решения V_1/V_R .

1. Через поле графика проводятся вертикальная и горизонтальная секущие линии, соответствующие расчетным располагаемым длинам продолженного взлета (с учетом предельного ветра, уклона ВПП и наличия слоя осадков) и прерванного взлета (с учетом предельного ветра и состояния ВПП). В точке пересечения секущих определяется максимально допустимая приведенная масса, относительная скорость принятия решения и потребный для взлета угол отклонения закрылков (табл. 14).

Если горизонтальная и вертикальная секущие линии пересекаются за пределами сетки графика (т.е. правее значения $V_1/V_R = 1$), то значение максимально допустимой приведенной массы определяется на пересечении горизонтальной секущей с линией $V_1/V_R = 1$.

При определении максимально допустимой взлетной массы, ограниченной располагаемыми длинами разбега и прерванного взлета, при проведении горизонтальной секущей должна быть учтена поправка в правой части номограммы.

Меньшая из полученных масс принимается за максимально допустимую, ограниченную длинами ВПП аэродрома. Угол отклонения закрылков и отношение V_1/V_R принимаются соответствующими выбранной максимально допустимой массе.

2. Максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета, ограниченная наличием препятствия по курсу взлета, определяется по

номограмме РЛЭ в зависимости от высоты препятствий над уровнем аэродрома и удаления препятствия от точки старта.

3. Максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета для рассчитанной приведенной взлетной массы в зависимости от высоты расположения аэродрома и температуры определяется РЛЭ.

4. Потребный для взлета угол отклонения закрылков и относительная скорость принятия решения V_1/V_R , если фактическая взлетная масса меньше максимально допустимой, определяются следующим образом.

По номограмме РЛЭ для фактической взлетной массы самолета, высоты расположения аэродрома и температуры воздуха на аэродроме определяется приведенная масса самолета.

Далее по номограмме проводится вертикальная секущая линия, соответствующая расчетной располагаемой дистанции продолженного взлета (с учетом продольной составляющей скорости ветра и состояния ВПП). В точке пересечения вертикальной секущей с линией, соответствующей полученной приведенной массе, определяется угол отклонения закрылков при взлете и относительная скорость принятия решения V_1/V_R .

Таблица 14

Качественное соответствие между состоянием ВПП и средними коэффициентами сцепления

Состояние поверхности ВПП	Коэффициент сцепления (средний)
Расчищенная, сухая, влажная	0,5
Мокрая (включая наличие луж)	0,45
Сухой снег (местами расчищено)	0,45
Утрамбованный снег	0,4
Мерзлый снег со льдом	0,4
Мокрый снег, слякоть (местами расчищено)	0,35
Иней или изморось (толщина слоя не более 1 мм)	0,35
Лед (местами расчищено)	0,3

5.4. Особенности взлета при боковом ветре

Максимально допустимые составляющие скорости ветра под углом 90° для сухой ВПП:

- боковая 17 м/с;
- попутная 10 м/с;
- встречная 30 м/с.

Ниже приводится зависимость бокового ветра от коэффициента сцепления (табл. 15) при толщине слоя осадков до 3 мм.

Таблица 15

Зависимость бокового ветра от коэффициента сцепления

μ	0,7	0,6	0,55	0,5	0,45	0,4	0,35	0,3
U , м/с	17	17	17	17	14	11	8	5

При взлете с боковым ветром самолет кренится на подветренное полукрыло за счет разности углов стреловидности, затенения подветренного полукрыла фюзеляжем, за счет силы Z_β , приложенной к фюзеляжу. А разворачивается за счет разности лобовых сопротивлений полукрыльев и силы Z_β , возникающей на фюзеляже за счет того, что площадь задней части фюзеляжа и киля больше площади передней части фюзеляжа (рис. 20).

Разбег выполняется с отклоненным от себя штурвалом, выдерживание направления на разбеге – отклонением педалей. При достижении на разбеге скорости подъема передней опоры шасси одновременно с движением колонки штурвала на себя устанавливаются педали в нейтральное положение. В этом случае отрыв самолета происходит с упреждением курса против ветра.

В момент отрыва и после отрыва возможно кренение самолета (вследствие порыва ветра), которое парируется соответствующим отклонением штурвала. Направление полета после отрыва самолета и в наборе высоты выдерживается упреждением курса против ветра.

5.5. Взлет с уменьшением шума на местности

После отрыва в процессе уборки шасси самолет набирает скорость $V_2 + 20$ км/ч. Дальнейший набор высоты производится на постоянной скорости $V_2 + 20$ км/ч при взлетном режиме работы двигателей. На высоте не менее 200 м двигатели дросселируются до режима, обеспечивающего вертикальную скорость 3-4 м/с. После набора высоты 900 м режим работы двигателей увеличивается до номинального. В процессе разгона самолета (на приборной скорости по прибору 330-340 км/ч) убираются закрылки, и самолет достигает скорости набора. Если оговорена величина уровня шума, то необходимо рассчитать по графикам РЛЭ высоту начала дросселирования и частоту вращения роторов двигателей. В отдельных случаях с целью дополнительного снижения шума допускается выполнение разворотов в сторону от населенных пунктов на высоте не менее 100 м над уровнем препятствий с креном не более 15° .

5.6. Учебно-тренировочные полеты

Во всех случаях, когда позволяют условия старта, взлет производится на номинальном режиме работы двигателей в соответствии с методикой выполнения обычного взлета. На любом этапе взлета с использованием номинального режима работы двигателей разрешается увеличение режима работы двигателей до взлетного. Максимально допустимая взлетная масса при взлете на номинальном режиме работы двигателей определяется по специальной методике, рекомендованной РЛЭ.

5.7. Ошибки при выполнении взлета

К наиболее характерным ошибкам при выполнении взлета относится неправильная установка самолета перед взлетом и отрыв его с большим или малым углом атаки.

Неправильная установка самолета перед взлетом (под углом к оси ВПП) приводит к тому, что необходимое направление взлета не выдерживается. В этом случае командир ВС вынужден в процессе разбега исправлять допущенную ошибку, доворачивая самолет к необходимому направлению взлета. Для предотвращения этой ошибки необходимо перед взлетом установить самолет точно по оси взлетной полосы. В процессе разбега своевременно парировать малейшее стремление к отклонению самолета от направления взлета, управляя рулем направления и колесами передней опоры. При значительном отклонении от направления разбега и неуверенности в том, что удастся вернуть самолет на ось ВПП, взлет следует прекратить.

Необходимо учитывать, что при взлете по скользкой ВПП, даже при небольшом боковом ветре, направление, особенно в начале разбега, выдерживать трудно, так как руль направления малоэффективен по причине малой скорости, а колеса передней опоры и тормоза – по причине малого коэффициента трения.

Отрыв самолета с большим углом атаки возможен при взлете с коротких ВПП, при возникновении неожиданных препятствий на ВПП, при взлете с заснеженных полос, когда командир ВС в процессе разбега вынужден начать подъем передней опоры шасси на скорости, меньшей V_R . Увеличение угла атаки при отрыве соответственно ведет к уменьшению скорости отрыва, что в определенных условиях является небезопасным.

Отрыв самолета с малым углом атаки ведет к увеличению длины разбега и скорости отрыва. Взлет на повышенной скорости сам по себе не является опасным, но разбег сопровождается чрезмерными нагрузками на узлы шасси и особенно на передние колеса.

Ошибкой при взлете с боковым ветром является невыдерживание направления разбега.

К летному происшествию может привести попытка взлета с убранными закрылками: самолет имеет обычную скорость отрыва $V_{отр} = 280...290$ км/ч, а его скорость сваливания без закрылков составляет 280...290 км/ч.

Уборка закрылков на скоростях меньше, указанных в РЛЭ, особенно при высокой температуре и низком давлении воздуха, приводит к просадке самолета, следствием которой может быть столкновение самолета с землей.

После отрыва самолета пилотирование выполняется по приборам. Если пилот будет неправильно выдерживать параметры набора, то самолет перейдет на снижение, что вызовет столкновение с землей.

6. НАБОР ВЫСОТЫ

6.1. Характеристики набора высоты

Для осуществления набора высоты с постоянным углом набора $Y = G \cos \Theta_H$, а с постоянной скоростью $P = X + G \sin \Theta_H$.

При выполнении набора высоты $P = X + G \sin \Theta_H$. Из этого выражения следует, что угол набора высоты $\sin \Theta = \frac{\Delta P}{G}$. Самый большой угол набора высоты будет на наивыгоднейшей скорости и при $m = 100$ т равен 9° (рис. 21).

Вертикальная скорость определяется по формуле $V_y = \frac{\Delta P V}{G}$.

Самая наибольшая вертикальная скорость будет на наивыгоднейшей скорости набора высоты $V_{HH} = 550$ км/ч.

При $m = 100$ т $V_{y \max} = 15$ м/с, $H_T = 11\ 800$ м.

При $m = 70$ т $V_{y \max} = 22$ м/с, $H_T = 14\ 000$ м.

6.2. Порядок набора высоты

Набор высоты производится в режиме штурвального управления или автоматической стабилизации приборной скорости системой АБСУ на номинальном режиме работы двигателей.

Скорости при наборе высоты выбираются в зависимости от режима предстоящего крейсерского полета:

– набор высоты при максимальном крейсерском режиме ($M_{кр}$) выполняется на приборной скорости 575 км/ч до высоты 9750 м, далее при постоянной величине числа M , равной 0,85;

– набор высоты на режиме максимальной дальности (МД) выполняется на приборной скорости 550 км/ч до высоты 9450 м, далее при постоянной величине числа $M = 0,8$.

При достижении высоты, соответствующей постоянной величине числа M , дальнейший набор высоты производится при постоянной величине числа M , при этом АБСУ переключается в режим автоматической стабилизации числа M .

Самолет при взлетной массе 100 т набирает высоту 11 000 м за 30 мин, проходит 320 км, расходует 4200 кг топлива при режиме МД.

Ввиду ухудшения характеристик устойчивости и управляемости при центровке более 32 % максимальная высота полета – 10 100 м.

При любой массе разрешается занимать $H_{эш} = 11 100$ м, при $m \leq 85$ т $H_{эш} = 12 100$ м. Нарушать эти ограничения нельзя, так как запас полетного угла атаки до критического будет слишком мал, и малейший восходящий порыв может свалить самолет в штопор.

При полете на максимальном эшелоне порыв 10-12 м/с вызывает срабатывание АУАСП, а порыв 15-18 м/с – тряску, а затем сваливание и возможно в штопор.

После катастрофы Ту-154М в г. Донецке в 2005 году максимальный эшелон полета временно установлен 11 300 м.

7. СНИЖЕНИЕ

7.1. Характеристики снижения

Для выполнения полета с постоянным углом снижения $Y = G \cos \Theta_{\text{сн}}$, а с постоянной скоростью $P + G \sin \Theta_{\text{сн}} = X$. Угол снижения равен

$\sin \Theta_{\text{сн}} = \frac{1}{k} - \frac{P}{G}$, а планирования $\sin \Theta_{\text{пл}} = \frac{1}{k}$, т.е. без тяги, при отказе

всех двигателей $\Theta_{\text{пл}} = 3^{\circ}40'$ на наивыгоднейшей скорости. Вертикаль-

ная скорость снижения $V_{y \text{ сн}} = V_{\text{сн}} \left(\frac{1}{k} - \frac{P}{G} \right)$, а планирования $V_{y \text{ пл}} = \frac{V_{\text{пл}}}{k}$.

Дальность планирования определяется: $L = Hk$ (рис. 22).

7.2. Порядок выполнения снижения

Нормальное снижение производится при работе двигателей на режиме малого газа.

1. При режиме $M_{\text{кр}}$ при значении числа $M = 0,85$ до высоты 9750 м, при скорости 575 км/ч от 9750 до 3000 м. С высоты 3000 м до высоты эшелона перехода приборная скорость выдерживается не более 500 км/ч, вертикальная скорость не более 15 м/с. С высоты эшелона перехода до высоты круга $V_{\text{пр}}$ должна быть не более 450 км/ч, вертикальная скорость – не более 7 м/с.

При снижении средние интерцепторы отклоняются: с 9000 до 7000 м на 30° , с 7000 до 3000 м на 45° , а с 3000 м убираются. При снижении с высоты 12 000 м самолет проходит 170 км, расходует топлива 550 кг, тратит времени 15 мин.

2. Снижение на режиме МД производится при величине числа $M = 0,8$ до высоты 10 750 м и на приборной скорости 500 км/ч до эшелона перехода.

При снижении средние интерцепторы выпускаются при необходимости для обеспечения выдерживания траектории.

3. В условиях обледенения снижение производится на тех же скоростях с полностью отклоненными средними интерцепторами, при режиме работы двигателей «0,4 номинального».

4. При входе в зону повышенной турбулентности приборная скорость выдерживается не более 500 км/ч, а значение числа М не более 0,8.

7.3. Экстренное снижение

Для аварийного снижения с крейсерской высоты (в случаях аварийной разгерметизации кабин, при возникновении пожара и т.д.) следует убрать рычаги управления двигателями в положение «Малый газ», выпустить средние интерцепторы на 45° ; на скорости, не превышающей значение числа $M = 0,86$ ($V_{пр} \leq 575$ км/ч), выпустить шасси. Не ожидая полного выпуска шасси (выпуск основных опор происходит за 10...12 с), перевести самолет на снижение с перегрузкой 0,3...0,5, доведя вертикальную скорость до 60-70 м/с. Снижаться следует, не превышая значения числа $M = 0,86$, а затем выдерживать $V_{пр} = 575$ км/ч. Начиная с высоты 7000 м, выдерживать $V_{пр} \leq 600$ км/ч. При достижении безопасной высоты плавным взятием штурвала на себя с перегрузкой 1,2...1,3 перевести самолет в горизонтальный полет, убрать интерцепторы. Потеря высоты должна быть не менее 300-400 м. Просадку самолета можно рассчитать по формуле

$$\Delta H = \frac{V_y^2}{2g(n_y - 1)}.$$

8. ПОСАДКА

Перед заходом на посадку производится расчет элементов захода на посадку с учетом посадочной массы, центровки, состояния ВПП, скорости и направления ветра, температуры и атмосферного давления на аэродроме, посадочной скорости (рис. 23, 24).

8.1. Нормальный заход на посадку

При достижении высоты круга (400...600 м) перед выпуском шасси на скорости 400 км/ч определяется требуемое положение переключателя «Задатчик стабилизатора» по балансирующему (среднему) положению РВ в горизонтальном полете в соответствии с цветной маркировкой шкалы указателя положения РВ.

Переключатель «Задатчик стабилизатора» устанавливается против метки, цвет которой совпадает с цветом зоны шкалы указателя, в пределах которой находится балансирующее положение стрелки РВ.

Задатчик стабилизатора устанавливается в положение «П» при положении указателя РВ на приборе выше -2° , в положение «С» при РВ от -2 до $+2^\circ$ и в положение «З» при РВ ниже $+2^\circ$ (рис. 25).

Выполняется третий разворот с креном не более 30° на скорости не менее 370 км/ч.

Выполняется четвертый разворот с креном не более 30° на скорости не меньше 370 км/ч.

После четвертого разворота на удалении не менее 6 км от ТВГ выпускается шасси. При скорости не более 360 км/ч выпускаются закрылки на 28° . Скорость выдерживается не менее 280 км/ч.

После входа в глиссаду на снижении закрылки отклоняются на 36° или на 45° и устанавливается скорость $V_{зп}$. При центровке самолета менее 24 % проверяется отклонение стабилизатора на 5,5, скорость уменьшается до величины $V_{зп}$ (табл. 16).

Таблица 16

**Скорость захода на посадку, км/ч,
в зависимости от посадочной массы и угла отклонения закрылков**

Посадочная масса, т	Угол отклонения закрылков, град				
	0	15	28	36	45
60-62	295	250	240	235	230
62-64	300	255	245	240	235
64-66	305	260	250	240	240
66-68	310	265	250	245	245
68-70	315	270	255	250	245
70-72	320	275	260	255	250
72-74	325	275	265	255	255
74-76	330	280	265	260	255
76-78	335	285	270	265	260
78-80	340	290	275	265	265
80-82	340	290	275	270	270
82-84	345	295	280	275	275
84-86	350	300	285	275	275
86-88	355	300	285	280	280
88-90	360	305	290	285	285

Табличные значения скоростей можно округлить в сторону увеличения до 5 км/ч и на этой скорости выполнять снижение по глиссаде до пролета входного торца ВПП. Скорость на глиссаде рекомендуется выдерживать небольшим отклонением РУД в пределах ± 5 по частоте вращения.

При снижении по глиссаде необходимо убедиться, что РВ находится в пределах допустимых отклонений (стрелка указателя РВ находится на широкой части зеленой зоны шкалы – от $+3$ до -10°). В случае если стрелка указателя РВ находится за пределами широкой части зеленой зоны, следует произвести корректировку положения стабилизатора. При уходе стрелки указателя РВ выше широкой части зеленой зоны стабилизатор следует дополнительно переставить на кабрирование, при уходе стрелки указателя РВ ниже широкой части зеленой зоны – на пикирование. Отклонение руля высоты должно быть не более $+3^\circ$ на случай ухода на второй круг и заклинивания стабилизатора в положении « $-5,5^\circ$ ». Отклонение руля высоты должно быть не более -10° на случай ухода

на второй круг, гашения большой вертикальной скорости, парирования нисходящих порывов ветра, увода стабилизатора.

Корректировка положения стабилизатора на кабрирование производится в совмещенном режиме управления переводом переключателя «ЗС» в ближайшее положение в сторону передних центровок (на себя) или в ручном режиме управления переключателем «Стабилизатор».

Корректировка на пикирование производится только в ручном режиме управления.

Пролет входного торца ВПП производится по продолженной глиссаде на высоте не менее 10 м. На высоте 5 м начинается выравнивание самолета. Во избежание грубой посадки к моменту выравнивания рекомендуется выдерживать вертикальную скорость снижения не более 3-4 м/с.

Дросселирование двигателей в процессе выравнивания рекомендуется производить с таким расчетом, чтобы полностью задросселировать двигатели на высоте 6-4 м до касания, в связи с тенденцией самолета к быстрому гашению скорости при уборке газа (рис. 25, 26).

В процессе выравнивания следует плавно увеличивать угол тангажа. Приземление рекомендуется выполнять на скорости на 10-5 км/ч меньше расчетной скорости пересечения входного торца ВПП и с вертикальной скоростью 0,5-1 м/с. После приземления опустить самолет на переднюю опору, отклонить колонку штурвала вперед до упора. Убедившись, что самолет движется параллельно оси ВПП, включить реверс тяги двигателей (выпустятся автоматически интерцепторы) и приступить к торможению (на скорости не выше 225-240 км/ч).

При отсутствии необходимости устранения боковых отклонений включение реверса производить на высоте не более 3-2 м.

В процессе пробега, убедившись, что приземление произошло без перелета, а состояние ВПП и тормозов обеспечивает достаточный для остановки запас ВПП, выключить реверс тяги на скорости не менее 120 км/ч.

В особых случаях (посадка на скользкую ВПП, отказ тормозов, малая длина ВПП и т.д.) разрешается использование реверса тяги вплоть до остановки самолета. После такой посадки необходимо осмотреть ВНА и 1-ю ступень вентилятора на отсутствие повреждений.

В случае использования реверса тяги до полной остановки самолета, а также при выполнении посадки на ВПП, покрытую снегом или грязью, допускается уборка закрылков только на 28° до заруливания на стоянку.

При обычной посадке в конце пробега убрать механизацию, выключить обогрев ППД.

В случае отделения самолета от ВПП после касания необходимо зафиксировать колонку штурвала в посадочном положении, не допуская опускания носовой части самолета, включить реверс тяги. В момент касания автоматически выпустятся интерцепторы. После повторного касания плавно опустить переднюю опору и применить тормоза.

При отказе реверса одного из двигателей и при появлении опасности выкатывания в сторону работающего двигателя после полного использования руля направления и отдельного торможения колес направление пробега выдерживается изменением режима работы реверсивного двигателя, вплоть до полной уборки реверса. После восстановления направления пробега при необходимости повторно включить реверс тяги двигателя.

При заходе на посадку по нестандартной глиссаде (с углом наклона более 3°) и при вертикальной скорости снижения 5-6 м/с на высоте 30-20 м уменьшить вертикальную скорость снижения до 3-4 м/с, сохраняя рекомендованную скорость захода таким образом, чтобы высота пролета торца ВПП была 10-15 м.

Использование реверса тяги для заруливания на стоянку допускается в исключительных случаях и только на аэродромах с покрытием, исключающим возможность попадания посторонних предметов в тракт двигателя.

8.2. Посадочная скорость и длина пробега самолета

В момент приземления ($\alpha = 7-8^\circ$) подъемная сила самолета практически равна силе тяжести. Посадочная скорость будет равна $V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_y S \rho}}$.

Длина пробега определится по формуле $L = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{сп}}}$, где $j_{\text{сп}} = \frac{X + F_{\text{тр}} + P_{\text{рев}}}{G}$.

Таким образом, посадочная скорость и длина пробега самолета зависят от массы самолета, плотности воздуха, состояния ВПП и других факторов.

Давление. При уменьшении наружного давления на 20 мм рт.ст. ввиду роста истинной посадочной скорости и уменьшения реверса тяги длина пробега увеличивается на 4-5 %.

Температура. При увеличении температуры на 15 °С ввиду уменьшения реверсирования и увеличения истинной посадочной скорости длина пробега увеличивается на 5-6 % (табл. 17).

Ветер. При посадке со встречным ветром 5 м/с ввиду меньшей путевой скорости длина пробега уменьшается на 14-15 % (табл. 18).

Особенно опасна посадка при наличии бокового ветра. Незначительные отклонения самолета от оси ВПП от воздействия разворачивающих моментов и сил не всегда удается исправить органами управления самолета, вследствие чего самолет может оказаться за пределами ВПП, так как боковая сила, возникающая при скольжении на разбеге или пробеге, не может быть уравновешена силами сцепления колес с ВПП и аэродинамическими силами органов управления. Поэтому максимально допустимый боковой ветер при наличии осадков на ВПП всего 5 м/с.

Уклон. При уклоне ВПП 0,01 % длина пробега самолета изменяется на 6-7 %.

Закрылки. При посадке с убранными закрылками $C_{y \text{ пос}}$ меньше, $V_{\text{пос}} = 290-300$ км/ч, длина пробега увеличивается на 40-50 %.

Интерцепторы. Выпускаются сразу после приземления, увеличивают лобовое сопротивление, уменьшают подъемную силу, уменьшают длину пробега на 20-25 %.

Реверс тяги. Своевременное включение реверса тяги сокращает длину пробега на 20-25 %.

Механизация крыла. При посадке с убранными закрылками $C_{y\text{ пос}}$ меньше, при $m = 75$ т $V_{\text{зп}} = 320$ км/ч, $V_{\text{пос}} \approx 290$ км/ч.

Посадочная дистанция увеличивается в 1,5 раза.

Масса. При изменении массы воздушного судна на 1 т приборная скорость на глиссаде изменяется на 2 км/ч, что увеличивает или уменьшает длину пробега на 2–3 %.

Таблица 17

Зависимость максимально допустимой посадочной массы, т, от расчетной располагаемой посадочной дистанции, температуры и высоты расположения аэродрома ($\delta_3 = 36^\circ$)

Высота расположения аэродрома, м	Температура на аэродроме посадки, °С	Расчетная посадочная дистанция, м				
		2100	2300	2500	2700	2900 и более
0	0	70	74,4	78,8	80	80
	10	68,8	73,4	77,8	80	80
	20	67,6	72,1	76,7	80	80
	30	66,4	70,9	75,5	79	80
	40	65,2	69,7	74,3	78	80
100	0	69,5	74	78,2	80	80
	10	68,3	72	77,2	80	80
	20	67,1	71,6	76,2	80	80
	30	65,9	70,4	75,0	78,8	80
	40	64,7	69,2	73,8	77,6	80
200	0	69	73,5	77,7	80	80
	10	67,8	75,3	76,7	80	80
	20	66,6	71,1	75,7	79,5	80
	30	65,4	69,6	74,5	78,3	80
	40	64,1	68,7	73,3	77,1	80

Таблица 18

Зависимость расчетной располагаемой посадочной дистанции от располагаемой посадочной дистанции, м, от направления и величины продольной составляющей скорости ветра

Располагаемая посадочная дистанция, м	Направление ветра				
	Попутный	Встречный			
		Скорость ветра, м/с			
	5	5	10	15	20
2000	1730	2150	2300	2450	2600
2200	1860	2360	2530	2690	2860
2400	2070	2580	2770	2950	3140
2600	2240	2800	3000	3200	3400
2800	2410	3010	3220	3430	3650
3000	2540	3220	3450	3670	3900
3200	2730	3440	3680	3920	4160
3400	2920	3650	3900	4150	4000
3600	3090	3870	4140	4410	4680
3800	3250	4080	4370	4660	4950
4000	3420	4310	4620	4930	5250

8.3. Влияние состояния ВПП на посадку

Взлет и посадка современных реактивных самолетов при наличии осадков на ВПП намного усложняется. Под термином «осадки» понимаются любые осадки на ВПП, от сухого снега до стоячей воды. Несмотря на разнообразие средств торможения современного самолета, основными все же являются тормоза колес и реверс тяги. Если при посадке на сухую бетонную полосу около 80 % энергии движения самолета гасится в результате использования тормозов и реверса тяги и около 20 % – за счет аэродинамического сопротивления самолета (закрылки, интерцепторы и т.д.), то при посадке на мокрую ВПП только около 40 % кинетической энергии гасится тормозами, а в случае износа покрышек еще меньше. Реверс тяги и интерцепторы в этом случае играют большую роль (табл. 19, рис. 27).

Таблица 19

**Расчетная располагаемая посадочная дистанция, м,
в зависимости от располагаемой посадочной дистанции и состояния ВПП**

Располагаемая посадочная дистанция, м	СЛОЙ ОСАДКОВ						
	Отсутствует					Вода 3...10 мм	Слякоть 3...12 мм, сухой снег 10...50 мм
	Коэффициент сцепления						
	0,5	0,45	0,4	0,35	0,3		
2000	2000	1920	1820	1720	1640	1630	1470
2200	2200	2100	2000	1900	1800	1790	1610
2400	2400	2280	2180	2080	1960	1960	1760
2600	2600	2480	2380	2240	2120	2120	1910
2800	2800	2670	2570	2420	2260	2280	2050
3000	3000	2870	2760	2600	2440	2450	2200
3200	3200	3060	2950	2780	2620	2610	2350
3400	3400	3250	3100	2960	2780	2770	2490
3600	3600	3450	3300	3130	2960	2930	2640
3800	3800	3650	3500	3300	3140	3100	2790
4000	4000	3850	3700	3500	3300	3260	2930

При взлете и посадке во время дождя или при наличии осадков вследствие резкого ухудшения характеристик сцепления шин колес с поверхностью ВПП управление колесами передней опоры ухудшается.

