

Виртуальная Учебная Авиабаза «Майкоп»

**ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА
САМОЛЕТА Су-25
Учебное пособие**

В учебном пособии изложены основные аэродинамические и летные характеристики самолета, особенности устойчивости и управляемости, пилотирования самолета при выполнении маневров, взлета, полета по кругу, посадки, характеристики дальности и продолжительности полета, особенности групповых полетов.

Глава 1

Аэродинамическая компоновка и аэродинамические характеристики боевого самолета

Аэродинамическая компоновка боевого самолета и ее обоснование

Самолет Су-25 разработан ОКБ им. П.О. Сухого в конце 70-х годов как самолет штурмовик. Этот самолет сразу же встал в строй и занял ведущее место в боевых действиях в республике Афганистан. Самолет прост, надежен в эксплуатации, неприхотлив и имеет повышенную боевую живучесть.

Аэродинамическая компоновка самолета

Под аэродинамической компоновкой подразумевается выбор внешних форм и размеров частей летательного аппарата, их взаимного расположения, направленный на получение заданных летно-технических, эксплуатационных и боевых характеристик.

Выраженная специализация самолета, предназначенного для решения определенного круга задач и направленная на достижение более высоких возможностей в их решении, определяет аэродинамическую компоновку штурмовика Су-25.

По аэродинамической компоновке самолет Су-25 представляет собой моноплан нормальной схемы с высокорасположенным крылом малой стреловидности, переставным стабилизатором, килем, трехопорным убирающимся в полете шасси и двумя турбореактивными двигателями, расположенными в мотогондолах по обеим сторонам фюзеляжа.

При рассмотрении аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик, учитывая положение механизации крыла и положение переставного стабилизатора, выделяют три конфигурации самолета:

- ПК - полетная конфигурация - (предкрылки, закрылки убраны, стабилизатор отклонен на минимальный угол);
- МК - маневренная конфигурация - (предкрылки, закрылки, стабилизатор отклонены в промежуточное положение);
- ВПК - взлетно-посадочная конфигурация - (предкрылки, закрылки и стабилизатор отклонены на максимальный угол).

Крыло самолета

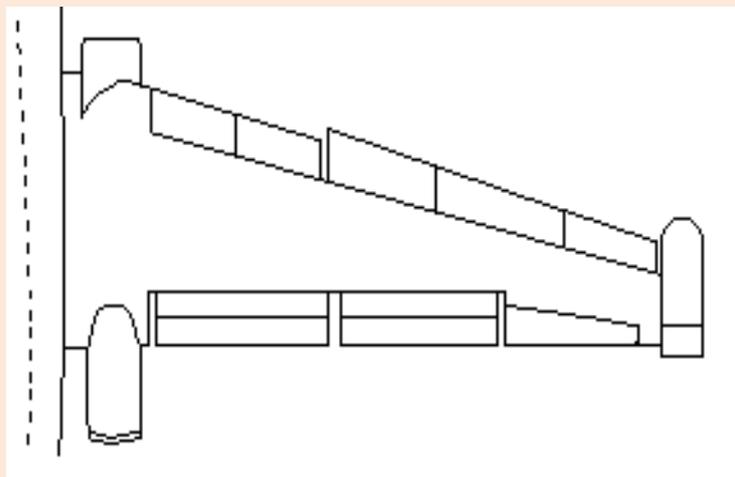


Рис. 1

Трапецевидное крыло самолета в плане имеет угол стреловидности передней кромки $19^{\circ}54'$ и относительную толщину 10,5%. Передняя кромка хорошо закруглена. С целью уменьшения влияния концевых срывов потока и получения больших критических углов атаки крыло имеет:

- геометрическую крутку ($-3^{\circ}49'$) (хорда профиля отклонена от продольной оси на данный угол);
- аэродинамическую крутку (кривизна профиля изменена от 1,62% в корневых сечениях до 2,33% в концевых сечениях);
- специальный выступ на передней кромке создает вихрь, который играет роль аэродинамической перегородки и препятствует перетеканию потока вдоль размаха крыла).

Механизация крыла

Предназначена для увеличения коэффициента подъемной силы и повышения маневренных характеристик. Она включает в себя пятисекционные выдвижные предкрылки и двухсекционные двухщелевые закрылки.

Кроме того, на крыле есть органы поперечного управления - элероны, отклоняемые с помощью бустера или в режиме жесткой тяги.

На каждой консоли 5 держателей, обеспечивающих возможность применения различных видов вооружения и подвеску топливных баков.

На концах крыла размещены тормозные щитки, расщепляющиеся вниз - вверх на угол 55° .

Схема механизации крыла

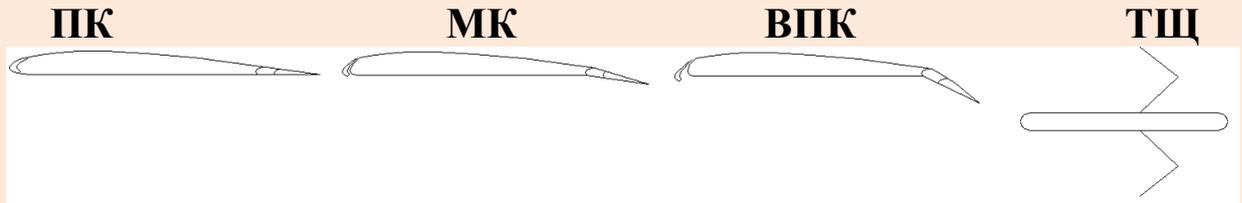


Рис. 2

Фюзеляж самолета

Фюзеляж самолета эллипсовидного сечения выполнен по схеме полумонокк и состоит из трех неразъемных частей.