Наличие осадков на ВПП оказывает отрицательное влияние на конструкцию самолета и его взлетно-посадочные характеристики, появляется дополнительное сопротивление от ударов мокрого снега, брызг воды о самолет, возникает опасность попадания жидкости в воздухозаборники двигателей, управление самолетом затрудняется и увеличивается длина разбега и пробега.

Указанные особенности взлета и посадки самолета являются следствием возникновения гидроглиссирования (аквапланирования).

Проведенные исследования показали, что при определенной толщине слоя жидкости на ВПП и при некоторых параметрах авиашин имеется определенная скорость самолета, при которой авиашины полностью отрываются от поверхности ВПП под действием гидродинами-

ческих сил, создаваемых жидкостью, заключенной между авиационной и поверхностью дорожки. Эта скорость называется скоростью гидроглиссирования (аквапланирования). При длительном скольжении протектор нагревается. Степень нагрева столь велика, что вода от контакта с ним превращается в пар. Большая температура и высокое давление могут вызвать плавление резины – ревулканизацию.

Резина размягчается, становится клейкой, и пузырьки пара оказываются как бы в ловушке. В итоге на площади отпечатка колеса образуется паровая подушка (этим объясняются характерные белые следы, оставляемые колесами шасси на мокрых ВПП, в отличие от черных следов, образующихся на сухой ВПП).

Эффект гидроглиссирования значительно увеличивает длину пробега на мокрой ВПП. Исследования показали, что глиссирование возникает при скоростях в среднем 170-190 км/ч (зависит от давления в авиационных): $V_{\text{гл}} = 62 \sqrt{P_{\text{авиацион}}}$. При этом контакт между колесами и покрытием полосы нарушается и между ними появляется водяная пленка. Это приводит к потере эффективности тормозов и затрудняет выдерживание направления пробега самолета.

Физическая сущность гидроглиссирования заключается в том, что при взлете и посадке на ВПП, покрытую водой или мокрым снегом, перед каждым колесом образуется волна, в которой возникает повышенное гидродинамическое давление. При этом появляется сила сопротивления вращению колеса вследствие смещения вперед и роста вертикальной реакции земли на давление колеса. В результате колесо останавливается, даже если не был использован тормоз. Когда гидродинамическое давление в этой волне сравнивается с давлением в авиационной, колесо приподнимается над поверхностью ВПП и начинает скользить по водяному слою. Но до наступления аквапланирования, пока сохраняется некоторый контакт колеса с поверхностью ВПП, создается так называемый

водяной клин. В нем молекулы воды под действием гидродинамического давления проникают между авиациной и поверхностью ВПП, уменьшая контактную площадь. Кроме того, они служат как бы смазкой, снижающей коэффициент трения колеса по ВПП.

Вследствие гидродинамического давления создается гидродинамическая подъемная сила $Y_{\text{гл}}$, которая в сумме с аэродинамической подъемной силой способна уравновесить приходящуюся долю веса самолета.

Факторы, влияющие на возникновение гидроглиссирования

Как показали испытания, эффект гидроглиссирования возникает лишь при определенной глубине слоя воды или слякоти и в значительной степени зависит от состояния шины колеса и поверхности ВПП.

1. Параметры жидкости (вода, слякоть). Гидроглиссирование возникает при глубине слоя жидкости около 2-3 мм на сравнительно гладкой поверхности ВПП, как правило, на асфальтобетонном покрытии. На гладком бетоне при гладкой поверхности авиацин возникает гидроглиссирование при глубине слоя воды или слякоти 2,5-10 мм. При средней глубине (толщине) слоя воды или слякоти около 7,5 мм гидроглиссирования не избежать. Влияние плотности жидкости на возникновение гидроглиссирования мало изучено. Однако установлено, что чем больше плотность ρ , тем меньший слой жидкости на ВПП нужен для возникновения гидроглиссирования. Плотность смеси талого снега с водой ниже, чем чистой воды, и составляет 0,82. Поэтому возникновение гидроглиссирования может наступить при большей толщине слоя

$$V_{\text{гл}} = 62 \sqrt{P_{\text{авиацин}} / \rho}.$$

2. Параметры авиацин. Чем больше давление в авиацинах, тем больше скорость начала гидроглиссирования на взлете и его конца на посадке. А это значит, что в процессе взлета, когда гидроглиссирование наступает на большей скорости, сопротивление движению увеличивается

параболически, следовательно, увеличивается длина и время разбега, увеличивается вероятность не взлететь или поломать самолет.

На возникновение гидроглиссирования также влияет рисунок авиашин. Наличие продольных желобков имеет тенденцию к увеличению скорости гидроглиссирования, так как через пазы авиашин вода уходит с пути колеса, следовательно, меньшее количество воды или слякоти будет участвовать в образовании гидродинамической подъемной силы, и как результат – уменьшение гидродинамической подъемной силы. Для создания гидродинамической подъемной силы, равной внешней нагрузке, потребуется увеличение скорости гидроглиссирования.

3. Параметры самолета. К таким параметрам относится устройство колеса и вертикальная нагрузка. Если колесо имеет большую лобовую площадь, то гидроглиссирование наступает раньше, и наоборот, чем больше вертикальная нагрузка на самолет, тем больше скорость для возникновения гидроглиссирования. Правда, увеличение вертикальной нагрузки на самолет или на колеса имеет незначительное влияние, чтобы существенно изменить скорость возникновения гидроглиссирования в сторону ее увеличения. Одним из способов увеличения вертикальной нагрузки на самолет является уменьшение угла атаки и своевременный выпуск интерцептора (спойлеров).

4. Параметры поверхности ВПП. Двускатный, поперечный профиль ВПП, а также продольный уклон полосы способствует быстрому уменьшению толщины воды, что уменьшает вероятность возникновения гидроглиссирования во время дождя или сразу же после него. Не менее важным фактором для возникновения гидроглиссирования является состояние полосы. Шероховатая поверхность ВПП с бетонным покрытием намного эффективнее асфальтобетонной (или асфальтированной) поверхности, которая даже без глиссирования снижает коэффициент сцепления в результате смазывающих способностей асфальта и удлиняет

пробег самолета, так как сила трения уменьшается, а следовательно, уменьшается ускорение замедления на пробеге, и как результат – увеличивается длина пробега.

В настоящее время состояние ВПП классифицируется следующим образом: влажная ВПП, мокрая ВПП, полоса, покрытая водой или мокрым снегом (слякотью).

Влажная ВПП – это ВПП, слегка смоченная влагой (после дождя или во время мелкого морозящего дождя, при обильной росе, тумане). Никакого скопления воды нет. При таком состоянии ВПП гидроглиссирование не наблюдается, так как коэффициенты трения качения и трения сцепления изменяются незначительно и существенного влияния на длину пробега не оказывают.

Мокрая ВПП – это ВПП, покрытая слоем воды толщиной 2-3 мм. Вода сосредоточена в лужах на поверхности ВПП. Большая часть поверхности выступает над водой, но на этой части имеется пленка воды. При таком состоянии ВПП наблюдается смазка ВПП и авиашин. Сцепление авиашин с поверхностью ВПП ухудшается, возможно частичное образование гидроглиссирования. Возможен сход самолета с полосы при взлете или посадке (особенно при наличии бокового ветра), в результате значительного уменьшения сцепления авиашин с полосой.

Полоса, покрытая водой или мокрым снегом. При этом неизбежно возникновение гидроглиссирования. Взлет и посадку реактивному самолету с такой полосы осуществлять нельзя, при коэффициенте сцепления меньше 0,3 возможно выкатывание самолета с полосы или на КПБ, или на боковые полосы безопасности.

Для оценки состояния поверхности ВПП, т.е. условий торможения колес самолета, вводится понятие коэффициента сцепления для покрытия:

- сухого цементно-бетонного 0,7-0,8;
- мокрого цементно-бетонного 0,4-0,6;

- сухого асфальтобетонного 0,6-0,9;
- мокрого асфальтобетонного 0,35-0,55;
- заснеженного цементно-асфальтобетонного 0,35-0,55.

Чем ближе коэффициент сцепления к единице, тем лучше сцепление и меньше длина пробега.

Для самолета Ту-154 состояние полосы оценивается также коэффициентом трения торможения $f_{тр}$, который равен:

- для сухого бетона 0,25;
- для мокрого бетона 0,2-0,1;
- для обледеневшей ВПП 0,05.

Посадка самолета Ту-154 характеризуется следующими параметрами:

1) $V_{зп}$ – минимальная скорость пересечения входной кромки ВПП при всех работающих двигателях;

2) V_{min} – минимальная скорость срыва при посадочной конфигурации;

3) $V_{кас}$ – скорость касания;

4) потребная посадочная дистанция для сухой ВПП равна расчетной посадочной дистанции, умноженной на коэффициент длины ВПП:

- для аэродрома назначения $K = 1,67$;
- для запасного аэродрома $K = 1,43$.

Под расчетной посадочной дистанцией понимается расстояние по горизонтали, которое проходит самолет от точки пересечения входной кромки ВПП (на высоте 15 м) до момента полной остановки на пробеге.

Потребные посадочные дистанции приведены для посадки с применением режима торможения, соответствующего максимальному давлению 150 кгс/см в тормозной системе. При давлении 100 кгс/см потребную посадочную дистанцию следует увеличить в 1,2 раза.

8.4. Порядок определения посадочных характеристик

Определяется посадочная масса по высоте и температуре, ограниченная градиентом скороподъемности при двух работающих двигателях на взлетном режиме, шасси убрано, $V_{зп}$, потребный градиент скороподъемности 2,4 %, спойлеры не отклонены $\delta_3 = 28^\circ$, $\delta_{пр} = 22^\circ$.

При определении посадочных характеристик определяются:

- 1) скорости захода на посадку и пересечения входного торца ВПП;
- 2) максимальная скорость начала торможения на пробеге;
- 3) максимальная посадочная масса, ограниченная максимально допустимой скоростью касания для $\delta_3 = 36^\circ$ и $\delta_3 = 45^\circ$ (рис. 28);
- 4) зависимость максимально допустимой посадочной массы от расчетной располагаемой длины ВПП для $\delta_3 = 36^\circ$ и $\delta_3 = 45^\circ$;
- 5) расчетная располагаемая посадочная дистанция при пониженном коэффициенте сцепления;
- 6) расчетная располагаемая посадочная дистанция при наличии слоя осадков на ВПП.

Максимально допустимая посадочная масса выбирается как наименьшая из максимальной посадочной массы, ограниченной максимальной скоростью касания $V = 280$ км/ч, и максимальной посадочной массы в зависимости от расчетной располагаемой посадочной дистанции с учетом состояния ВПП.

8.5. Особые виды посадки

Посадка при боковом ветре (рис. 29). Максимально допустимая составляющая скорости ветра под углом 90° к оси ВПП 17 м/с (табл. 20).

Таблица 20

Зависимость бокового ветра от коэффициента сцепления

μ	0,55	0,5	0,45	0,4	0,35	0,3
u , м/с	17	17	14	11	8	5

Предельно допустимый коэффициент сцепления $\mu = 0,3$:

- ветер (при отказе двух гидросистем) 10 м/с;
- ветер (при неотключении полетного загрузителя руля направления) 7 м/с;
- 5 м/с – попутная составляющая ветра.

Влияние бокового ветра (снос самолета) при заходе на посадку парируется углом упреждения по курсу вплоть до уверенного приземления; порывы ветра парируются соответствующим отклонением элеронов. Скорость на планировании следует увеличить по сравнению со скоростью захода на посадку в штиль на 10 км/ч.

В момент приземления отклонением педалей установить самолет по оси ВПП, после чего перемещением колонки штурвала от себя до упора опустить самолет на переднюю опору, выпустить средние и внутренние интерцепторы, включить реверс тяги и приступить к торможению.

Вынужденная посадка вне аэродрома выполняется с шасси и механизацией крыла, выпущенными в посадочное положение. Посадка производится на минимальной скорости с максимальным посадочным углом. После приземления следует остановить двигатель № 2, включить реверс тяги двигателей № 1 и № 3 и выпустить средние интерцепторы. Удерживая носовую часть самолета от опускания, следует применить основные, а при необходимости аварийные тормоза.

Вынужденная посадка на воду выполняется с убранными шасси, выпущенными закрылками и предкрылками. Выравнивание начинается на высоте 6-8 м. Перед приводнением бортинженер по команде командира ВС выключает двигатели. В сложных метеоусловиях при отсутствии видимости посадка на воду производится по приборам с минимальными скоростями.

Посадка с убранными шасси выполняется только на грунтовую ВПП, с выпущенной механизацией крыла в случае невыпуска шасси.

Подвод самолета к земле производится на меньшей высоте с учетом убранного положения шасси, на выдерживании бортиженер останавливает двигатели. Посадочные углы атаки средние.

Посадка с массой более 80 т выполняется только на бетонированную ВПП. Скорости по глиссаде выдерживаются в зависимости от массы. Закрылки отклонять только на угол 36° . Пролет входного торца ВПП выполнять на высоте не более 15 м. На высоте 8-6 м приступить к выравниванию с одновременным плавным дросселированием двигателей. При посадке вертикальные скорости касания старайтесь по возможности уменьшить, увеличив участок выдерживания (табл. 21).

Таблица 21

Скорости на глиссаде при $\delta_3 = 36^\circ$

$m, \text{ т}$	90	90	88	86	84	82
	92	88	86	84	82	80
$V_{\text{зп}} = 360 \text{ км/ч}$	285	285	280	275	275	270

После приземления включить реверс тяги и применить торможение.

После посадки должен быть произведен осмотр самолета по специальной технологии.

Посадка с невыпущенной передней опорой выполняется по возможности на грунтовую ВПП с выпущенными закрывками и предкрылками. Производится посадка, выпускаются интерцепторы и включается реверс тяги. Выключается средний двигатель. Самолет удерживается от опускания носовой части (пока хватает руля высоты). Перед опусканием носовой части самолета выключить реверс, использовать тормоза для выдерживания направления.

Посадка на одну главную опору и переднюю опору шасси выполняется только на бетонированную ВПП с незначительным креном в сторону выпущенной опоры. После приземления и выпуска средних интерцепторов

остановить двигатели, опустить самолет на переднюю опору шасси, отклонить штурвал в сторону выпущенной опоры и удерживать самолет от опускания на крыло. В момент опускания самолета на крыло тормозить аварийным тормозом колеса выпущенной опоры.

Посадка с убранными закрылками. Скорость на развороте при выходе на посадочный курс должна быть 350-360 км/ч. После разворота выпустить предкрылки, на глиссаде скорость держать не ниже 330 км/ч при массе 80 т. Перед приземлением на высоте не более 3 м включить реверс тяги и использовать его до полной остановки самолета.

Посадка с убранными предкрылками выполняется как обычно, скорость на глиссаде больше на 25-30 км/ч. На высоте 3 м включить реверс тяги.

При уводе стабилизатора на глиссаде и значительном уменьшении угла тангажа подать команду на уменьшение угла отклонения закрылков до 28° , взять штурвал на себя и увеличить режим работы двигателей.

Заклинивание стабилизатора в положении « $-5,5^\circ$ » при уходе на второй круг (рис. 30). Если при уходе на второй круг при установке рукоятки «Закрылки» в положение 28° окажется, что стабилизатор не переставляется из положения « $-5,5^\circ$ » в полетное « 0° », немедленно открыть колпачок переключателя «Стабилизатор» до фиксированного положения. Полет по прямоугольному маршруту выполняется в этой конфигурации на скорости 300-320 км/ч. Перед входом в глиссаду отклонить закрылки на 45° , если стабилизатор находится в посадочном положении.

Заклинивание стабилизатора в полетном положении « 0° » при выпуске закрылков (рис. 31). Если стабилизатор не переставляется из полетного положения 0° как в совмещенном, так и в ручном режимах управления, установить переключатель «Стабилизатор» в нейтральное положение, а колпачок оставить открытым. Заход на посадку выполнять с выпущенными предкрылками и закрылками согласно табл. 22.

Таблица 22

Углы отклонения закрылков в зависимости от центровки

Стабилизатор, град	от 0 до 1,5		от 1,5 до 3	более 3
Центровка, %	менее 24	от 24 до 32	от 24 до 32	от 32 до 40
Закр., град	15	28	28	45

Неперестановка стабилизатора в полетное положение после взлета.

Убедившись, что стабилизатор не занял полетного положения при уборке закрылков в совмещенном режиме управления, проверить, закрыт ли колпачком переключатель «Стабилизатор».

Открыть колпачок переключателя до фиксированного положения для отключения стабилизатора от системы совмещенного управления.

В зависимости от условий на аэродроме вылета командир ВС, учитывая, что стабилизатор находится во взлетном положении при убранной механизации, принимает решение о выполнении посадки на аэродроме вылета или посадки на запасном аэродроме.

Набор высоты, горизонтальный полет и снижение выполняются на приборной скорости не более 450 км/ч.

Заклинивание стабилизатора в положении «3°» при центровках менее 28 % САХ **и в положении «1,5°»** при центровках от 28 до 35 % САХ при довыпуске закрылков перед входом в глиссаду. При заклинивании стабилизатора, выполнить уход на второй круг и повторный заход на посадку с посадкой с закрылками, выпущенными на 28°.

Перед входом в глиссаду убедиться, что колпачок переключателя «Стабилизатор» зафиксирован в открытом положении, а переключатель находится в нейтральном положении.

Уход на второй круг (рис. 32)

При нормальном снижении безопасный уход на второй круг возможен с любой высоты вплоть до начала выравнивания (10 м). Командир ВС должен перевести двигатели на взлетный режим и предупредить экипаж об уходе на второй круг. Подать команду об уборке закрылков на 28° . Плавно вывести самолет из снижения. После перехода в набор высоты подать команду второму пилоту «Убрать шасси» и продолжать набор, не превышая значения скорости 340 км/ч. В процессе уборки закрылков увеличивать скорость так, чтобы к достижению положения закрылков 28° скорость была 310...315 км/ч ($V_{зп} + 40$ км/ч). При достижении этой скорости закрылки убрать с 28 до 15° .

При скорости 340 км/ч ($V_{зп} + 60$ км/ч) закрылки убрать с 15 до 0° . К достижению положения закрылков 0° скорость должна быть 360-400 км/ч.

После полной уборки закрылков и предкрылков на высоте круга выполняется первый разворот. Двигатели переводятся на номинальный режим работы, выполняется повторный заход на посадку. Просадка самолета зависит от исходной, вертикальной скорости (рис. 33). Перегрузка в процессе вывода $n_y = 1,2-1,3$. Если ее значение меньше, то увеличится просадка самолета. Увеличение перегрузки более 1,3 лишь незначительно уменьшит просадку, но может привести к выходу самолета на большие углы атаки.

8.6. Характерные ошибки при выполнении посадки (рис. 35)

Высокое выравнивание. Чаще всего бывает как следствие «подтягивания» на малой высоте. В результате уменьшения газа самолет, находящийся в горизонтальном полете (т.е. выравненный), быстро теряет скорость; увеличивается вертикальная скорость и в результате происходит грубая посадка или грубая посадка с креном. При более значительной потере

скорости, особенно с передней центровкой, происходит грубое касание передней опоры (так как руля высоты может не хватить для балансировки самолета). Следствием этого может быть так называемое «козление».

Грубая посадка. Если к началу выравнивания самолет будет иметь большую вертикальную скорость, а высота начала выравнивания будет обычная, то даже при энергичном выравнивании произойдет приземление на главные опоры шасси, но с большой вертикальной скоростью. Вертикальная скорость к высоте начала выравнивания должна быть не менее 4 м/с, причем чем больше вертикальная скорость, тем на большей высоте должно происходить начало выравнивания.

Выкатывание. Причинами могут быть ошибки в технике пилотирования: повышенная скорость при касании; невыдерживание глиссады планирования и высоты пролета торца ВПП; приземление с боковыми углами упреждения; неправильное применение тормозов; нарушение правил применения реверса тяги; посадка при боковой составляющей ветра или попутной, величина которой превышает допустимую; дезинформация органа УВД о состоянии ВПП, ветре; отказы тормозов, управления передней опорой и автомата растормаживания.

Потеря направления на пробеге. Чаще всего бывает при скользкой полосе и боковом ветре. Это происходит в том случае, если пилот после приземления делает доворот самолета в направлении от оси ВПП. В этом случае следует выдерживать направление без особых доворотов, тем более что при посадке на полосу, покрытую осадками, боковой ветер и угол упреждения небольшие.

Снос по ветру. При посадке с боковым ветром по мере выравнивания уменьшается скорость, угол сноса увеличивается. Если угол упреждения остается таким, как был в начале выравнивания, то появится

снос по ветру. В этом случае следует создать крен в сторону против ветра с таким расчетом, чтобы устранить крен к моменту приземления.

Если пилот попытается устранить снос путем увеличения угла упреждения, то произойдет грубая посадка с большим углом упреждения, возможно и на одну главную опору шасси. Особенно это вероятно, если угол упреждения будет слишком большим, это даст затенение крыла со стороны ветра и самолет выполнит посадку с нерасчетной нагрузкой на шасси, которое может подломиться.

Потеря скорости на глиссаде. Ведет к ухудшению продольной управляемости самолета. При передних центровках и «подтягивании» может «не хватить» руля высоты для продольной балансировки самолета.

«Козление» самолета. Отдача штурвала от себя в момент приземления, завышенные вертикальные и поступательные скорости, посадка с ударом передней опоры шасси о бетон на невыравненном самолете и нарушенные передние центровки могут привести к «козлению» самолета.

Завышение вертикальной скорости на глиссаде. Если командир ВС при заходе на посадку в сложных условиях увеличит вертикальную скорость после прохода БПРМ более 8-10 м/с, то даже несмотря на взлетный режим самолет коснется грунта до ВПП. Это объясняется большой просадкой самолета ввиду слабой приемистости двигателя.

Завышение поступательной скорости на глиссаде на 30 км/ч увеличивает стадию выравнивания и выдерживания почти в два раза, способствует выкатыванию самолета и разрушению авиашин.

Внешние эксплуатационные факторы. Значительное влияние на точность выдерживания расчетных параметров полета оказывают внешние эксплуатационные факторы: видимость, атмосферные осадки, сдвиг ветра. Ограниченная видимость способствует возникновению зрительных иллюзий, вызывает ошибочное представление о высоте полета и пространственном положении самолета. При полете в дождь появляется

вероятность возникновения рефракций (ввиду наличия воды на лобовом стекле), что может вызвать мнимое изображение горизонта ниже действительного.

Бетонные ВПП на песчаной поверхности, тускло освещенные или покрытые снегом ВПП кажутся дальше. Это может привести к перелету, к неправильному выбору высоты начала выравнивания. Напротив, ярко освещенная и широкая ВПП может казаться ближе, что ведет к недолету.

Выкатывание самолета на БПБ. При выполнении пробег с боковым ветром и при малом коэффициенте сцепления возможен уход самолета на БПБ.

Основное условие хорошей посадки – вывод самолета к высоте начала выравнивания с подобранным углом упреждения, без кренов, на расчетной скорости.

Выкатыванию самолета сразу после приземления способствуют посадка со сносом, посадка с большим углом подхода к ВПП и несвоевременное его устранение после приземления. Эти факты имеют место, когда экипаж неточно выдерживает угол упреждения при наличии бокового ветра, особенно если заход выполняется в автоматическом или директорном режиме. Экипаж при отключении автоматики или при переходе на визуальный полет в директорном режиме не сохраняет подобранный угол упреждения. Носовая часть самолета направляется на полосу, появляется снос и, как следствие, приземление самолета без необходимого угла упреждения с наличием сноса и крена самолета.

При наличии осадков на ВПП и малом коэффициенте сцепления возможно выкатывание самолета на боковую полосу безопасности.

При включении реверса в момент приземления (а особенно с высоты 3 м) угол упреждения устранить мгновенно невозможно, поэтому возникает боковая сила $P_{рев}$, которая дает дополнительный момент $M_{у разв}$, разворачивающий носовую часть самолета влево при левом ветре. Эта

же сила отклоняет самолет вправо. После включения реверса, за счет газов, вырывающихся из решеток навстречу набегающему потоку воздуха, уменьшается обдувка киля, что ухудшает путевую управляемость самолета. Уменьшение скоростей обтекания нижней части горизонтального оперения снижает подъемную силу горизонтального оперения, а значит нагрузку на переднюю опору. Включение реверса дает кабрирующий момент. Все это ухудшает путевую управляемость ввиду уменьшения сил $F_{тр}$ передней опоры и $Z_{рн}$.

Таким образом, за счет включения реверса ухудшается путевая управляемость, разгружается передняя опора, возникают боковые силы. Поэтому даже при наличии осадков на ВПП и достаточной длине ВПП рекомендуется включать реверс после опускания передней опоры, совместив ось самолета с осью ВПП. При потере самолетом путевой управляемости на пробеге и достаточной длине ВПП реверс необходимо выключить. После восстановления направления пробега реверс включается вновь.

Отклонения самолета от оси ВПП и глиссады. При заходе на посадку как в автоматическом, так и в директорном режиме при исправно работающей системе АБСУ самолет на ВПП может иметь боковые отклонения от оси ВПП, величина которых зависит от точностных характеристик системы. Для того чтобы обеспечить требуемую вероятность успешных заходов и избежать излишних уходов на второй круг, самолет Ту-154М на $ВПП = 30$ м должен иметь возможность устранять боковые отклонения от оси ВПП величиной до 30 м.

Глиссада залегает таким образом, что ее опорная точка над порогом ВПП находится на высоте 15 ± 3 м. Точка пересечения продолженной глиссады с поверхностью ВПП на расстоянии в среднем 300 м от порога в глубь ВПП, а точка глиссады с превышением 30 м над поверхностью земли – на удалении 300 м до начала ВПП. Отсчет высоты и сигнализация о достижении заданной ВПП производится по показаниям радиовысотомера,

который замеряет высоту от поверхности земли до нижней точки колес шасси. В то же время антенна ГРП, которая движется строго по глиссаде, находится в носовой части самолета, примерно на 5 м выше нижней точки колес шасси, в результате чего в момент достижения высоты $V_{ПР} = 30$ м самолет будет находиться на удалении не 300 м от порога ВПП, а примерно на 100 м больше. По этой причине, находясь на глиссаде над порогом ВПП, самолет по показаниям РВ должен иметь высоту не 15, а 10 м.

Устраняются боковые отклонения на высотах начала маневра менее 60 м и до 30 м включительно по следующей методике. Заход следует считать посадочным (также и при посадке с боковым ветром), если направление вектора путевой скорости не выходит за пределы ширины ВПП, т.е. самолет к моменту достижения ВПР находится в таком положении и движется таким образом, что не выйдет за пределы продолженных кромок ВПП.

При боковых отклонениях самолета на ВПР в пределах красных огней КПБ (12-15 м) решение о посадке может быть принято без видимого порога ВПП, и посадка может быть выполнена без маневра по устранению бокового отклонения. При боковых отклонениях более 12-15 м и до 30 м включительно (но не более половины ширины ВПП) решение о посадке может быть принято при условии видимости порога ВПП. В этом случае посадка выполняется с устранением бокового отклонения, для чего выполняется одноразовый доворот с углом крена до 5° в сторону оси ВПП на угол $2-3^\circ$ координированным отклонением органов управления. Разворот выполняется с таким расчетом, чтобы осуществить приземление под этим же или меньшим углом на расстоянии 5-10 м от оси ВПП в зоне между осью и внутренними огнями приземления со стороны бокового отклонения и с последующим выводом самолета на ось ВПП. Приземление самолета за ось ВПП повышает опасность выкатывания за пределы ВПП. Следует помнить, что при развитии значительного угла скольжения возникает значительная разница подъемных сил и самолет резко кренится.

Максимально допустимые отклонения самолета по высоте, не требующие исправления, составляют примерно ± 5 м. Такие ошибки приводят к изменению длины воздушного участка примерно на 100 м за счет продольного смещения точки приземления. При снижении по глиссаде со скоростью 270 км/ч (74 м/с) время от момента достижения ВПП до пролета порога ВПП весьма ограничено (табл. 23).

Таблица 23

Время полета до порога ВПП

ВПП, м	Удаление от порога ВПП, м	Время полета, с
60	1000	13
45	700	9
30	400	5

Отделение самолета от земли после приземления. При завышении поступательной и вертикальной скоростей, нарушенных передних центровок, при отдаче штурвала от себя в момент приземления возможно отделение самолета от земли с последующим грубым приземлением и разрушением.

Причина возникновения нескоростного «козления» следующая. Обычно в момент касания штурвал продольного управления для уменьшения угла атаки из положения на себя несколько отдают от себя. Однако если удар был слишком сильным или вследствие плохой видимости пилот допустил ошибку в определении расстояния до земли и перед самым касанием для уменьшения вертикальной скорости резко взял штурвал на себя, то самолет может после удара о землю снова взмыться в воздух. При этом за счет возникшего во время касания земли момента на пикирование от силы веса, особенно при передних центровках, самолет опускает носовую часть и уходит в воздух с малым углом атаки. В таких условиях ввиду малой скорости и малого угла атаки подъемная сила оказывается недостаточной для удержания самолета в воздухе. Если быстро не увеличить угол атаки (резким взятием штурвала на себя), то самолет, израсходовав полученную при первом ударе энергию, грубо упадет на полосу. При этом возможны удары передней опорой, сопровождающиеся поломкой шасси, либо повторное

«козление». Во избежание подобных явлений при взмывании самолета пилот должен энергично взять штурвал на себя, чтобы успеть увеличить подъемную силу и мягко посадить самолет на полосу. После повторного касания необходимо штурвал отдать от себя, чтобы прижать самолет к полосе, не допуская новых скачков.

Если пилот допустил отделение самолета на ВПП на скорости, превышающей посадочную, то появляется скоростное «козление». Правда, само по себе это явление не страшно, так как самолет обладает достаточной скоростью, а следовательно, и управляемостью. Траектория движения самолета при этом получается пологой с небольшой максимальной высотой подъема после касания. Пилот обычно со скоростным «козлением» справляется быстро, не допуская повторных грубых ошибок. В случае же грубого касания полосы ввиду больших вертикальных скоростей, возникающих при проваливании самолета вследствие чрезмерно малой скорости, может получиться нескоростное «козление» с крутой траекторией, большими углами тангажа и быстрой потерей скорости.

Для самолета Ту-154М борьба с «козлением» затрудняется ввиду запаздывания системы обратной связи управления рулем высоты, что может привести к прогрессирующему «козлению» самолета. При отделении самолета от земли, если отдать штурвал от себя, руль высоты отклонится вниз лишь при движении самолета вниз. Это заставляет его удариться передней опорой и вновь отделяться от ВПП. После повторного касания необходимо штурвал отдать от себя, чтобы прижать самолет к полосе, не допуская новых скачков.

Рекомендации по устранению «козления» согласно РЛЭ следующие:

- зафиксировать колонку штурвала в посадочном положении, не допуская опускания носовой части самолета;
- после повторного касания плавно опустить переднюю опору;
- убедившись в прямолинейном движении самолета вдоль оси ВПП, включить реверс тяги (при этом автоматически выпускаются внутренние интерцепторы), выпустить средние интерцепторы и применить торможение.

9. НЕКОТОРЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОСОБЕННОСТИ

9.1. Особенности эксплуатации самолета при центровках более 32 % САХ

Выполнение полетов с центровками от 32 до 40 % САХ допускается только при невозможности создания более передней центровки, при располагаемой коммерческой загрузке (табл. 24). Полетная масса при этом не должна превышать 80 000 кг. Перед взлетом и посадкой переключатель «Задатчик стабилизатора» установить в положение «3°», если центровка самолета более 35 % САХ. Максимальная высота полета не должна превышать 10 100 м.

Таблица 24

Зависимость положения стабилизатора от центровки самолета

Центровка самолета, % САХ	Положение стабилизатора, град
28-33	3
33-36	2
36-38	1
38-40	0

Последовательные посадки самолета. Последовательные посадки при выполнении учебно-тренировочных полетов должны выполняться при начальной посадочной массе не более 78 000 кг. Полет производится с выпущенным шасси, при этом продолжительность полета должна быть не менее 15 мин. На пробеге обязательно применение реверса тяги. Тормозить при скорости не более 160 км/ч. Количество полетов должно быть:

- 5 – при температуре воздуха на уровне земли + 20 °С и ниже;
- 3 – при температуре + 20...+ 30 °С.

При выполнении последовательных посадок необходимо следить за термосвидетелями колес шасси. После выполнения указанного количества посадок необходимо сразу же после заруливания на стоянку охладить тормозные колеса водой.

Заход на посадку, уход на второй круг и посадка с выпущенными средними интерцепторами. При отказе системы управления типа «заклинивание» средних интерцепторов при снижении с эшелона полет по прямоугольному маршруту выполнять на скорости 400 км/ч.

После выпуска шасси перед входом в глиссаду на скорости 360 км/ч закрылки выпускаются на угол 28° , контролируется выпуск предкрылков и перестановка стабилизатора.

Полет по глиссаде выполнять на скорости 290 км/ч при $m = 75$ т. На выравнивании перед приземлением уборку газа производить позже, чем при нормальной посадке, с таким расчетом, чтобы перевод двигателей на малый газ был закончен к моменту касания.

Уход на второй круг с выпущенными средними интерцепторами следует осуществлять на постоянной скорости, равной скорости полета самолета по глиссаде.

9.2. Параметры самолета на глиссаде

Требованием НЛГС о запасе скорости до сваливания при снижении на глиссаде (величиной не менее 30 %) автоматически устанавливается и запас до сваливания по перегрузке. Сваливание самолета наступает при достижении критического угла атаки и может произойти не только при торможении самолета до скорости сваливания при перегрузке, близкой к 1, но и на другой, большей скорости, при создании перегрузки $n_y = 1$ и достаточно быстром увеличении угла атаки до $\alpha_{кр}$. При этом исходная скорость полета практически не успеваает измениться.

Это значение перегрузки, выводящей самолет на сваливание при заходе на посадку, легко определить:

$$n_{y\text{ св}} = C_{y\text{ св}}/C_{y\text{ пол}}$$

Таким образом, любой самолет, отвечающий требованиям НЛГС и имеющий на скорости захода на посадку запас до скорости сваливания

не менее 30 %, может быть выведен на сваливание при перегрузке не менее $n_y = 1,69$.

Для самолета Ту-154М с массой 78 т эти значения перегрузки составляют:

– при $\delta_3 = 45^\circ$ $n_y = 1,74$ или запас $\Delta n_y = 0,74$;

– при $\delta_3 = 28^\circ$ $n_y = 1,72$ или запас $\Delta n_y = 0,72$.

Следует отметить, что при $n_{y_{св}} < 1$ сваливания, например, при $\delta_3 = 45^\circ$ не будет даже на скорости 204 км/ч, а произойдет на меньшей скорости.

Заход на посадку с $\delta_3 = 45^\circ$ происходит при величине угла атаки $5-4^\circ$, а при уменьшении угла отклонения закрылков до 28° угол атаки увеличивается до $7,5^\circ$. Соответственно изменится и угол тангажа, который можно определить по формуле

$$\upsilon = \alpha + \Theta - \varphi_{уст},$$

где α – угол атаки;

$\Theta = -3^\circ$ – угол наклона глиссады;

$\varphi_{уст} = +3^\circ$ – угол установки крыла относительно фюзеляжа.

Тогда при $\delta_3 = 45^\circ$ $\upsilon = 5^\circ - 3^\circ - 3^\circ = -1^\circ$;

при $\delta_3 = 28^\circ$ $\upsilon = 7,5^\circ - 3^\circ - 3^\circ = +1,5^\circ$.

Для предупреждения экипажа о выходе самолета на большие углы атаки используется прибор АУАСП-12КР, который настроен так, что в посадочной конфигурации его срабатывание происходит при величине угла атаки 12° или на скорости, имеющей запас 13 % от скорости сваливания:

$$V = 1,13 V_{св}.$$

Ниже приведены основные параметры при снижении по глиссаде с посадочной массой 78 т (табл. 25).

Таблица 25

Параметры самолета на глиссаде ($m = 78$ т, Ту-154М)

Параметры	$\delta_3 = 45^\circ$	$\delta_3 = 28^\circ$
Критический угол атаки ($\alpha_{кр}$), град	17	18
Максимальный коэффициент ($C_{y\max}$)	2,15	1,92
Скорость сваливания, км/ч	204	216
Угол атаки при снижении $\alpha_{сн}$, град	5	7,5
Скорость захода на посадку, км/ч	276	283
Запас скорости до сваливания, %	32	31
Запас скорости до сваливания (V), км/ч	65	66
Запас по перегрузке до сваливания	0,74	0,72
Угол тангажа, град	-1	+1,5
Вертикальная скорость, м/с	3,4-3,8	3,6-4
Угол атаки срабатывания АУАСП, град	12	12
Скорость полета до начала срабатывания АУАСП, км/ч	220	240
Запас по перегрузке до начала срабатывания АУАСП	0,5	0,4
Запас по перегрузке от начала срабатывания АУАСП до сваливания	0,2	0,25

9.3. Особенности балансировки самолета при заходе на посадку

При полетах по II категории ИКАО большое значение придается качеству выполнения посадки, одним из показателей которого является минимальный разброс точек касания в продольном направлении относительно середины светового ковра.

Необходимой предпосылкой оптимального выполнения посадки является предпосадочное снижение строго по глиссаде, а после пролета ВПР – по продолженной глиссаде при тщательной балансировке самолета и выдерживании постоянной скорости вплоть до высоты начала выравнивания.

Наилучшим образом посадка обеспечивается своевременной уборкой РУД в положение «Малый газ», выполнением выравнивания на высоте

5 м и отклонением штурвала на себя с последующей отдачей его от себя (импульсом) в конце выравнивания для предотвращения увеличения угла тангажа. Так, при высоте начала выравнивания 5 м и вертикальной скорости снижения 4 м/с перегрузка на выравнивании составит $n_{y \text{ вып}} = 1,17$, а при увеличении вертикальной скорости до 6 м/с перегрузка возрастает до 1,35.

Выравнивание на высоте 5 м дает возможность использовать эффект так называемой воздушной подушки, который заключается в том, что на достаточно малой высоте, соизмеримой с длиной хорды крыла, за счет экранирующего влияния земли происходит существенное увеличение коэффициента подъемной силы C_y , что приводит к уменьшению угла наклона траектории снижения за счет искривления ее вверх и, как следствие, к уменьшению вертикальной скорости снижения ($V_y=1$ м/с) с одновременным увеличением угла тангажа.

При выполнении посадки не следует стремиться к полному выравниванию до нулевой вертикальной скорости, достаточно лишь уменьшить ее при подходе к точке приземления до величины 2 м/с. При этом самолет за счет воздушной подушки мягко с вертикальной скоростью около 1 м/с приземляется в расчетной точке. Такая методика посадки позволит существенно сократить посадочную дистанцию самолета, в первую очередь, за счет воздушного участка вследствие уменьшения дистанции выравнивания.

С учетом этих условий продольная балансировка самолета Ту-154М обеспечивает:

- продольную управляемость (уравновешивание сил и моментов) на всех режимах полета;
- изменение углового положения (угла атаки), сопровождающегося изменением перегрузки, для выполнения необходимых эволюций;

– подъем передней опоры и отрыв при взлете, выравнивание перед посадкой, уход на второй круг.

Потребный для балансировки самолета угол отклонения руля высоты зависит от скорости полета, положения механизации и центровки.

При уменьшении скорости полета увеличивается угол атаки, что вызывает соответствующее увеличение коэффициента продольного момента, действующего на пикировании, и, как следствие, значение потребного отклонения руля высоты вверх для создания уравнивающего пикирующего момента на горизонтальном оперении. При $V = 260$ км/ч изменение на 10 км/ч изменяет $\delta_{рв}$ на $\pm 4^\circ$.

При выпуске механизации увеличивается коэффициент подъемной силы C_y , что создает дополнительный момент на пикирование. Выпущенное шасси также создает пикирующий момент как в полете, так и в процессе разбега за счет сил реакции колес, основной опоры, расположенной позади центра тяжести самолета.

При перемещении центровки самолета вперед также возрастает пикирующий момент за счет увеличения плеча равнодействующей аэродинамических сил на крыле.

Таким образом, наибольшие отклонения руля высоты вверх необходимы для уравнивания пикирующих моментов на режимах взлета и посадки. Дросселирование двигателей на $V = 260$ км/ч с 75 до 55 % требует увеличения отклонения руля на -4° ввиду роста пикирующего момента.

При отрыве, выравнивании и уходе на второй круг также нужны дополнительные отклонения руля высоты вверх для изменения угла атаки. Именно поэтому конструктивно максимальный угол отклонения руля высоты вверх (25°) больше его отклонения вниз (20°).

Площадь стабилизатора самолета Ту-154М составляет 17,8 % площади крыла и в 3,8 раза превышает площадь руля высоты, поэтому стабилизатор на самолете Ту-154М очень эффективен.

Эффективность стабилизатора выражается в количестве градусов отклонения руля высоты, необходимом для создания такого же кабрирующего момента, какой создает стабилизатор при отклонении его на 1° . Величина эффективности показывает, во сколько раз стабилизатор создает больший кабрирующий момент при отклонении его на тот же угол, что и руль высоты. Эффективность стабилизатора самолета Ту-154М составляет 3-3,5 в диапазоне углов отклонения $0...-5,5^\circ$ по УПС. На скорости 260 км/ч ($\delta_3 = 45^\circ$, ш.в.) при неотклоненном стабилизаторе и предельной передней центровке 18 % даже полного отклонения руля высоты вверх на 25° недостаточно для балансировки самолета. При этом отклонение стабилизатора на угол $-5,5^\circ$ уменьшает балансировочное отклонение руля до -15° . При предельно задней центровке 40 % САХ отклонение руля высоты даже при нулевом значении угла стабилизатора не превышает -9° . Диапазон отклонения руля высоты $+3...-10^\circ$ составляет зону допустимых отклонений при снижении по глиссаде.

Отклонение руля высоты в установившемся полете на заданной скорости по глиссаде более $+3^\circ$ означает, что фактическая центровка оказалась более задней, чем расчетная, и угол установки стабилизатора должен быть уменьшен. Если руль отклонен вверх на угол более -10° , то фактическая центровка будет более передней, и угол установки стабилизатора необходимо увеличить. Следует помнить, что при углах отклонения руля высоты более 20° он малоэффективен. В таких случаях возможна посадка с $\delta_3 = 28^\circ$ и с необходимым отклонением стабилизатора до $-5,5^\circ$.

9.4. Заход на посадку при предельно передних (рис. 34) и предельно задних центровках самолета

После входа в глиссаду на расчетной скорости снижения проверить по указателю положения руля высоты правильность установки стабилизатора: стрелка указателя положения руля высоты должна находиться в рекомендованном диапазоне $+3...-10^\circ$ в широкой зеленой зоне шкалы.

Если в установившемся режиме снижения по глиссаде стрелка указателя положения руля высоты выходит за пределы указанного диапазона, то произвести корректировку положения руля высоты так, чтобы стрелка указателя положения руля высоты находилась в рекомендуемом диапазоне широкой части зеленой зоны.

При уходе стрелки указателя положения руля высоты вверх на угол более -10° в зеленой зоне необходимо:

а) при положении стабилизатора на снижение менее $5,5^\circ$ увеличить угол отклонения стабилизатора;

б) при положении стабилизатора на $5,5^\circ$ увеличить скорость захода на посадку на 10 км/ч больше расчетной, если скорость полета не была увеличена;

в) если скорость полета была увеличена, а руль высоты по стрелке указателя РВ отклонен вверх на угол более -10° в зеленой зоне, это свидетельствует о том, что центровка менее предельно передней. В этом случае следует уйти на второй круг и в горизонтальном полете по кругу принять меры для смещения центровки назад, после создания допустимой центровки произвести посадку. Смещение центровки назад на 1 % САХ уменьшает угол отклонения руля высоты на 1° и соответствует перемещению 3-х пассажиров с передних рядов кресел 2-го салона на задние ряды кресел 2-го салона;

г) если изменить центровку в полете невозможно, выполнить заход на посадку с закрылками, отклоненными на 28° , и стабилизатором, установленным на угол $5,5^\circ$, используя ручное управление стабилизатором. После выпуска механизации и установки стабилизатора в указанное положение, закрыть колпачок управления стабилизатором на случай возможного ухода на второй круг. В этом случае скорость захода на посадку и пересечения входного торца ВПП определять в зависимости от массы самолета. При центровках более 32 % САХ перед посадкой переключатель «Задатчик стабилизатора» установить в положение « 3° ».

9.5. Требования к посадочным характеристикам

Посадка начинается с момента снижения в зоне аэродрома назначения и заканчивается остановкой самолета после его пробега по ВПП. Ее можно разделить на ряд этапов, имеющих свое назначение и особенности, не преследующих одну цель: обеспечить снижение скорости, безопасное приземление и остановку самолета.

На этапе захода на посадку необходимо вывести самолет на курс посадки на безопасной высоте и обеспечить ему посадочные конфигурацию и скорость.

В процессе снижения скорости производятся маневрирование самолета, выпуск шасси, закрылков, предкрылков и перестановка стабилизатора. При снижении по глиссаде самолет выводится на ВПП с заданной скоростью.

На этапе приземления необходимо обеспечить касание самолетом поверхности ВПП в заданной зоне с допустимой вертикальной и путевой скоростями. На пробеге осуществляется дальнейшее снижение скорости вплоть до остановки самолета или выруливание его за пределы ВПП.

При появлении причин, делающих посадку самолета в данный момент опасной или вообще невозможной, выполняют уход на второй круг или прерванный заход на посадку.

Опыт эксплуатации пассажирских самолетов показывает, что заход на посадку и посадка являются наиболее сложными этапами полета. Это объясняется большой нагрузкой экипажа (маневрирование, выдерживание скорости, выпуск шасси и механизации).

Заход на посадку часто происходит при отсутствии видимости вплоть до высоты принятия решения, на ВПП ограниченной длины и ширины. Ветер (иногда переменный), малые скорости, осадки на ВПП – все это значительно усложняет процесс посадки, повышает вероятность отклонения самолета от требуемой траектории. Поэтому нормы летной годности предъявляют повышенные требования к характеристикам самолета

на посадке. Также и на взлете, в основном, эти требования относятся к скоростям полета на различных этапах захода на посадку и посадки, располагаемой тяговооруженности и длине ВПП.

Для улучшения управляемости и повышения безопасности скорость полета при заходе на посадку на всех участках, вплоть до момента пересечения входной кромки ВПП, должна превышать скорость сваливания в соответствующей конфигурации не менее чем в 1,3 раза.

Повышение запаса скорости от скорости сваливания по сравнению со скоростью v_2 на взлете определяется тем, что в процессе выравнивания и приземления будет 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. В режиме ухода на второй круг запас скорости от скорости сваливания должен быть не менее 20 %, как это обычно принято при взлете.

Требования к тяговооруженности самолета сводятся к обеспечению располагаемого градиента набора высоты при прерванной посадке (не менее 2,4 %), при одном отказавшем двигателе и двух, работающих на взлетном режиме. Исходя из этого же требования, выбирается посадочная конфигурация, при которой необходимо совершать посадку в случае захода с неработающим двигателем, а также порядок изменения механизации при уходе на второй круг, вызванном отказом двигателя в процессе снижения по глиссаде.

По нормам летной годности требования к аэродрому посадки, как и к аэродрому взлета, заключаются в том, чтобы потребная посадочная дистанция самолета не превышала располагаемой дистанции на аэродроме посадки.

Потребную посадочную дистанцию рассчитывают умножением фактической посадочной дистанции на коэффициент 1,67 с высоты 15 м до

полной остановки исправного самолета с использованием всех средств торможения.

Фактическую посадочную дистанцию определяют при стандартных температуре и атмосферном давлении на данном аэродроме, сухой и ровной ВПП. Учитывая возможные неточности измерения и порывы при встречном ветре, учитывают не более 50 % составляющей скорости ветра и при попутном – не менее 150 %.

Посадка должна выполняться без чрезмерных вертикальных перегрузок.

Методика пилотирования при определении фактической посадочной дистанции должна соответствовать рекомендациям РЛЭ.

При посадке на запасной аэродром коэффициент длины ВШ при определении потребной посадочной дистанции принят равным 1,43. Располагаемая посадочная дистанция (РПД) аэродрома равна длине ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания. Таким образом, при описанной расчетной посадке самолет должен остановиться после пробега на расстоянии, равном 60 % длины ВПП. При посадке в условиях, отличных от расчетных, с учетом допустимых отклонений в пилотировании и возможных отказов посадочная дистанция не должна превышать располагаемой посадочной дистанции.

При совершении аварийной посадки, вызванной отказом, приводящим к значительному увеличению посадочной дистанции (отказ системы выпуска закрылков или тормозов), допускается выкатывание самолета на КПБ.

9.6. Аэродинамическое обоснование полета по глиссаде и приземления

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

В настоящее время для самолета Ту-154М принята методика снижения по глиссаде с постоянной скоростью и конфигурацией, полностью подготовленной к выполнению посадки. Для сокращения посадочной дистанции и снижения энергии, которую необходимо погасить средствами торможения, полет по глиссаде до момента пересечения входной кромки ВПП следует выполнять на минимальной скорости, рекомендованной для посадочной конфигурации и массы самолета.

Нормами летной годности установлен минимальный запас скорости пересечения входной кромки ВПП до скорости сваливания, равный 30 %. Скорость сваливания самолета с закрылками, отклоненными на 45° , соответствует максимальному коэффициенту подъемной силы $C_{y\max} = 2,15$ (при $m_{\text{пос}} = 78$ т, $V_{\text{св}} = 202$ км/ч). Рекомендуемая скорость полета по глиссаде и пересечения входной кромки ВПП равна $V_{\text{зп}} = 1,3 \cdot 202 = 265$ км/ч, что соответствует коэффициенту подъемной силы $C_y = 1,25$. Угол атаки при заходе на посадку постоянен и составляет $5-6^\circ$.

Рассмотрим аэродинамические основы посадки самолета. Нормальное снижение самолета перед началом выравнивания происходит на угле атаки около 6° при $C_{y\text{сн}} = 1,25$. В процессе выравнивания C_y увеличивается за счет увеличения угла атаки самолета и влияния близости земли. Приземление самолета происходит на угле атаки $7-7,5^\circ$ при $C_{y\text{кас}} = 1,5$.

В момент приземления подъемная сила самолета равна посадочному весу (силе тяжести). После приземления включается реверс силы тяги и выпускаются интерцепторы, коэффициент подъемной силы уменьшается с 1,5 до 0,65, коэффициент C_x увеличивается. Самолет опускается на переднюю опору шасси и C_y дополнительно уменьшается до 0,3. Коэффициент C_x становится равным 0,19, а аэродинамическое качество самолета на пробеге $K = 0,3/0,19 = 1,58$. Снижение C_y с 1,5 до 0,3 уменьшает подъемную силу, увеличивается давление колес на ВПП, значительно увеличивается сила трения и эффективно используются тормоза. Таким образом, вследствие применения закрылков и пред-

крылков $C_{y \text{ кас}}$ значительно увеличивается, а посадочная скорость уменьшается. Увеличение C_x и силы лобового сопротивления вызывает уменьшение длины воздушного участка посадочной дистанции.

Применение реверса силы тяги и интерцепторов, а также получение высокого эффекта тормозов значительно сокращает длину пробега самолета.

В случае посадки самолета с убранными закрылками $C_{y \text{ кас}}$ уменьшается с 1,5 до 0,5-0,6, что значительно увеличивает посадочную скорость и длину пробега самолета. При этом значительно увеличивается и длина воздушного участка посадки. Поэтому посадка с убранными закрылками является сложной, и расчет на посадку должен быть точным. Точка начала выравнивания должна быть выбрана до начала ВПП, но с таким расчетом, чтобы на торце ВПП высота была не менее 5 м.

10. ПРЕДПОСЫЛКИ К ЛЕТНЫМ ПРОИСШЕСТВИЯМ

Потеря скорости на глиссаде

При уменьшении скорости уменьшается скоростной напор, уменьшается эффективность руля высоты самолета. Скорость сваливания при массе 75 т составляет 200 км/ч, до полетной скорости 260 км/ч запас составляет 30 %. Самолет устойчив и хорошо управляем, но это в диапазоне рекомендованных скоростей.

При уменьшении скорости на глиссаде при $X_T = 18\%$ на 10 км/ч требуется дополнительно отклонить руль высоты на 3° , т.е. 10 км/ч соответствуют 3° руля высоты.

При выдерживании меньшей скорости это соотношение увеличивается. Так, при полете на скорости 250 км/ч и уменьшении ее на 10 км/ч требуется дополнительно отклонить руль высоты на 5° .

При полете самолета на скорости 260 км/ч и центровке 18 % при уменьшении скорости на 20 км/ч требуется дополнительное отклонение руля высоты на минус $8-10^\circ$. На глиссаде, даже при малых массах самолета, не рекомендуется уменьшать скорость меньше 260 км/ч. Отклоне-

ние руля высоты более чем на -10° может привести к тому, что руля высоты может не хватить для балансировки самолета при особых ситуациях на посадке, что может привести к грубой посадке или посадке до полосы.

Нарушение передней центровки

При уменьшении центровки на самолете Ту-154 увеличивается пикирующий момент, он уравнивается кабрирующим моментом руля высоты.

После выхода самолета Ту-154А в эксплуатацию центровка передняя была установлена 16,5 %, затем 18 %, а после авиационного происшествия в Норильске центровка передняя была установлена 21 % на всех самолетах Ту-154Б(М).

При нарушении загрузки переднего багажника, состоящего из четырех отсеков, возможно нарушение предельно передней центровки (18 %) для самолета Ту-154М.

В эксплуатации, чтобы не нарушить предельно переднюю центровку 18 %, рекомендуется не загружать первый отсек переднего багажника.

При нарушении загрузки багажников центровка уходит вперед, и поскольку багажники рассчитаны на центровку до 16,5 %, то может получиться центровка 16-15 %.

Так, при постоянной скорости 260 км/ч уменьшение центровки с 24 до 16% требует увеличения отклонения руля высоты на $-7...-8^\circ$.

На больших углах отклонения руль высоты становится малоэффективным. Уменьшение эффективности руля высоты наступает на углах отклонения больше -20° .

При центровке 15-16 % на скорости 260 км/ч руль высоты отклонен на $-16...-17^\circ$. При полном отклонении руля высоты до -29° перегрузка может быть получена не более 1,2. Поэтому погасить вертикальную скорость снижения 10 м/с, возникшую на высоте 20 м, при передних центровках практически невозможно.

При снижении с большей вертикальной скоростью и потере продольной управляемости единственным выходом может быть уход на второй круг.

При увеличении режима двигателей, уборке закрылков до 28° , уборке шасси возникает кабрирующий момент.

При доуборке закрылков до 28° уменьшается пикирующий момент, руль высоты становится эффективнее, восстанавливается продольная управляемость.

Уменьшение режима работы двигателей

Самолет Ту-154М при заходе на посадку при полностью выпущенных механизации и шасси имеет очень малое аэродинамическое качество. Велика будет потребная тяга для горизонтального полета, и для обеспечения глиссады снижения потребуются режим работы двигателей 75-80 %. Если бортиженер (или автомат тяги) поставит двигатели на малый газ, то тяга двигателей уменьшится, увеличатся вертикальная скорость и угол снижения самолета.

С увеличением режима работы двигателей до взлетного не исключается просадка самолета (40-50 м). Поэтому если уменьшение режима произойдет после прохода БПРМ, то самолет выполнит посадку до ВПП.

Следует учитывать также, что снижение режима работы двигателей на скорости 260 км/ч с 73 % до малого газа требует дополнительного отклонения руля высоты на $4-5^\circ$. Это объясняется тем, что при уменьшении режима работы двигателей возникает пикирующий момент.

Завышение вертикальной скорости

При снижении и заходе на посадку с эшелона перехода запрещается увеличивать вертикальную скорость выше 7 м/с.

В случае нарушения этого указания следует помнить, что при полном отклонении руля высоты перегрузки вывода при центровке 18 % небольшие, порядка 1,2-1,3. Поэтому просадка самолета очень значительная. Чтобы погасить вертикальную скорость 7 м/с, нужно иметь запас высоты 40-50 м.

Следует также учитывать, что при передних центровках и отклоненном руле высоты вверх на -20° и при дальнейшем его отклонении вверх прирост подъемной силы мал, кабрирующий момент мал, а посадка самолета получается значительной.

Отдача штурвала

При необходимости увеличить вертикальную скорость при заходе на посадку штурвал перемещается плавно и на небольшую величину. Дело в том, что при передних центровках колонка отклонена на пилота на 70-80 мм, а руль высоты вверх на $-8...-9^\circ$. При таком положении колонки и перемещении ее система СУУ увеличит отклонение руля высоты, поддерживая расход потребного отклонения штурвала ΔX для создания единицы перегрузки величиной постоянной 100-120 мм.

Поэтому при значительном перемещении колонки от пилота система СУУ еще дополнительно увеличит отклонение руля высоты, что приведет к резкому возрастанию вертикальной скорости снижения, а запаса высоты для ее гашения не будет.

Выводы:

1. Запрещается превышать вертикальные скорости на глиссаде более рекомендованных для данной глиссады.
2. Запрещается довыпуск закрылков на глиссаде на высотах менее 300 м.
3. Уменьшать режим работы двигателей, при необходимости, нужно плавно, по 4-5 % (по частоте вращения ротора).
4. Центровка предельно передняя должна быть не менее 18 %.
5. Не допускать отклонения руля высоты на глиссаде более -10° .
6. Опасна потеря скорости даже на 10 км/ч с уменьшением режима работы двигателей до малого газа. Это объясняется тем, что требуется

отклонение руля высоты дополнительно около 4° на потерю скорости на 10 км/ч и около 4° в ответ на уменьшение режима работы двигателей до малого газа. Поэтому потребуется дополнительно $7-8^\circ$ руля высоты, и он будет отклонен на $20-25^\circ$, где теряет свою эффективность.

Самолет будет неуправляем в продольном отношении.

Учитывая все эти рекомендации, можно обеспечить безопасный заход на посадку и посадку самолета.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бехтир, В.П. Практическая аэродинамика самолета Ту-154М / В.П. Бехтир, В.М. Ржевский, В.Г. Ципенко. – М.: Воздушный транспорт, 1997.
2. Николаев, Л.Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов / Л.Ф. Николаев. – М.: Транспорт, 1990.
3. Таршин, Ю.П. Инструкция по взаимодействию и технология работы членов экипажа самолета Ту-154М / Ю.П. Таршин. – Новосибирск, 2001.
4. Руководство по летной эксплуатации самолета Ту-154М. Кн. 1. – М., 1986.

Приложение

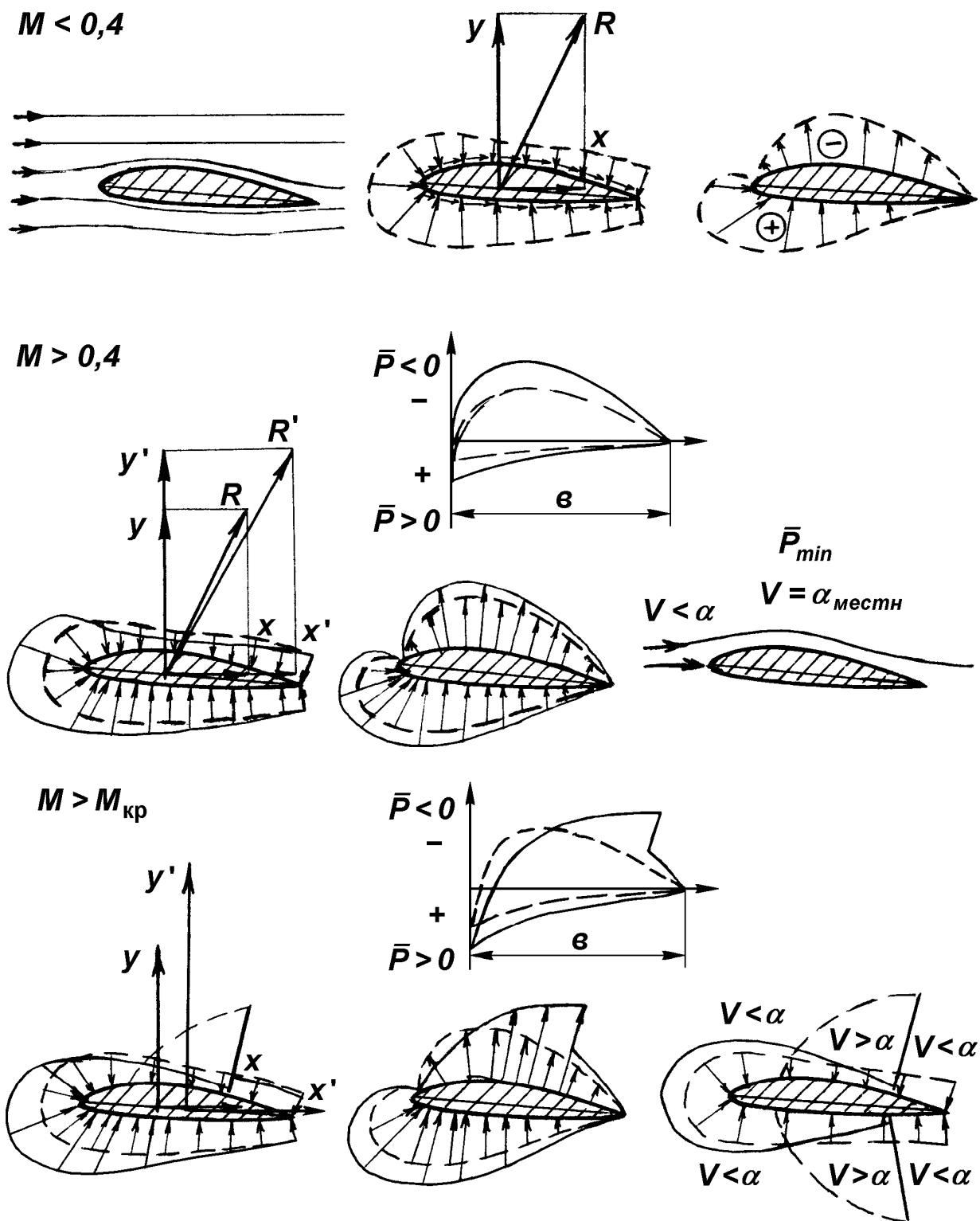


Рис. 1. Аэродинамические силы профиля крыла при различных значениях числа M

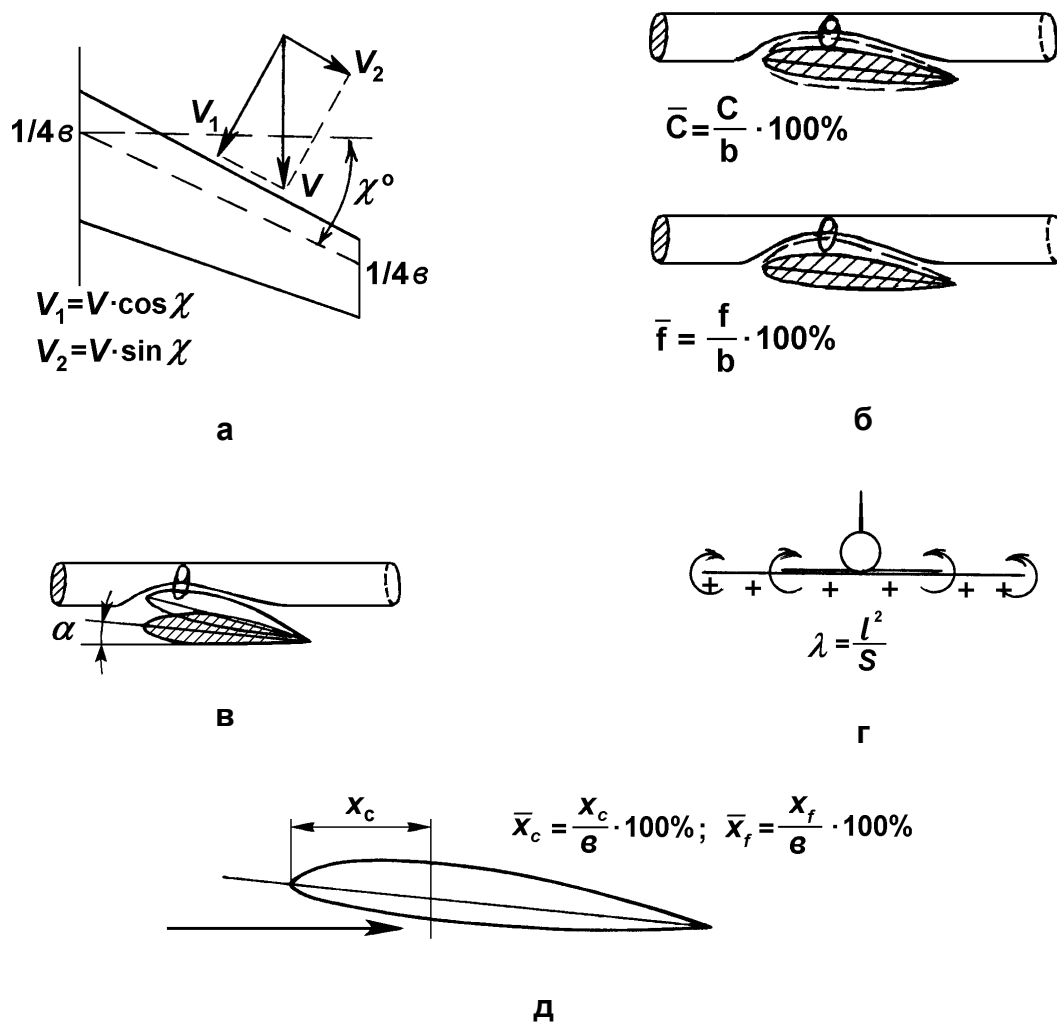
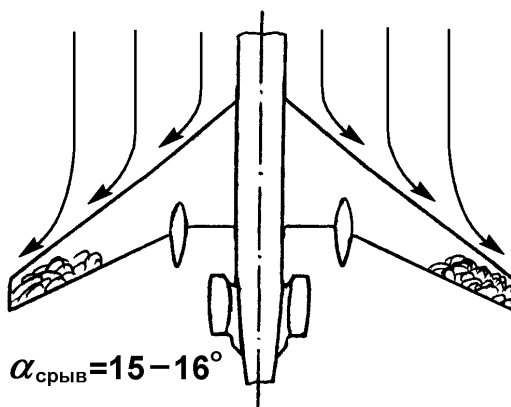


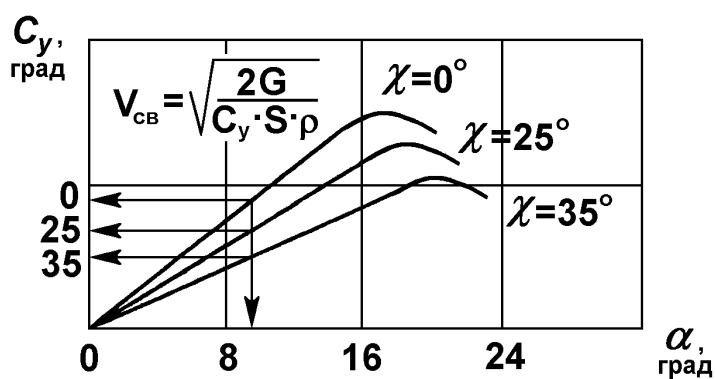
Рис. 2. Факторы, влияющие на число $M_{кр}$



а

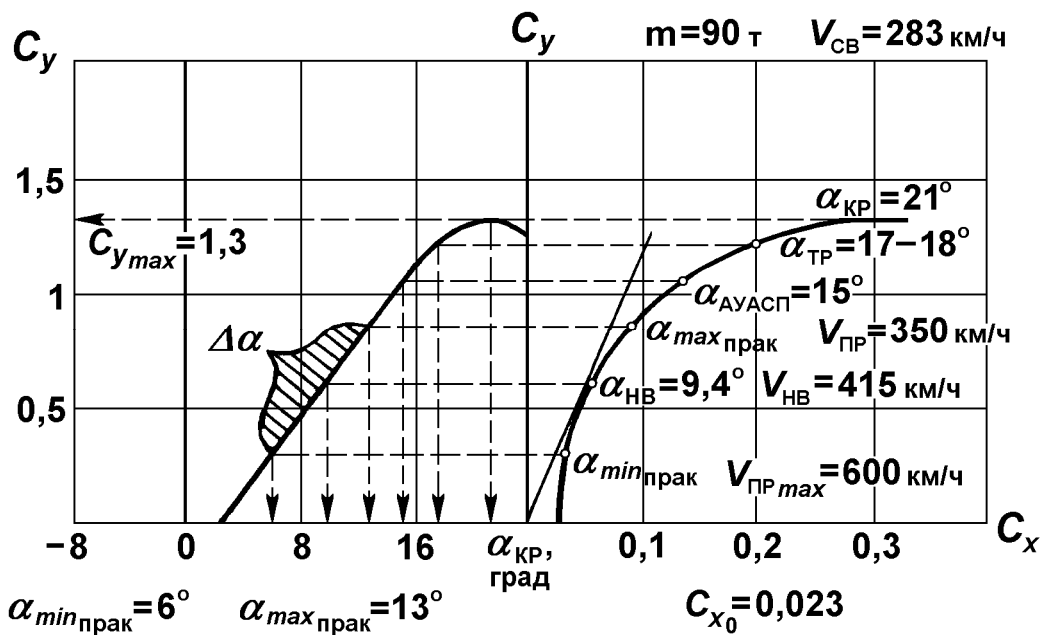


б

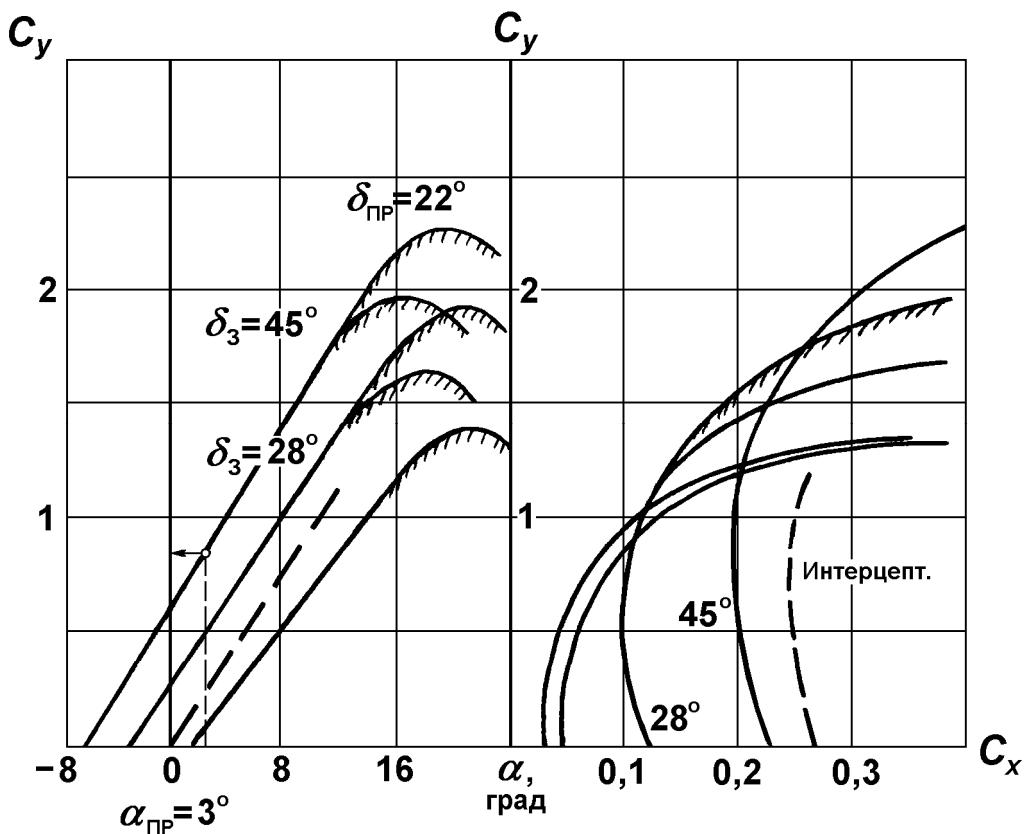


в

Рис. 3. Аэродинамические особенности стреловидности крыла:
 а – влияние стреловидности на величину коэффициента C_y и C_x ;
 б – влияние стреловидности на срыв потока;
 в – влияние стреловидности на $\alpha_{кр}$ и $C_{y_{max}}$



а



б

Рис. 4. Аэродинамические характеристики самолета Ту-154М:

а – поляры самолета;

б – влияние механизации на аэродинамические характеристики

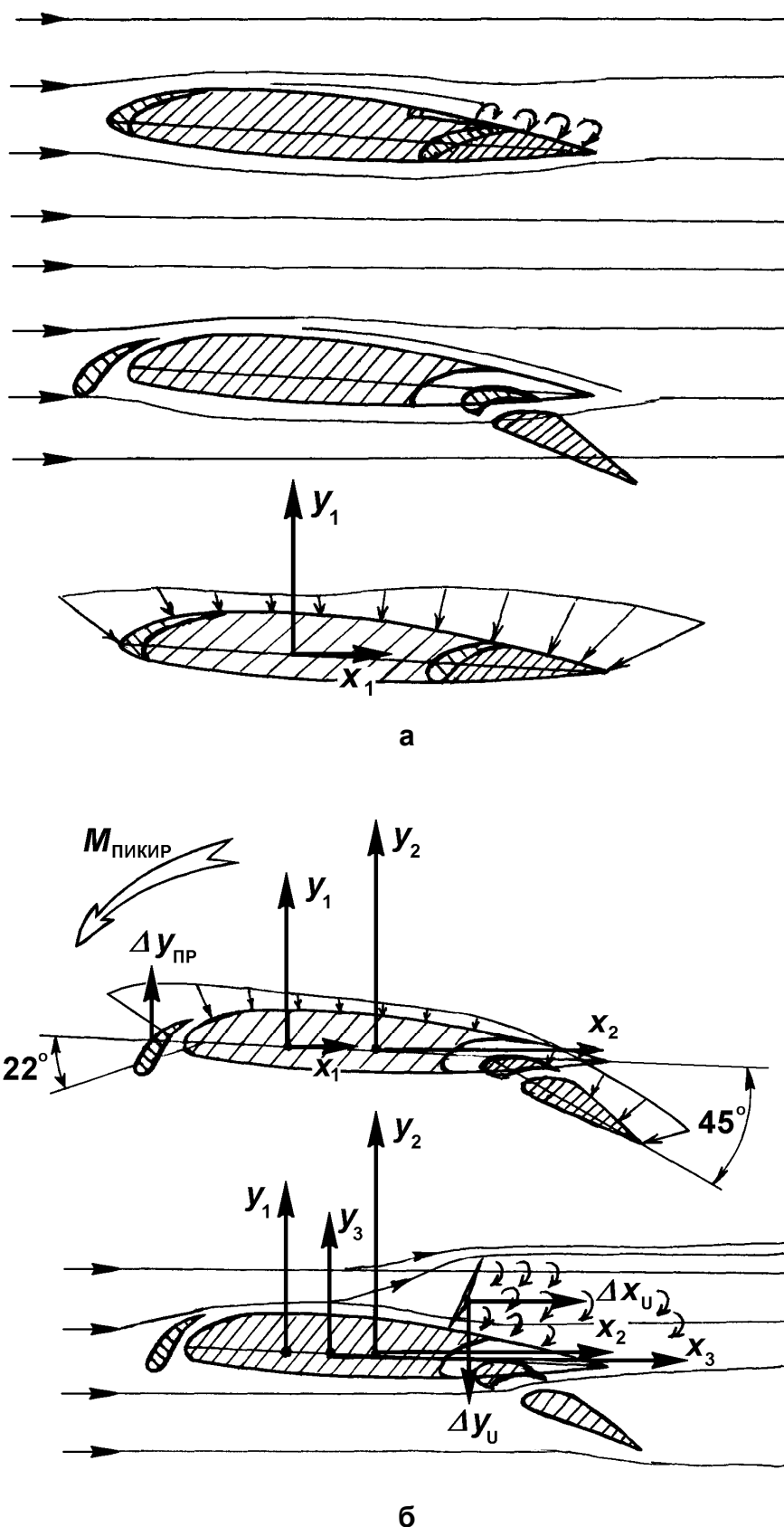


Рис. 5. Механизация крыла самолета Ту-154М:
 а – картина обтекания профиля крыла;
 б – изменение центра давления при выпуске механизации

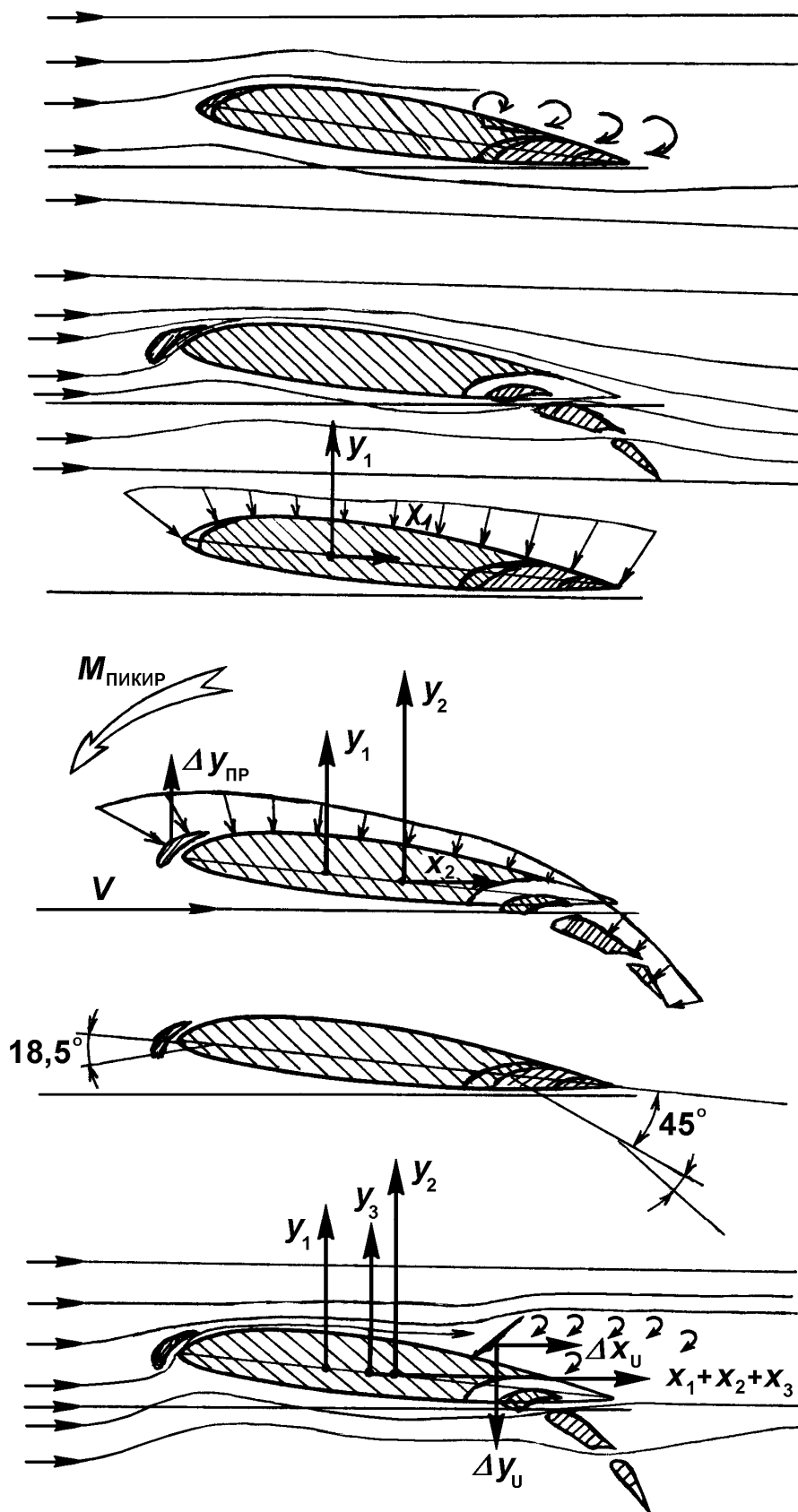


Рис. 6. Картина обтекания, распределения давления по профилю и аэродинамические силы крыла на больших углах атаки

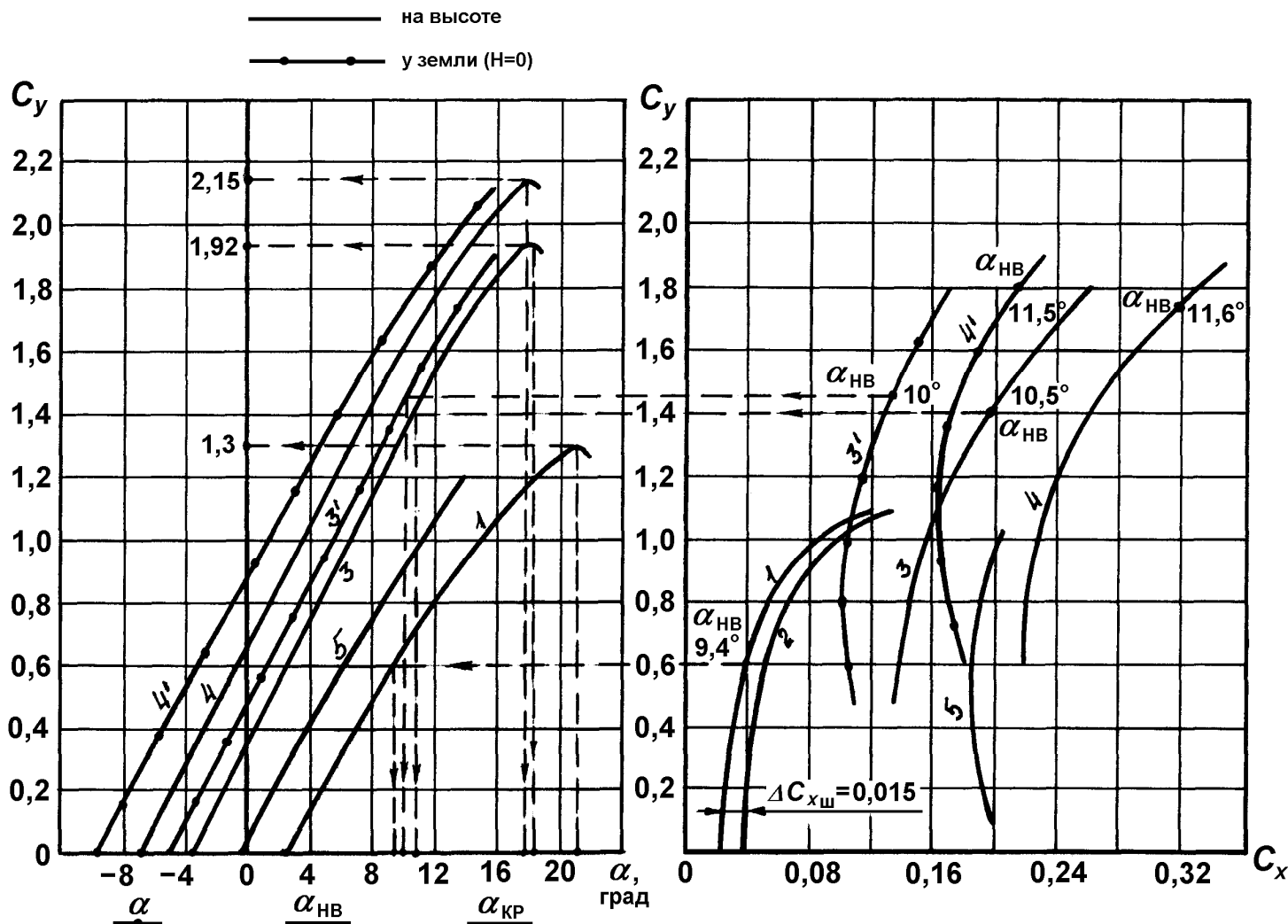


Рис. 7. Аэродинамические характеристики самолета Ту-154М, Б:

- 1-1 – шасси и механизация убраны; 2 – шасси выпущено; 3-3 – шасси выпущено, $\delta_3 = 28^\circ$, $\delta_{ПР} = 22^\circ$ (на высоте),
- 3'-3' - шасси выпущено, $\delta_3 = 28^\circ$, $\delta_{ПР} = 22^\circ$ (у земли), $H=0$; 4-4 – шасси выпущено, $\delta_3 = 45^\circ$, $\delta_{ПР} = 22^\circ$ (на высоте);
- 4'-4' - шасси выпущено, $\delta_3 = 45^\circ$, $\delta_{ПР} = 22^\circ$ (у земли); 5-5 – шасси выпущено, $\delta_3 = 45^\circ$, $\delta_{ПР} = 22^\circ$; $\delta_{ИНТ} = 50 - 45^\circ$ (у земли)

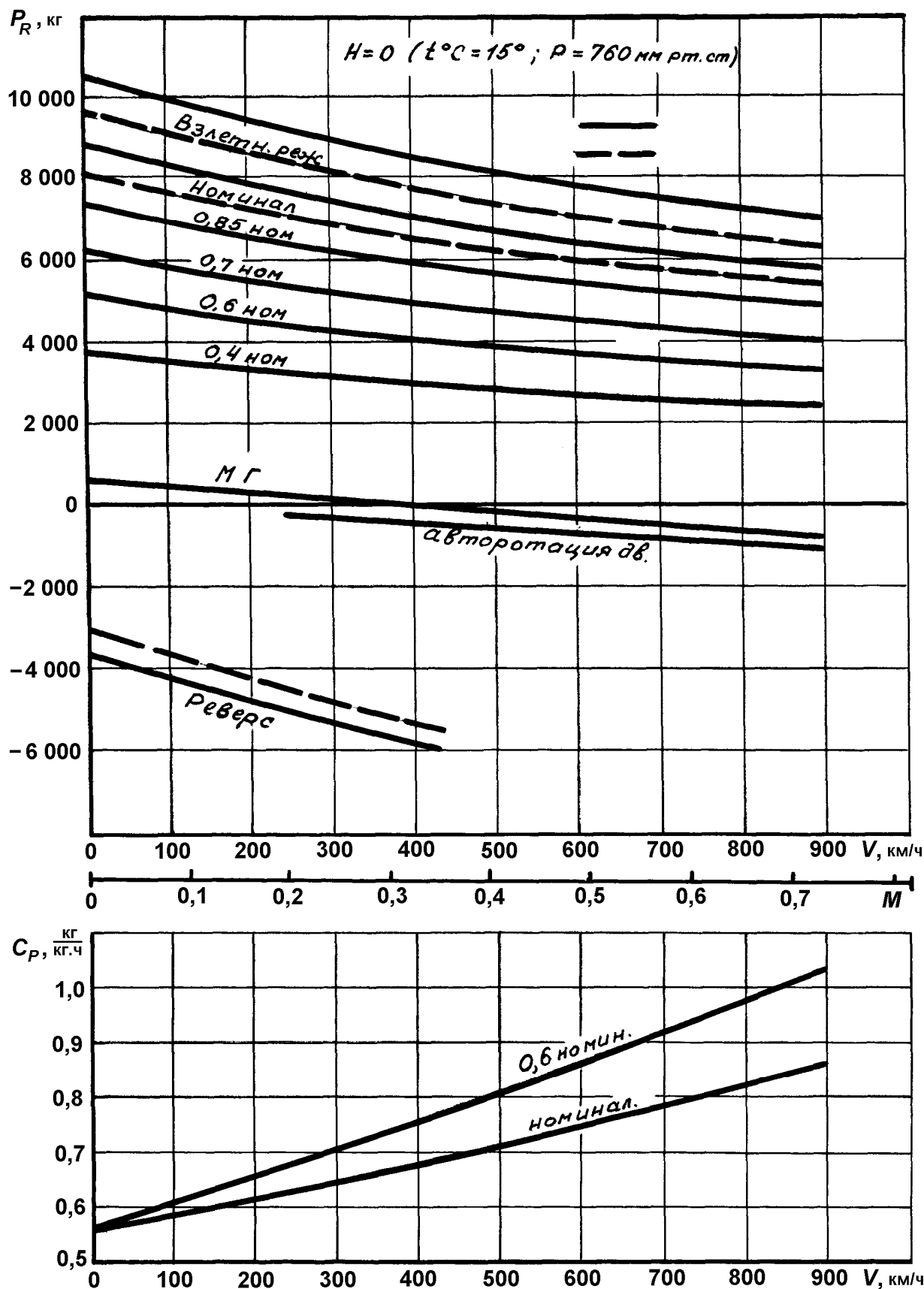


Рис. 8. Зависимость тяги двигателя Д-30-КУ и удельного расхода топлива от скорости полета (числа М) при различных режимах работы

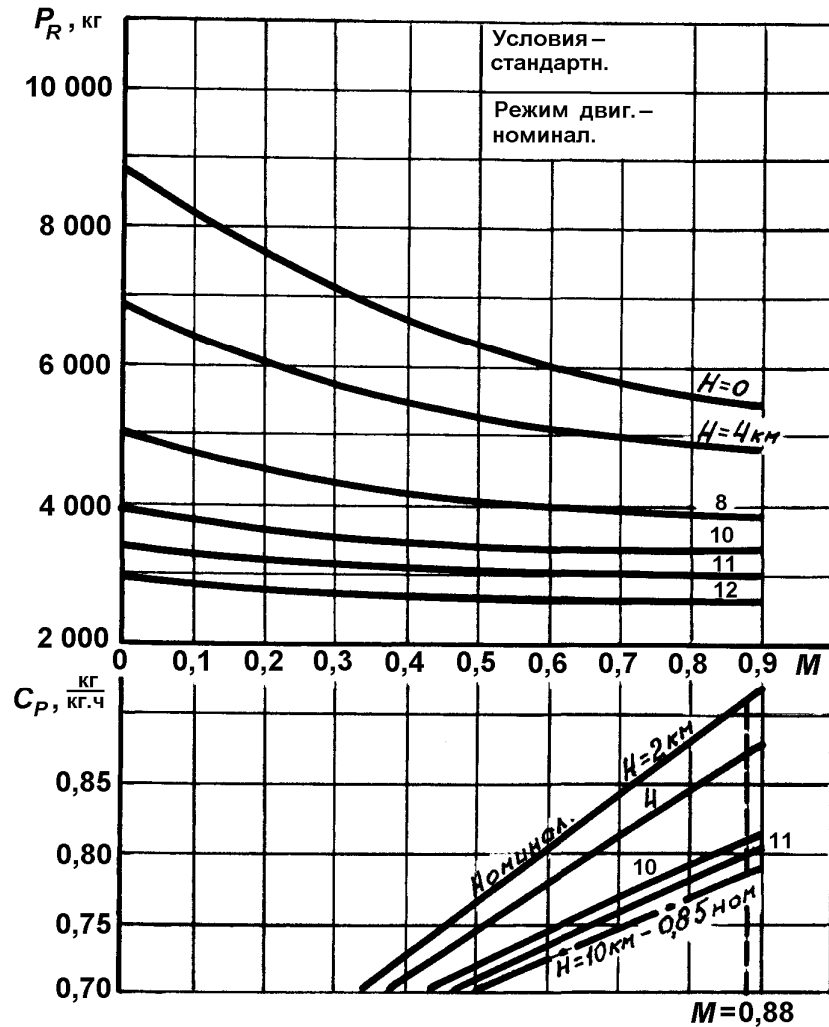


Рис. 9. Зависимость силы тяги и удельного расхода топлива двигателя Д-30-КУ от числа M на различных высотах при номинальном режиме

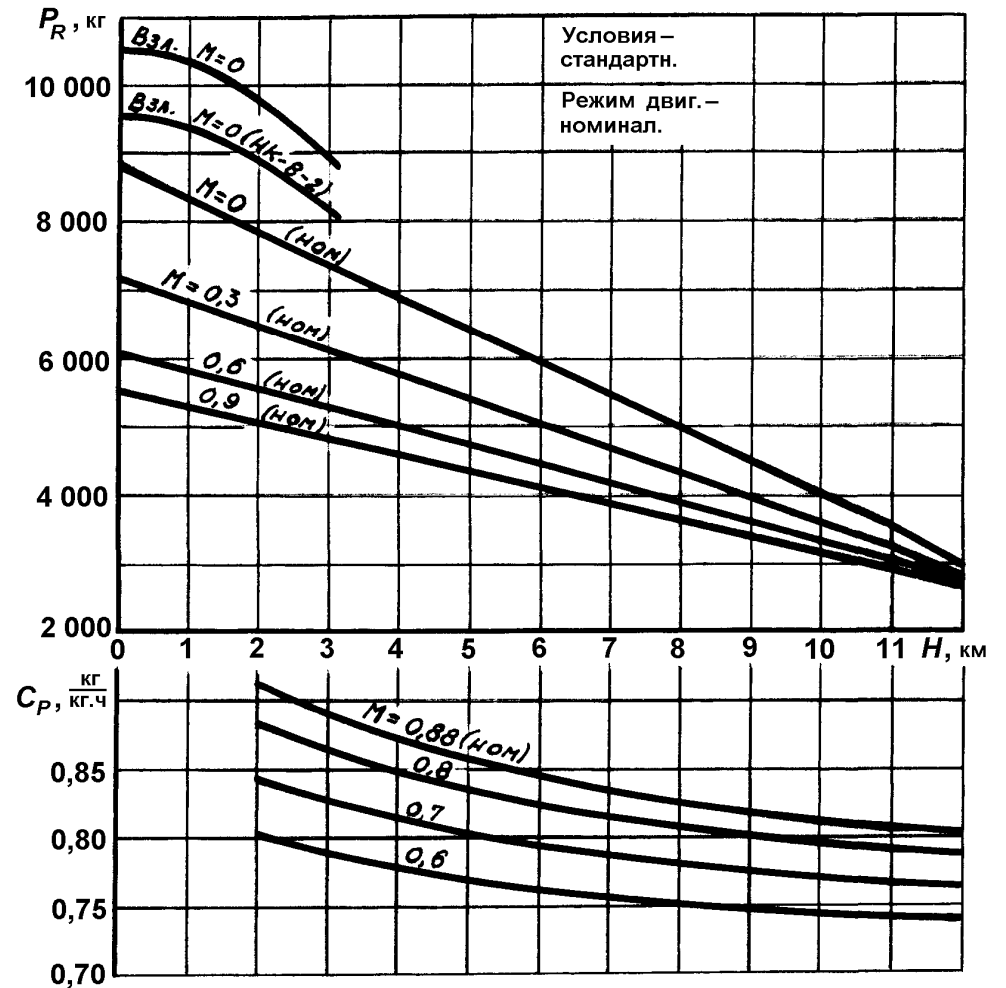


Рис. 10. Зависимость силы тяги и удельного расхода топлива двигателя Д-30-КУ от числа M на различных высотах при номинальном и взлетном режимах

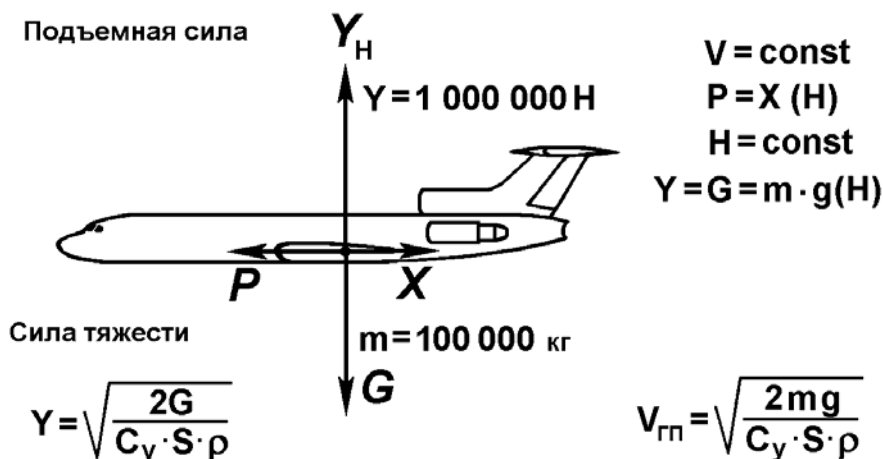


Рис. 11. Схема сил горизонтального полета

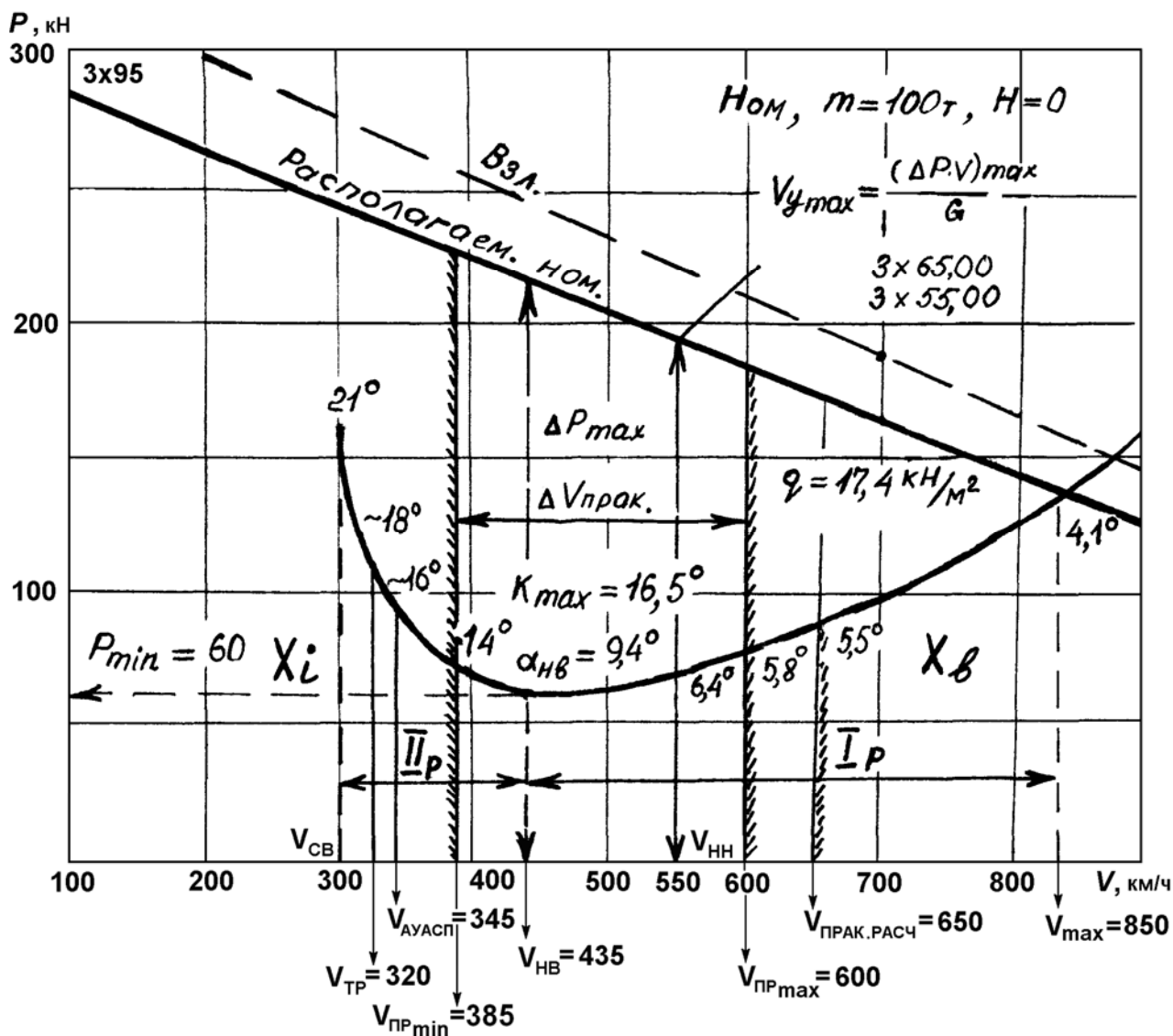


Рис. 12. Кривые потребных значений $P_{потр}$ и располагаемых значений P_r тяги самолета ($m = 100\text{ т}$)

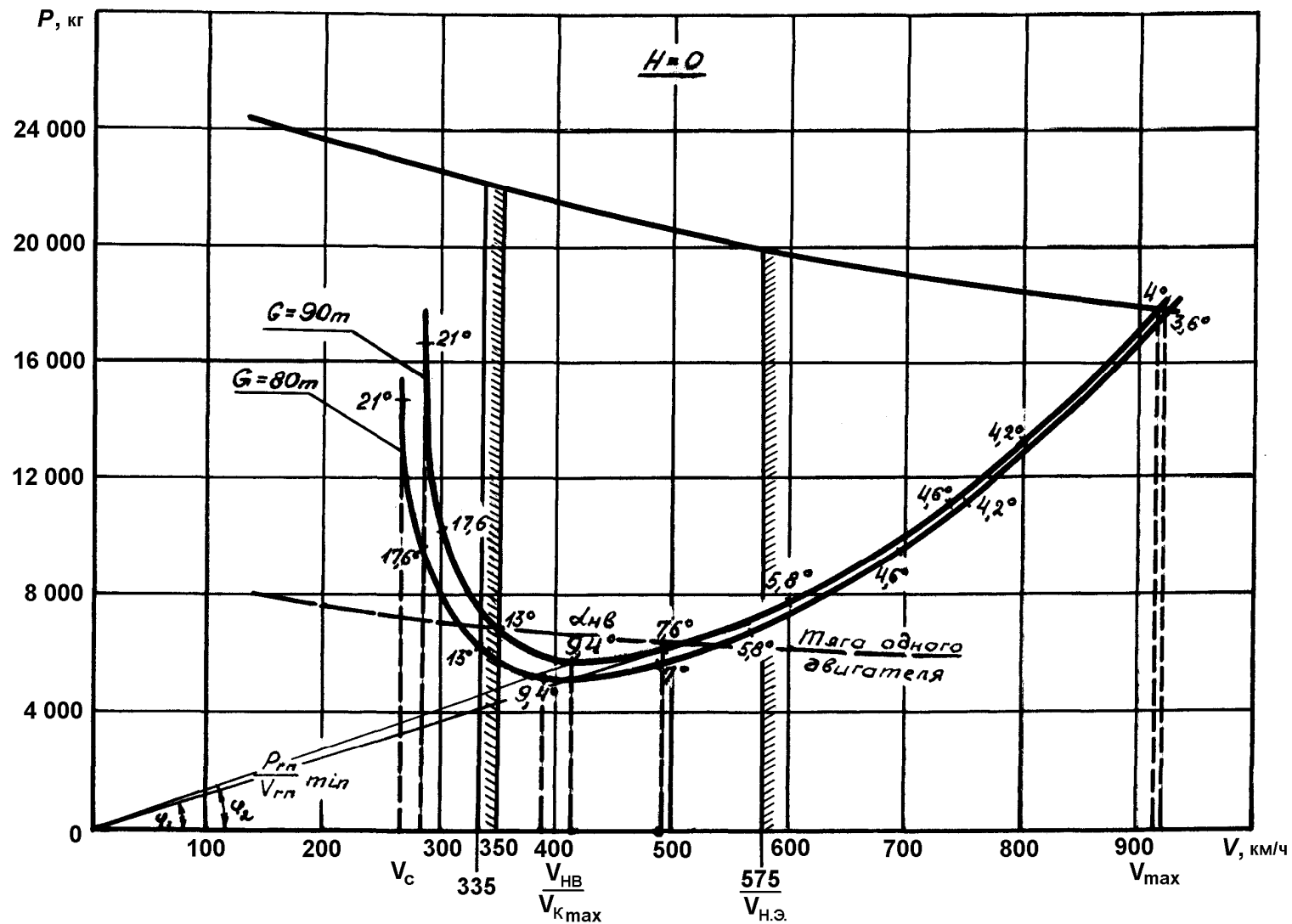


Рис. 13. Кривые потребных и располагаемой тяги при $m=90, 80$ т; $H=0$

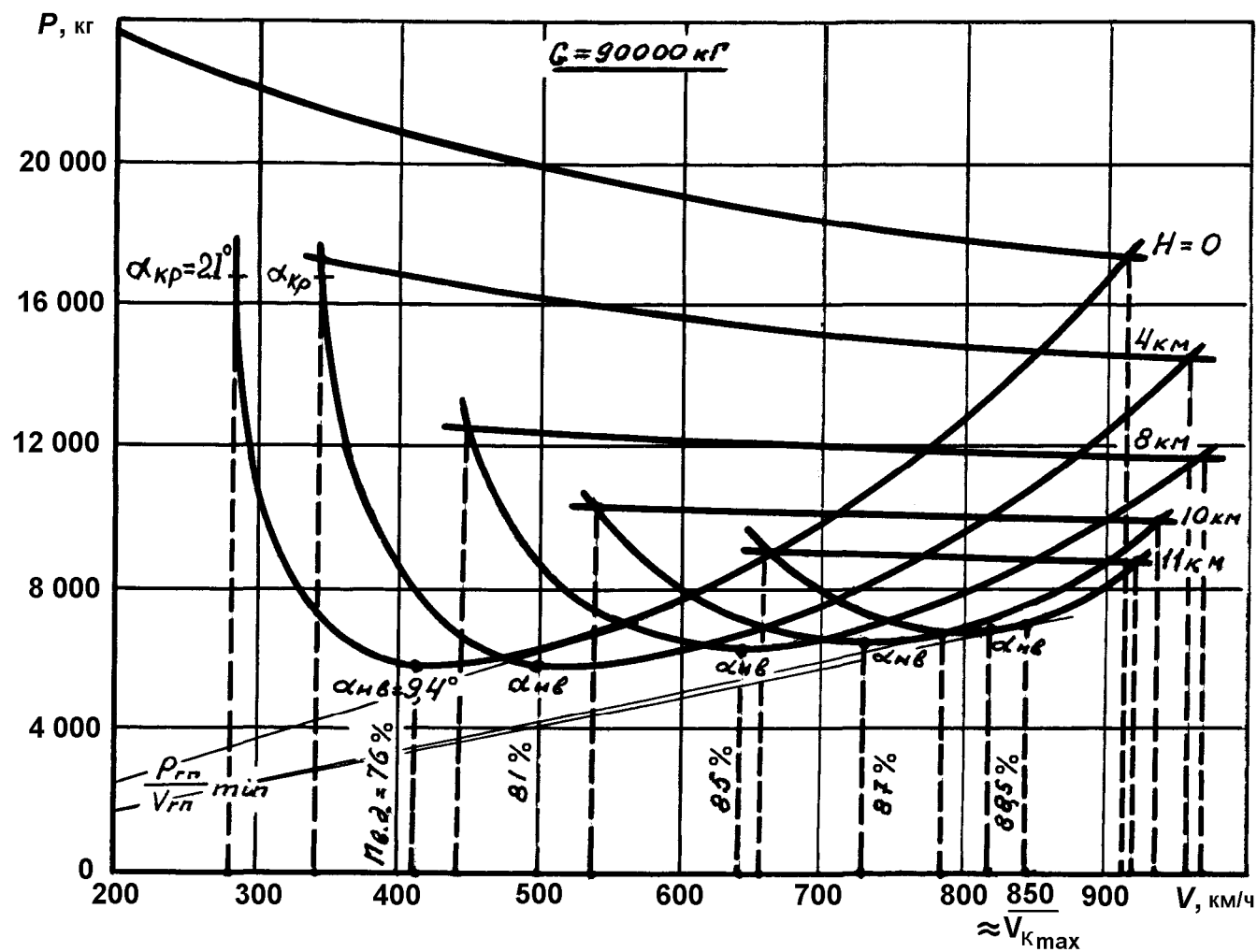


Рис. 14. Кривые потребных и располагаемых тяг для различных высот ($m=90 \text{ т}$)

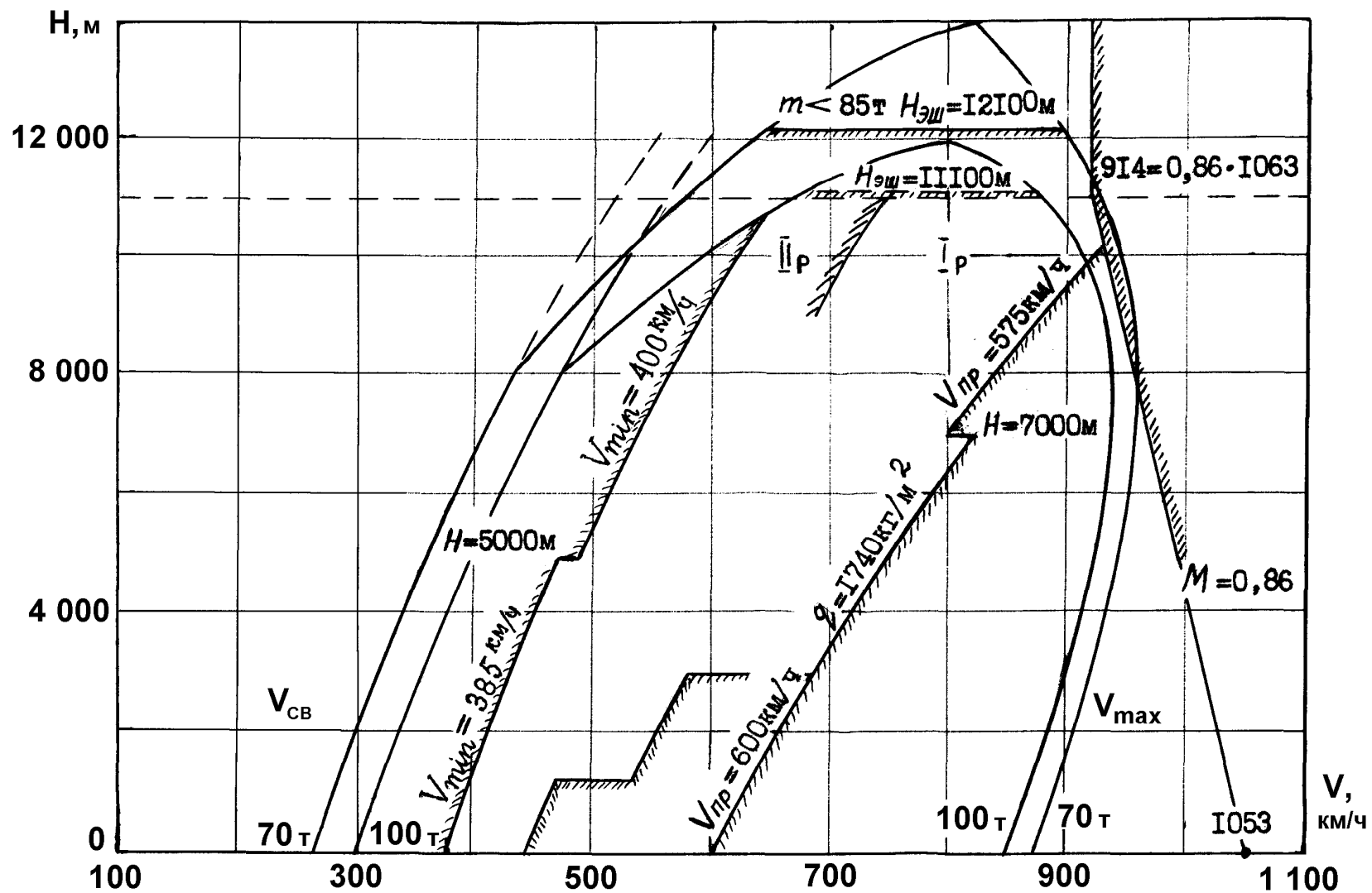


Рис. 15. Диапазон скоростей горизонтального полета самолета

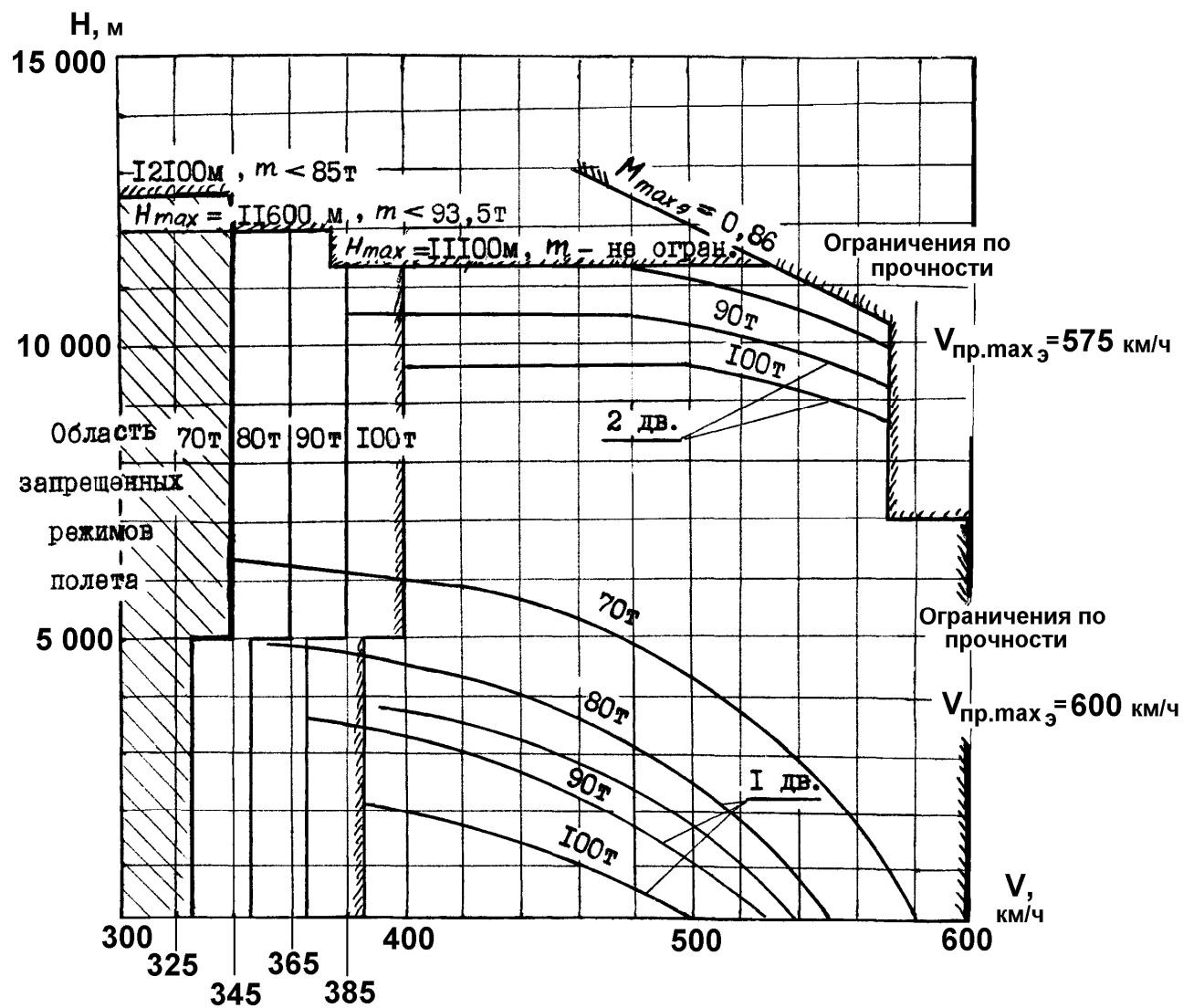


Рис. 16. Предельные параметры полета при работе двигателей на номинальном режиме

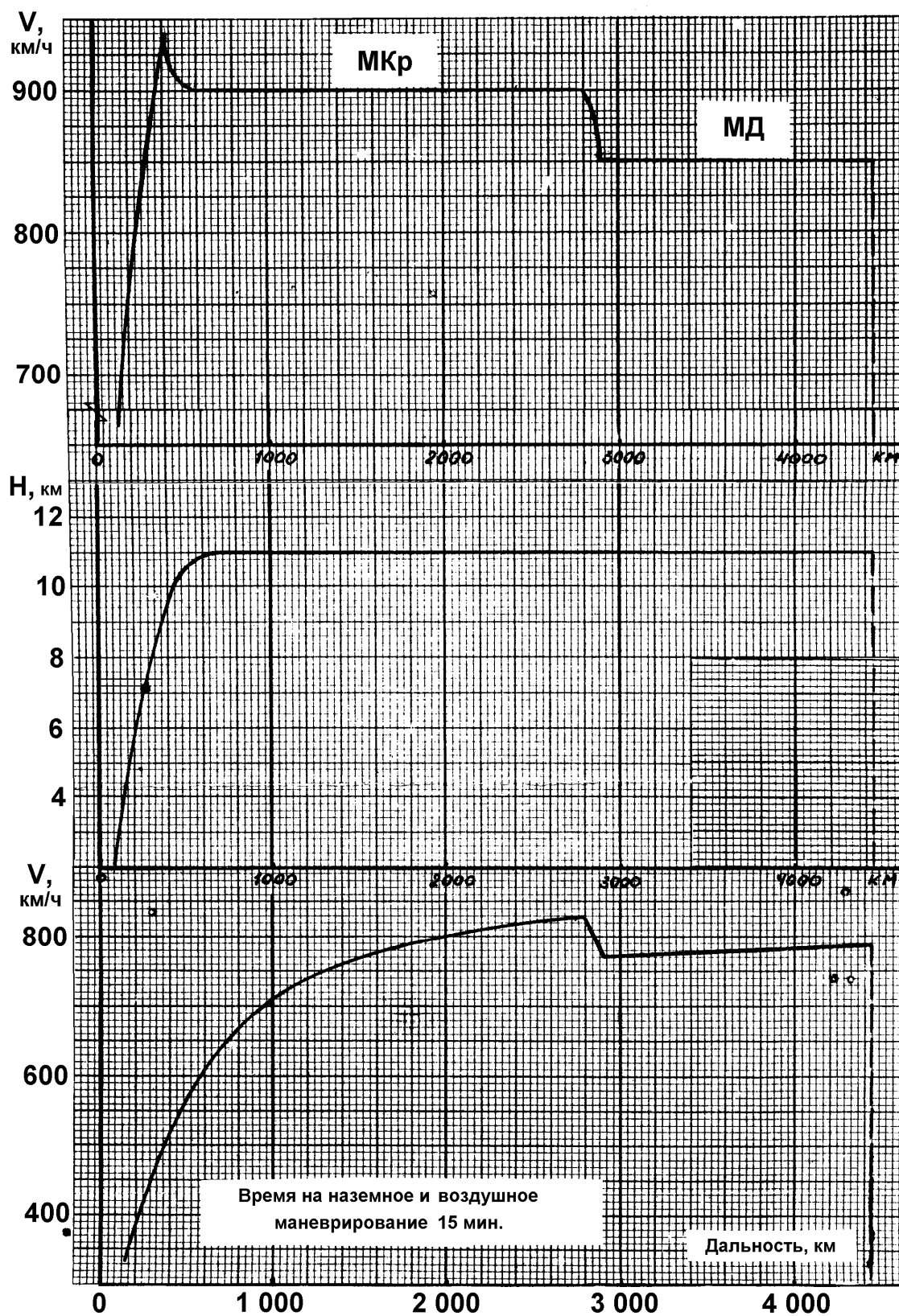


Рис. 17. Наивыгоднейший по себестоимости режим полета по дальности

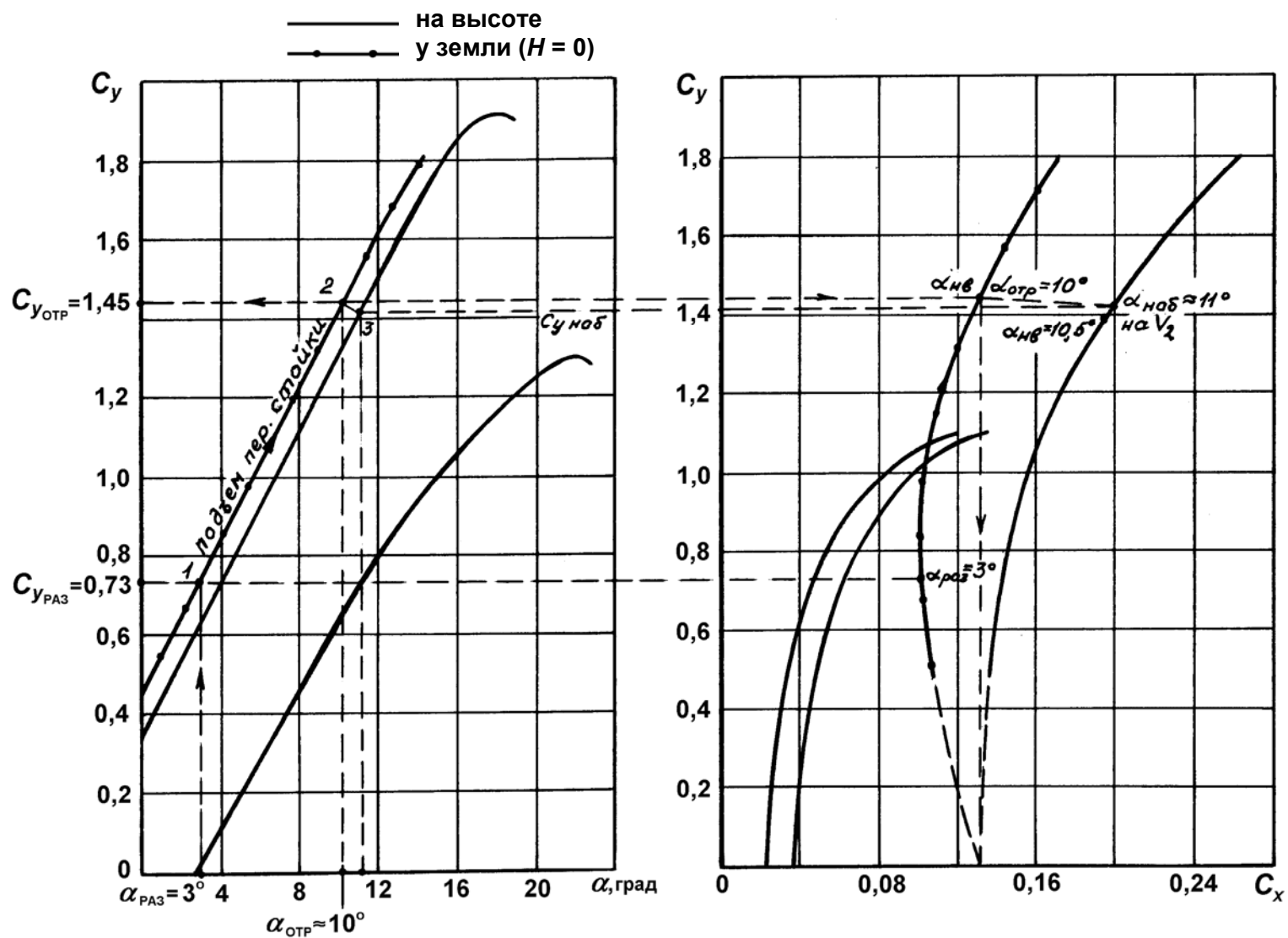
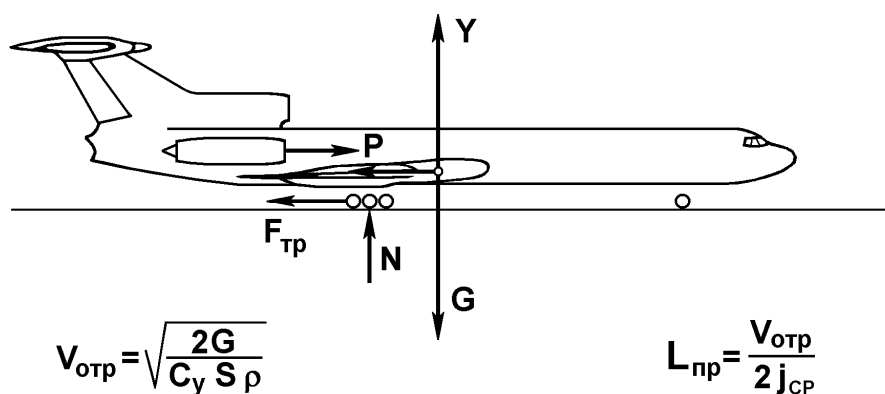


Рис. 18. Аэродинамические характеристики самолета при взлете



m	V _s	V _R	V ₂	L _р
100	245	255	280	1500
90	235	245	270	1400
80	220	230	250	1300

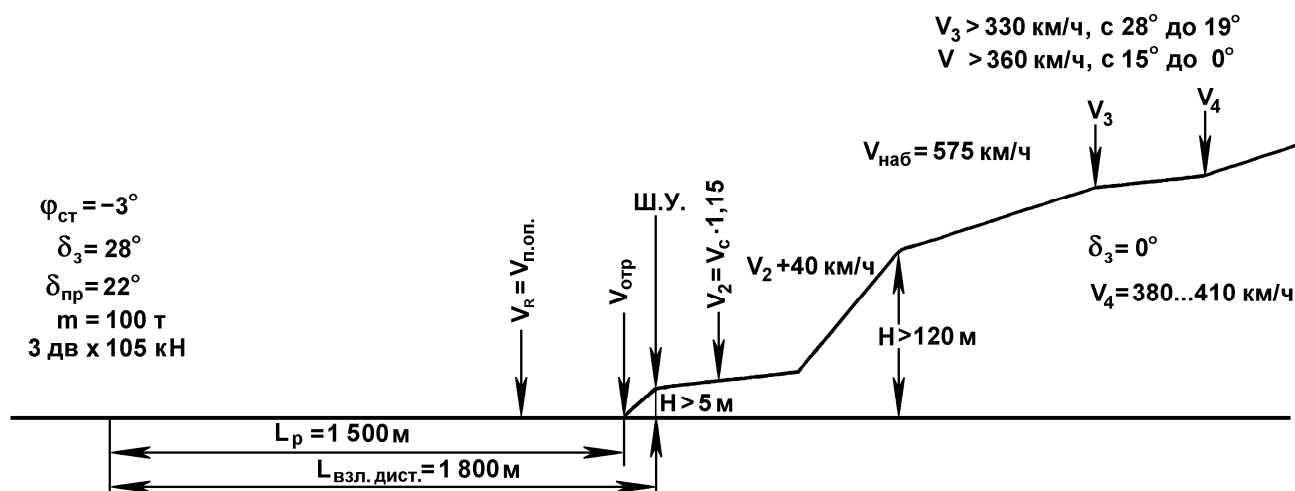


Рис. 19. Взлет самолета Ту-154М с углом отклонения закрылков 28°

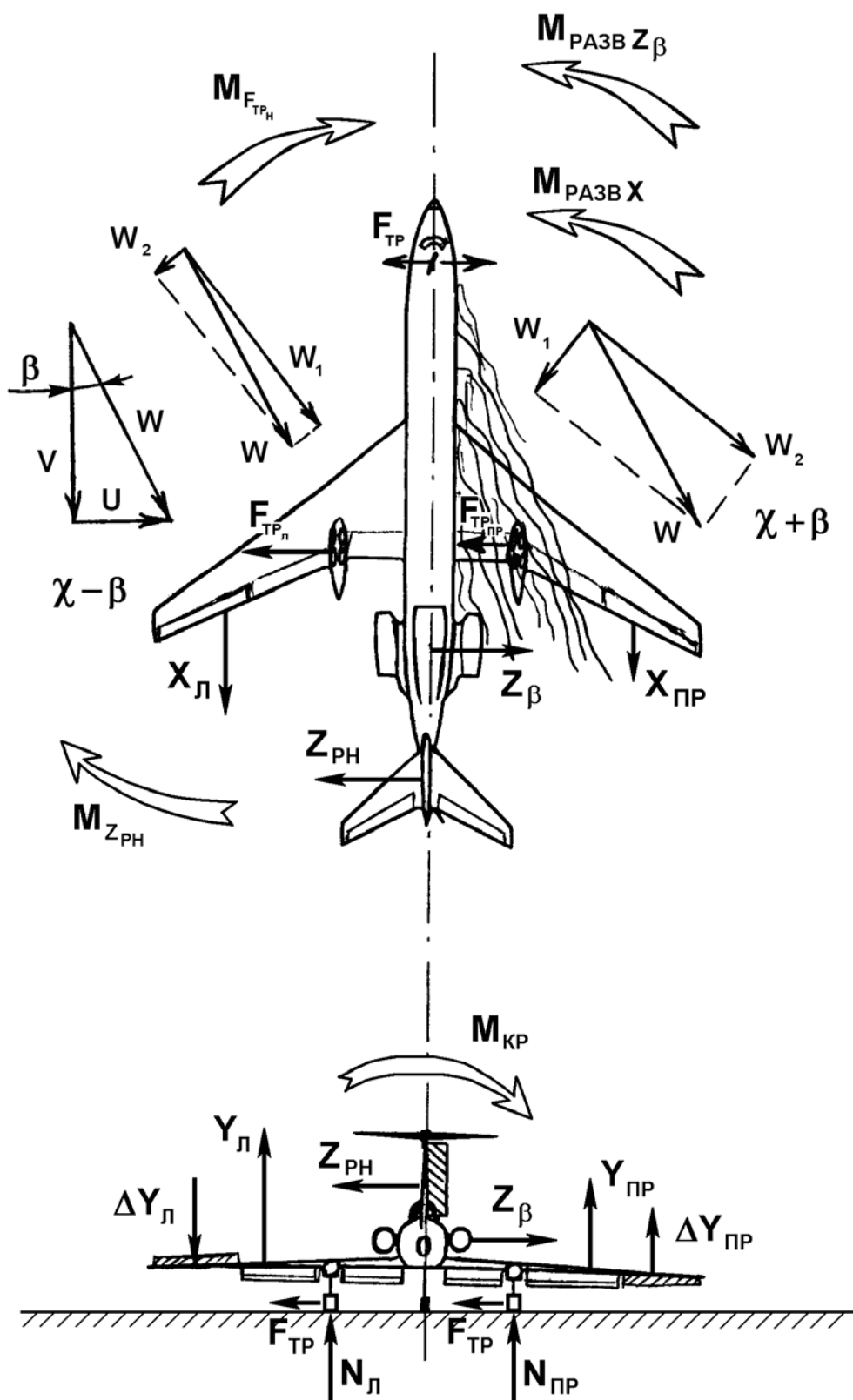
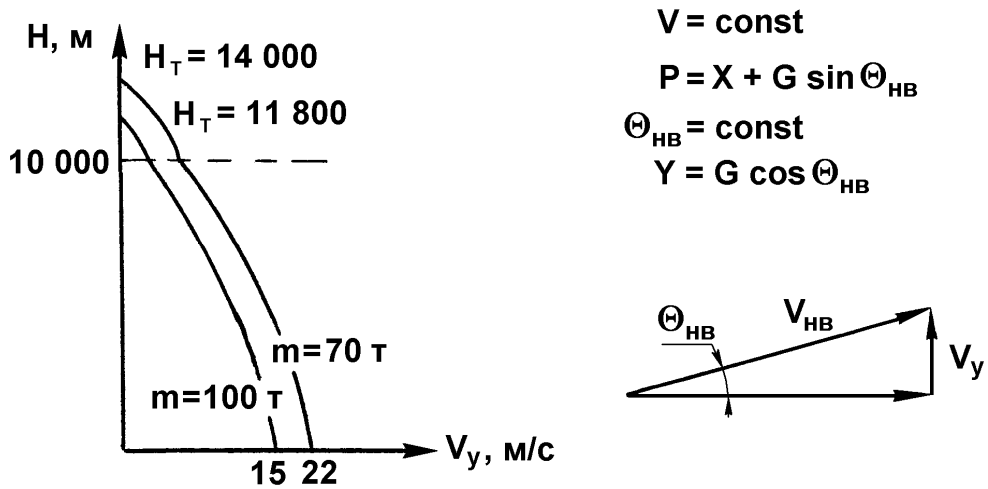
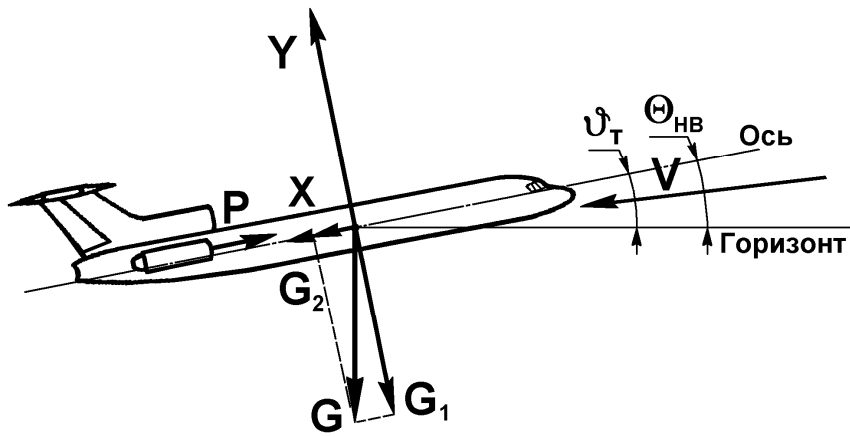
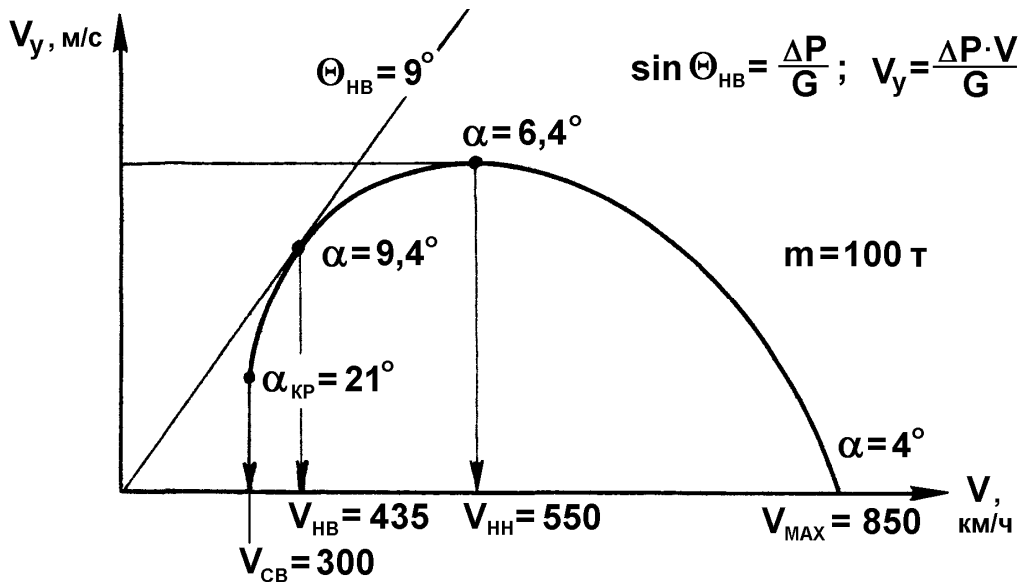


Рис. 20. Кренящие и разворачивающие моменты на взлете при боковом ветре



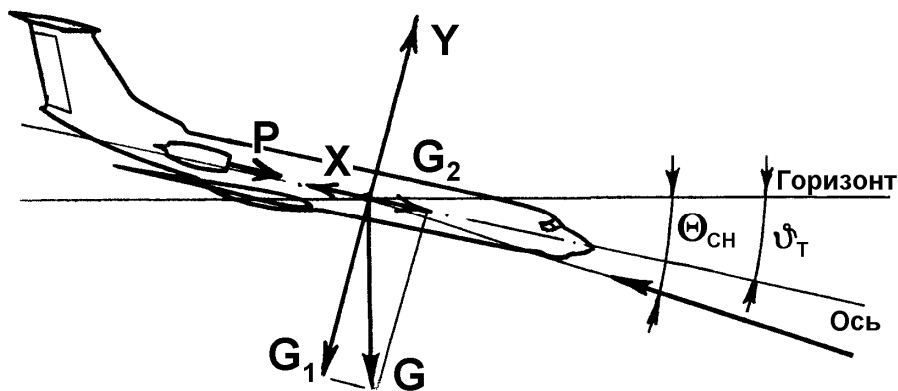
а



б

Рис. 21. Набор высоты:

а – схема сил в наборе высоты;
б – поляра набора высоты



$$\sin \Theta_{\text{СН}} = \frac{1}{K} - \frac{P}{G}$$

$$\sin \Theta_{\text{пл}} = \frac{1}{K}$$

$$V_{y_{\text{СН}}} = V_{\text{СН}} \left(\frac{1}{K} - \frac{P}{G} \right)$$

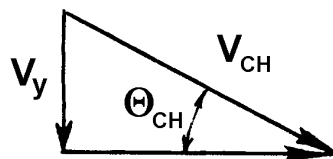
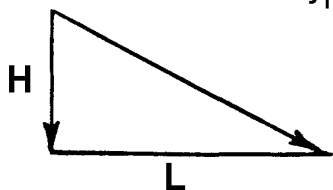
$$V = \text{const}$$

$$X = P + G \cdot \sin \Theta_{\text{СН}}$$

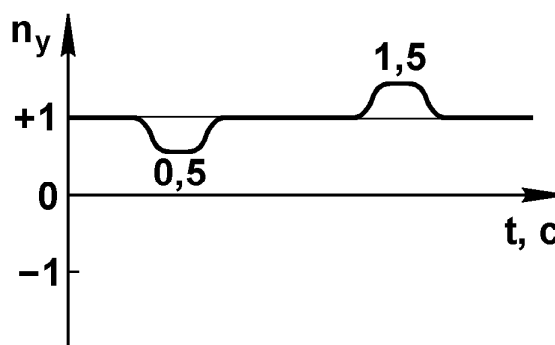
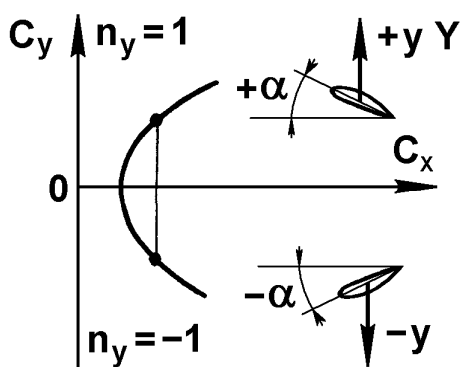
$$\Theta_{\text{СН}} = \text{const}$$

$$Y = G \cdot \cos \Theta_{\text{СН}}$$

$$V_{y_{\text{пл}}} = \frac{V_{\text{пл}}}{K}$$



а



б

Рис. 22. Снижение самолета:
 а – схема сил при снижении;
 б – параметры экстренного снижения

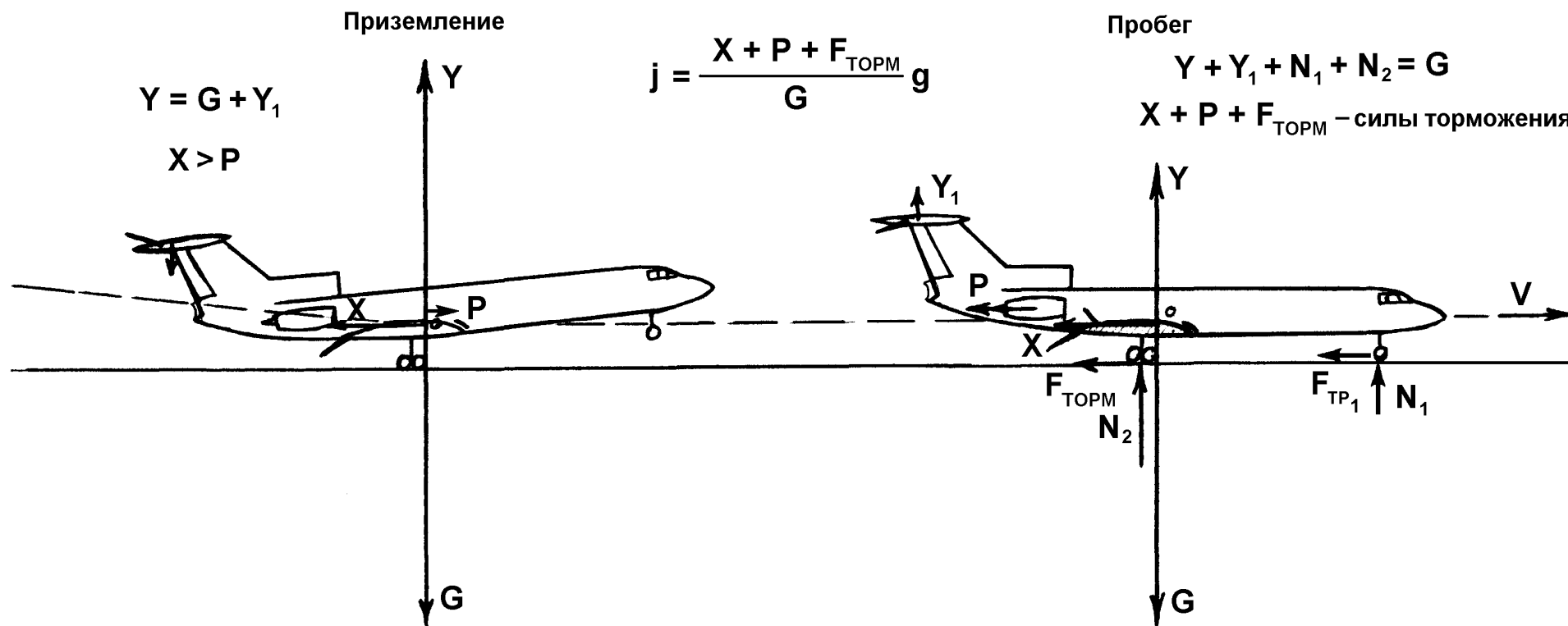


Рис. 23. Схема сил, действующих на самолет при посадке

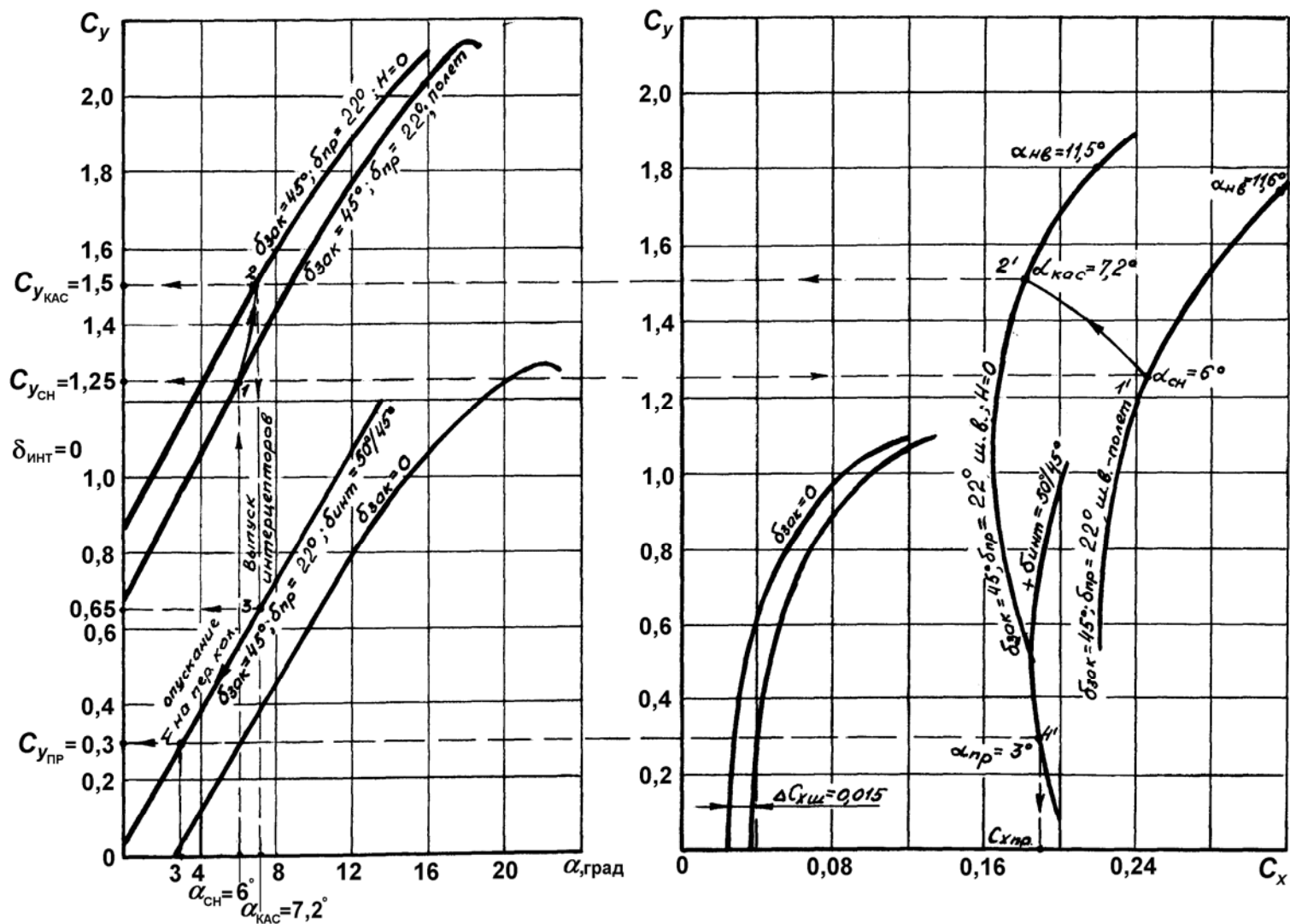


Рис. 24. Аэродинамические характеристики самолета Ту-154М при снижении и посадке

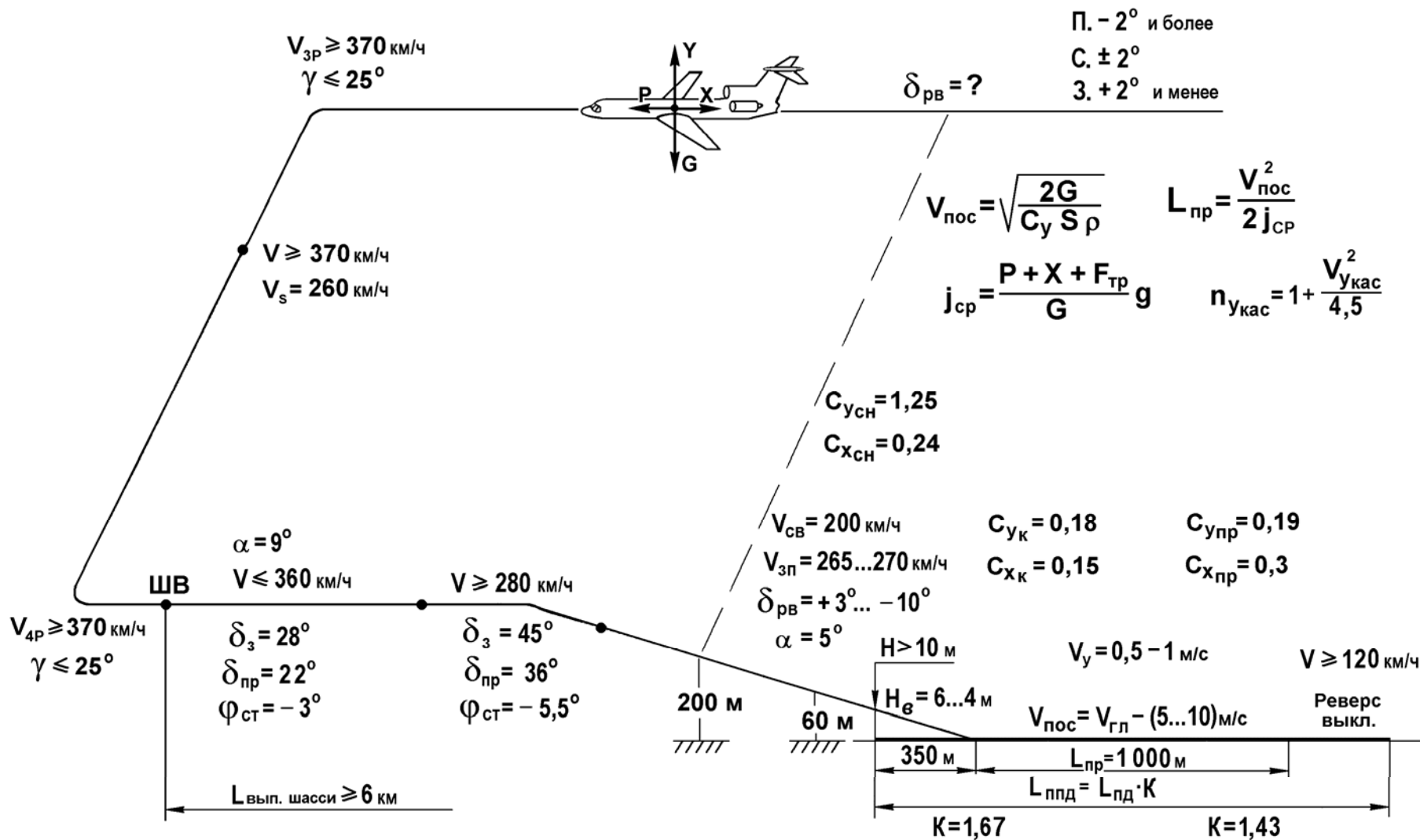


Рис. 25. Заход на посадку самолета Ту-154М

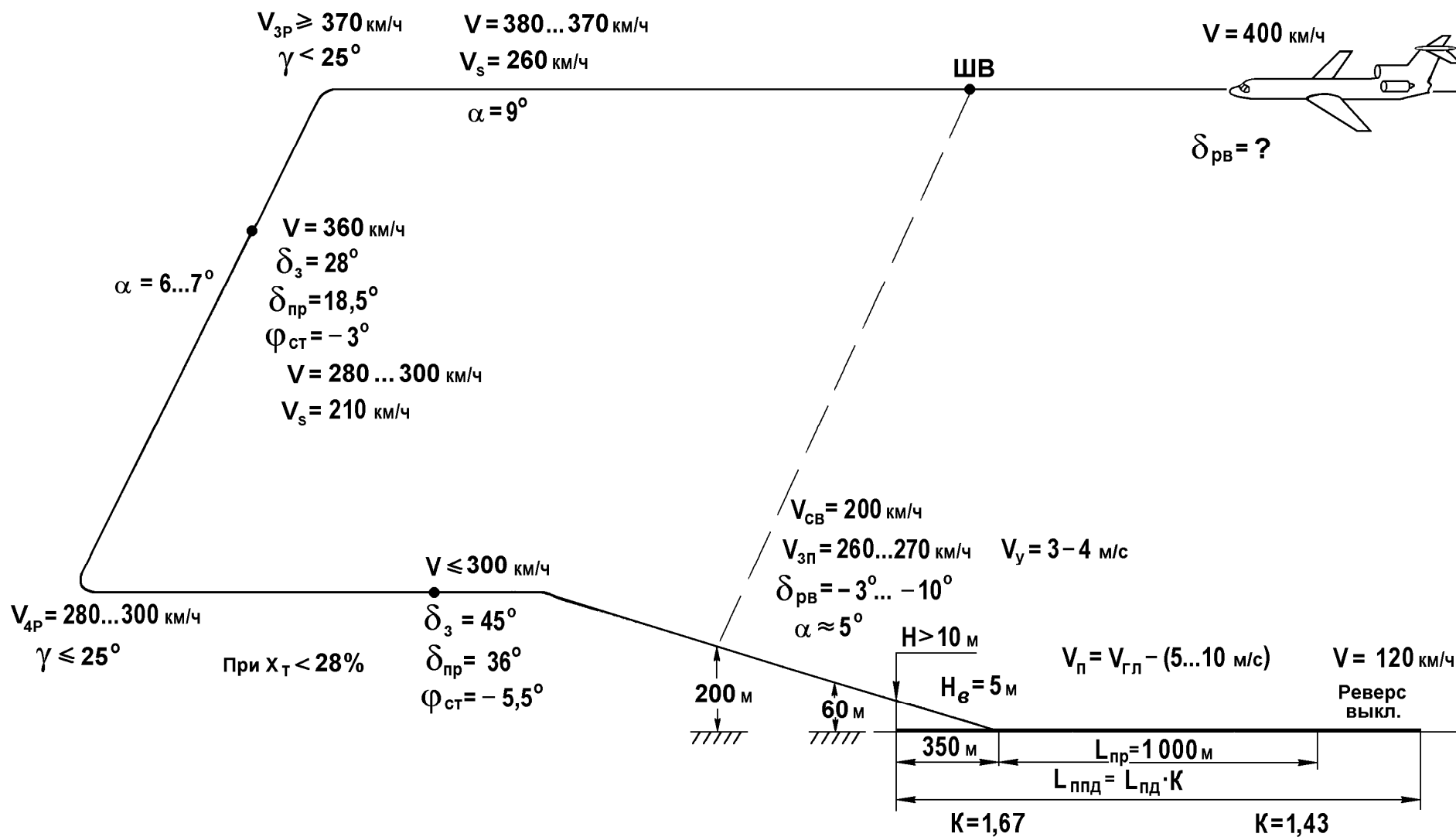
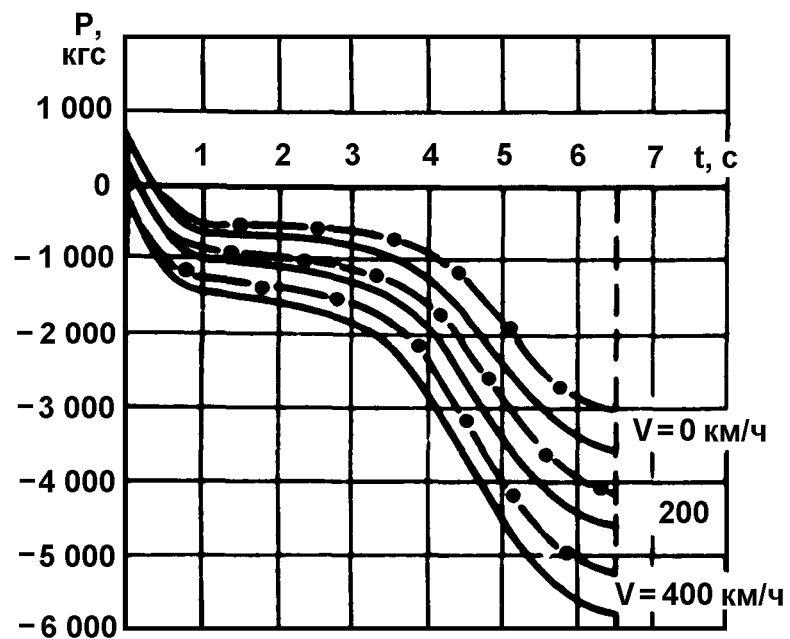
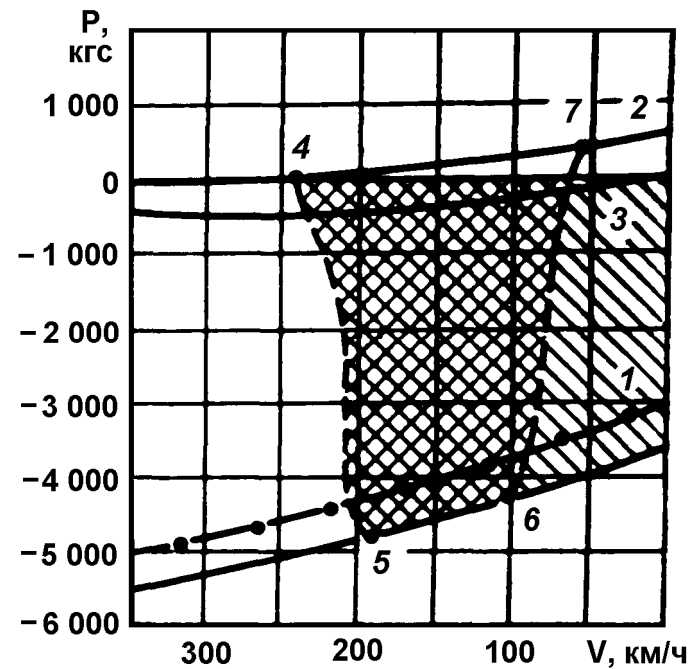


Рис. 26. Заход на посадку самолета Ту-154Б



а



б

Рис. 27. Изменение тяги реверса на пробеге:

а – изменение тяги реверса по времени; б - изменение тяги реверса по скорости

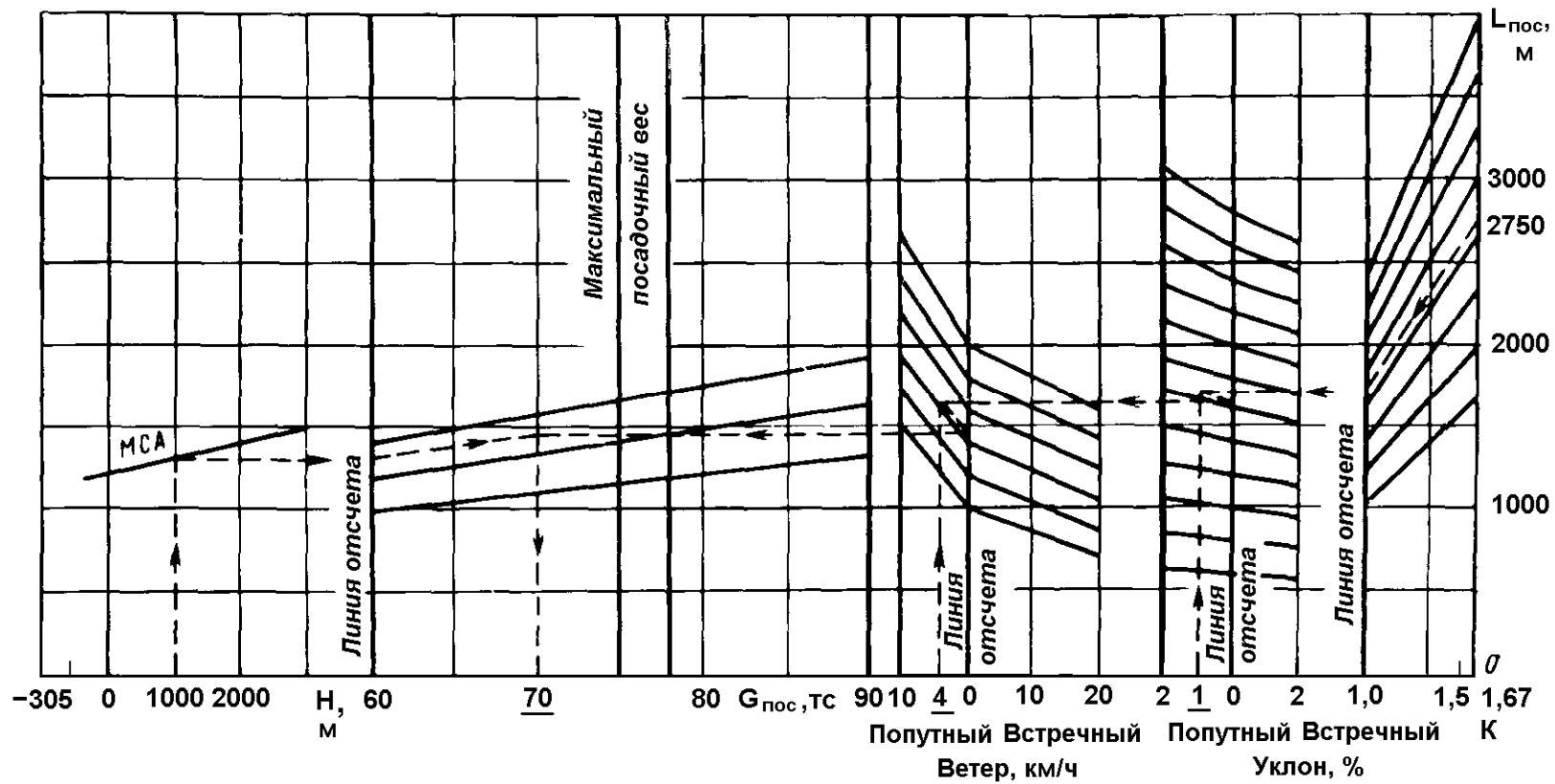


Рис. 28. Определение максимальной посадочной массы

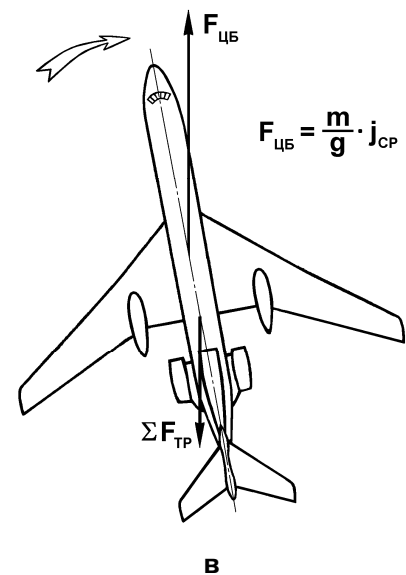
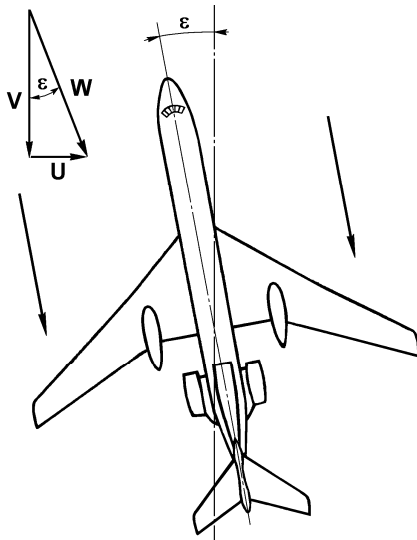
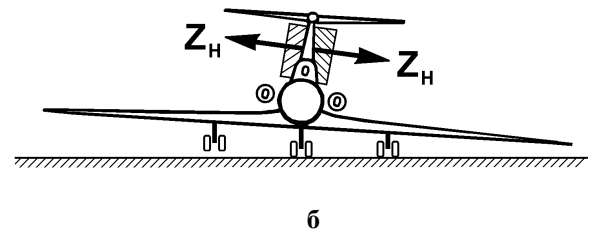
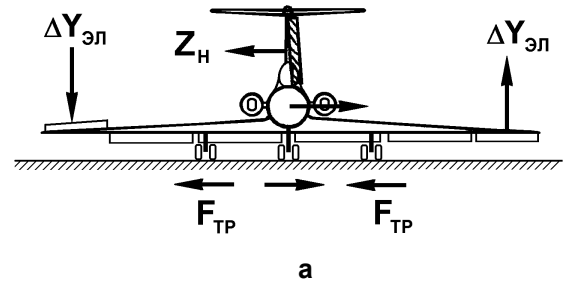
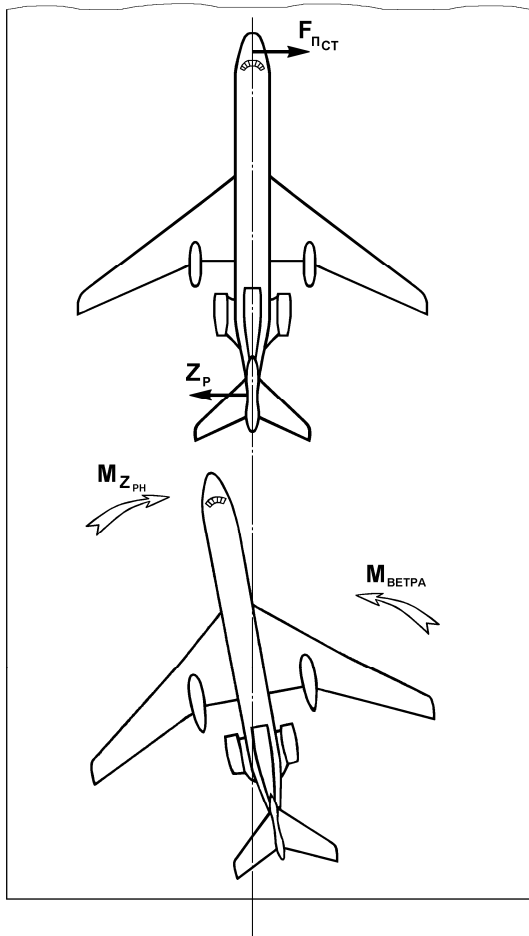


Рис. 29 Посадка самолета при боковом ветре:
 а – равновесие сил;
 б – развитие крена самолета;
 в – возникновение восстанавливающего момента

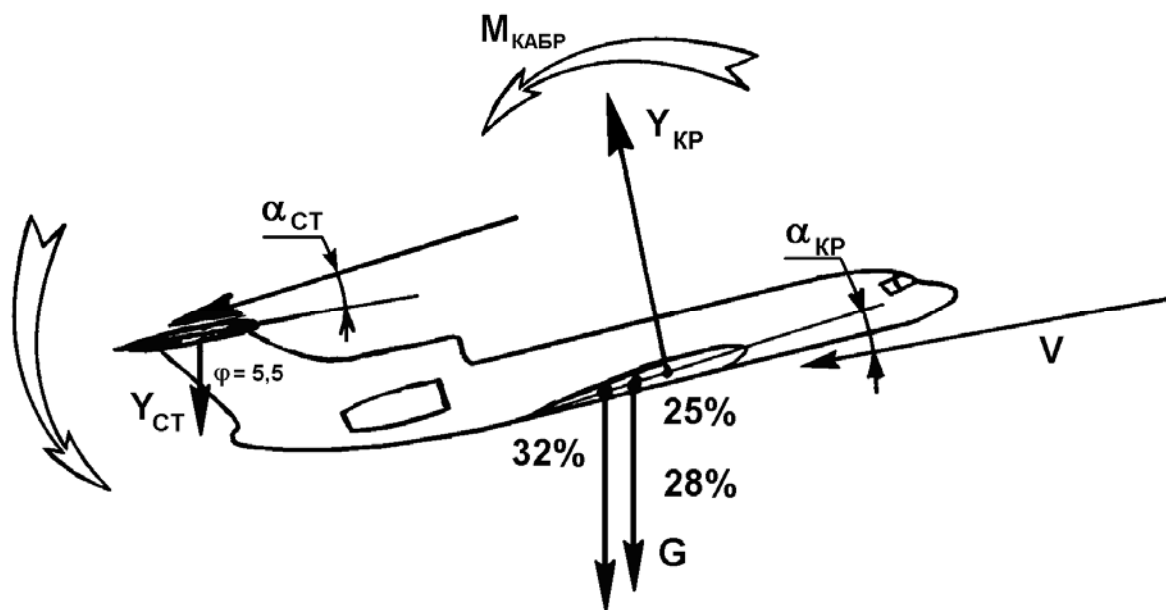


Рис. 30. Заклинивание стабилизатора в положении « $-5,5^\circ$ » при уходе на второй круг

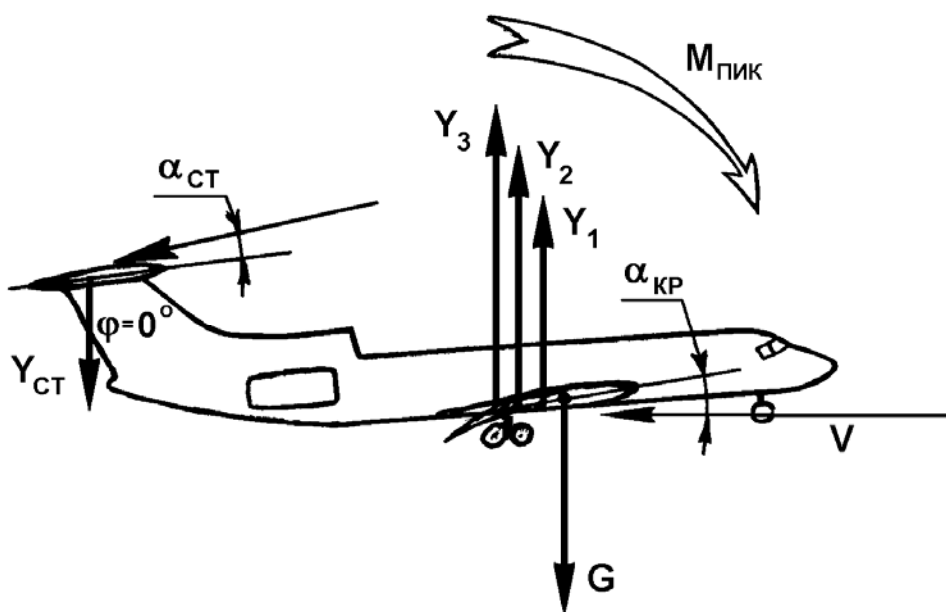


Рис. 31. Заклинивание стабилизатора в положении « 0° » при выпуске закрылков

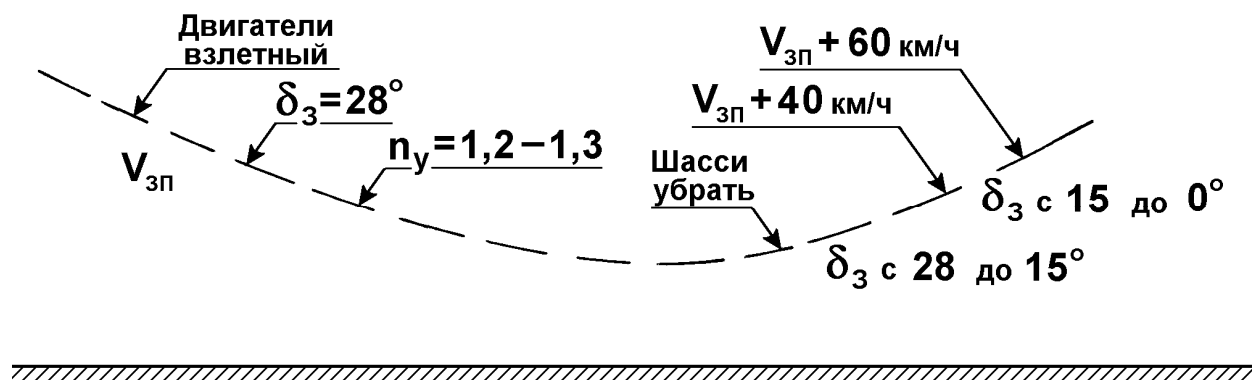


Рис. 32. Уход самолета на второй круг

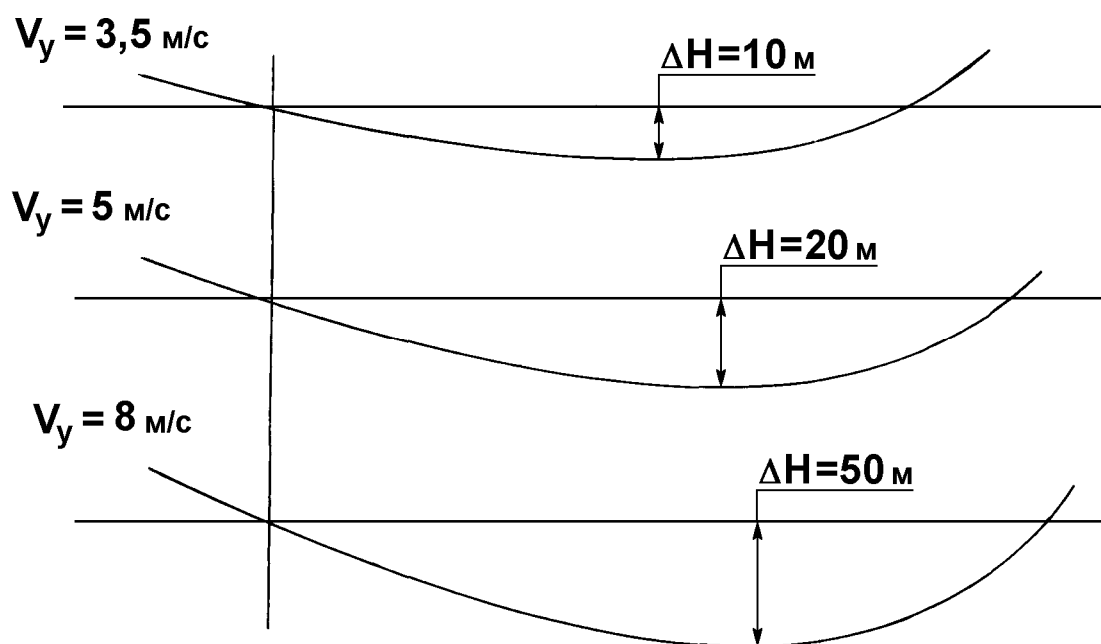


Рис. 33. Просадка самолета при уходе на второй круг

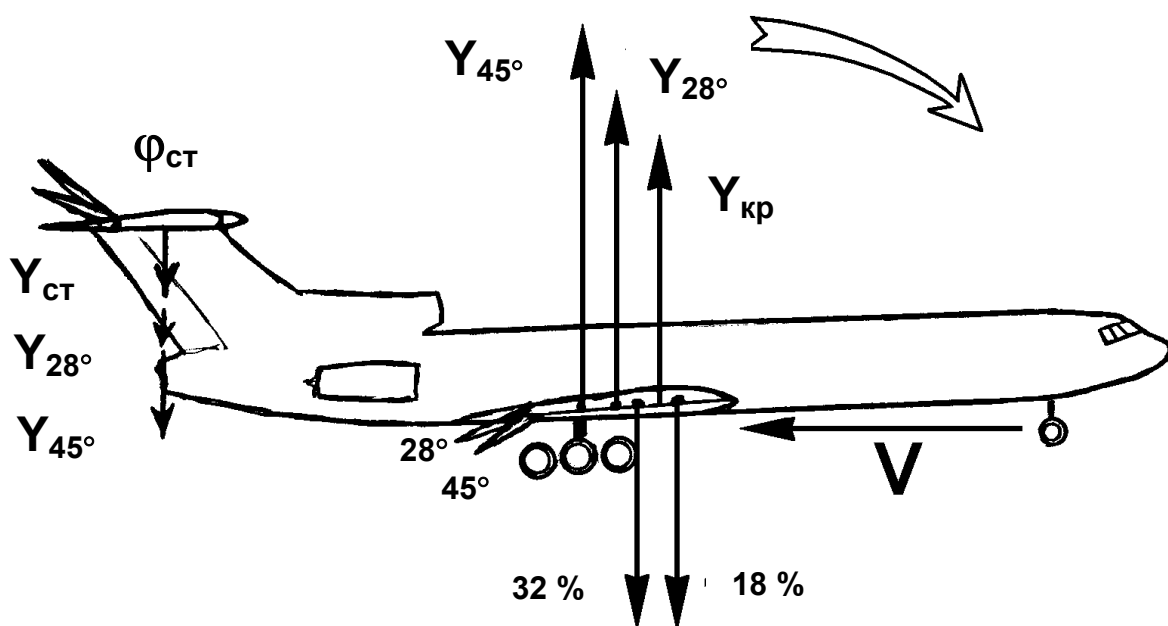


Рис. 34. Балансировка самолета при передних центровках

ИСПРАВЛЕНИЕ БОКОВОГО УКЛОНЕНИЯ

1. Исправление бокового уклонения выполняется «S»-образным маневром: первый в сторону ВПП с креном 10-12°; второй – в обратную сторону с креном 6 - 8°
2. Заход следует считать посадочным, если направление вектора путевой скорости не выходит за пределы ширины ВПП
3. Если самолет находится в пределах красных огней КПБ ($\pm 12 - 15$ м), решение о посадке может быть принято без видимости порога ВПП
4. При боковых отклонениях более 12 – 15 м решение о посадке может быть принято при условии видимости порога ВПП

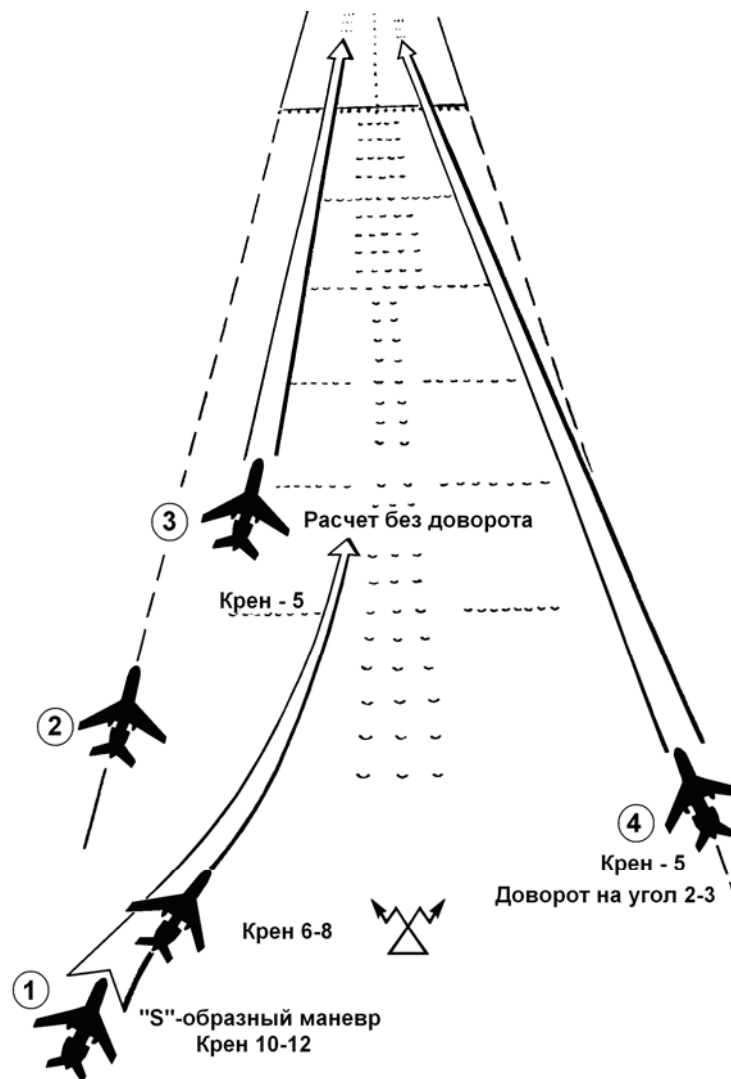
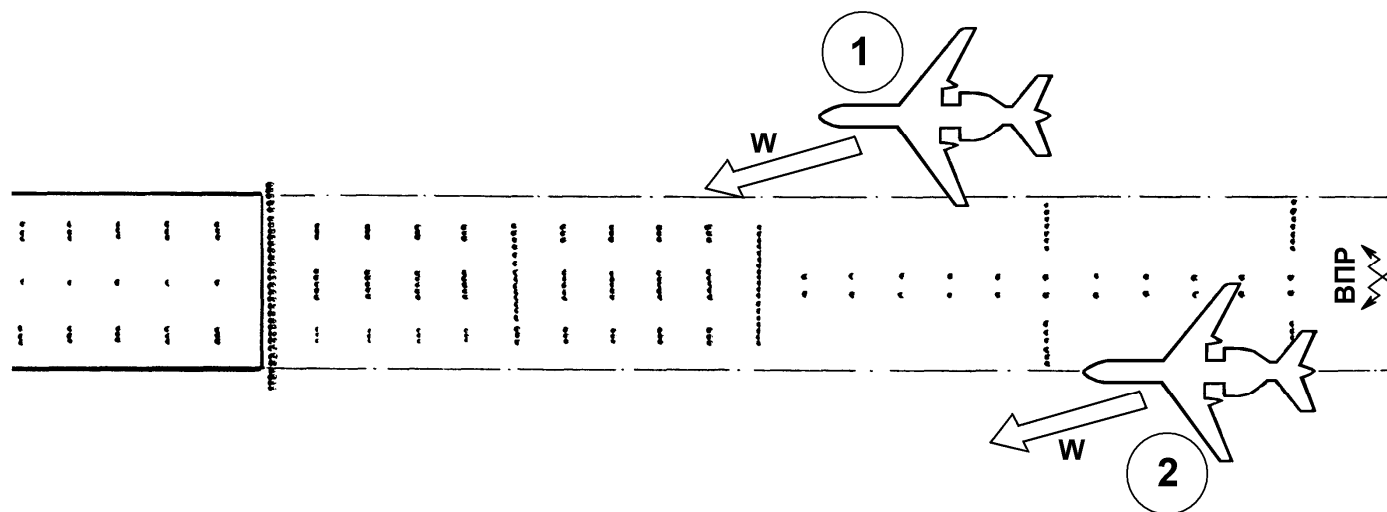


Рис. 35. Ошибки при выполнении посадки

ВАРИАНТЫ НЕПОСАДОЧНОГО ПОЛОЖЕНИЯ САМОЛЕТА

- На ВПР и ниже потерян визуальный контакт с земными ориентирами
- До принятия решения о посадке сработало табло ИСО
- Возникло сомнение в благополучном исходе посадки
- Командир ВС не проинформировал экипаж о своем решении

Самолет находится за пределами ширины ВПП, хотя вектор путевой скорости направлен в сторону ВПП



Самолет находится в пределах ширины ВПП, но вектор путевой скорости направлен за эти пределы до входного торца ВПП

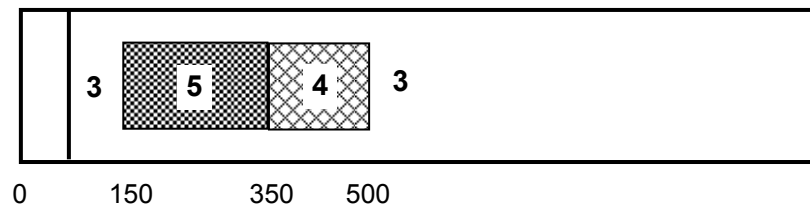
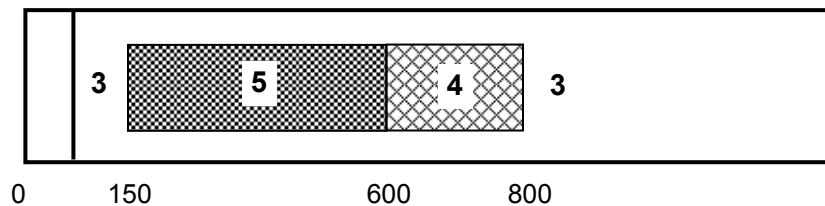
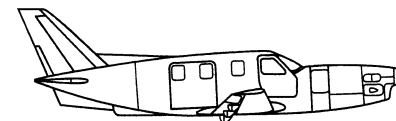
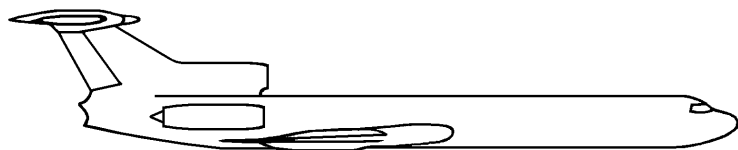
Рис. 36. Непосадочное положение самолета

**НОРМАТИВЫ И ГРАНИЦЫ
ЕДИНЫХ ЗОН ПРИЗЕМЛЕНИЯ (Приказ №159 от 12.08.81 г.)**

Для самолетов I и II классов установить следующие границы зон приземления,
отсчитываемые от начала ВПП:

- от 150 до 600 м – оценка «отлично»;
- от 600 до 800 м – оценка «хорошо»;
- менее 150 и более 800 м – оценка «удовлетворительно»

- Для самолетов III класса установить:
- от 150 до 350 м – оценка «отлично»;
 - от 350 до 500 м – оценка «хорошо»;
 - менее 150 и более 500 м – оценка «удовлетворительно»



БЕХТИР

Владимир Петрович

КОПЫСОВ

Виктор Харитонович

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Ту-154М и Ту-154Б

Учебное пособие

Редактор Е.С. Дергилева

Компьютерная верстка Ю.Ю. Романова

Компьютерная обработка рисунков П.П. Муштамова

Подписано в печать 2008. Формат 60 x 90/16. Бумага газетная.

Печать офсетная. Усл. печ. л. 7,88. Уч-изд. л. 6,5.

Тираж . Заказ .