Особенностью конфигурации является применение монолитных оребренных панелей, бронеплит, а также цельносварной бронированной кабины, включенных в силовую схему. Скос носовой части и остекления фонаря обеспечивает обзор вперед - вниз на угол 19° , в стороны - вниз на угол 40° .

Двигательные установки

Размещаются в мотогондолах по обе стороны фюзеляжа. Входы воздухозаборников отнесены от фюзеляжа на 60 мм (для “слива” пограничного слоя фюзеляжа и уменьшения воздействия фюзеляжа на невозмущенный поток на входе в двигатель при $\beta < 5^\circ$). Слив пограничного слоя осуществляется с помощью клиньев, примыкающих к фюзеляжу.

Воздухозаборник имеет закругленную верхнюю кромку для уменьшения потерь полного давления воздуха, поступающего в компрессор. Плоскость входа воздухозаборника скошена на 7° назад для улучшения работы воздухозаборника на больших углах атаки.

Ось сопла отклонена вниз на 4° от строительной горизонтальной оси для уменьшения теплового воздействия на хвостовую часть фюзеляжа и уменьшения воздействия струи выходящих газов на стабилизатор с рулем высоты.

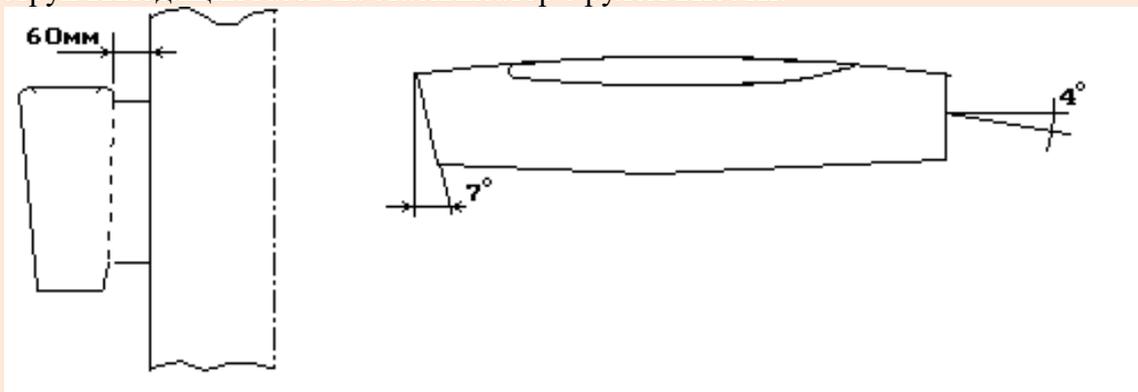


Рис. 3

Хвостовое оперение

Хвостовое оперение состоит из горизонтального и вертикального.

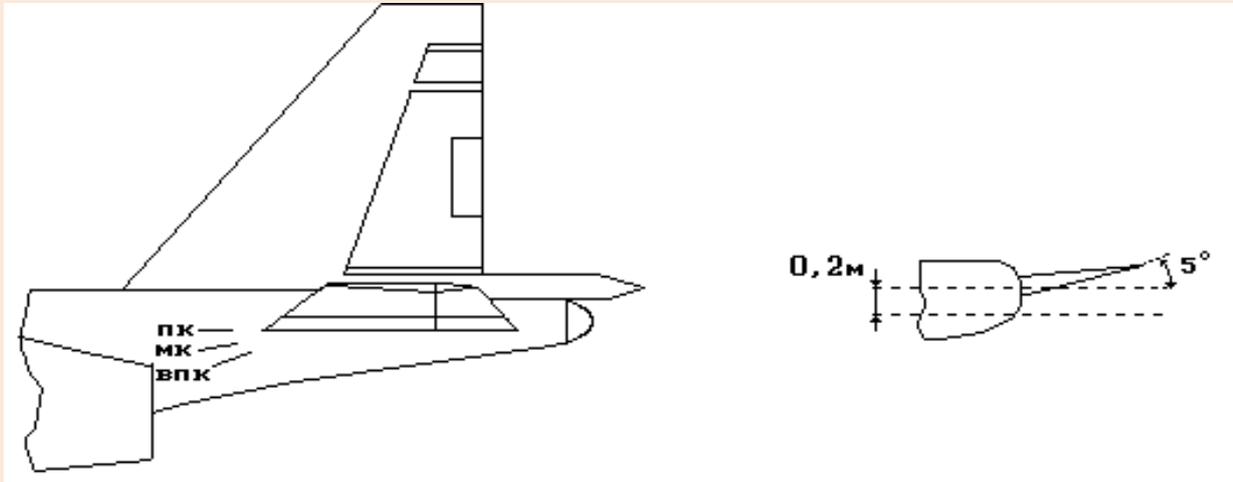


Рис. 4

Горизонтальное оперение

Включает переставной стабилизатор с рулем высоты (угол стреловидности по передней кромке $35^{\circ}47'$, по задней кромке - $9^{\circ}15'$)

Стабилизатор вынесен из области влияния схода потока от крыла и струи выходящих газов от двигателя за счет более высокого его расположения по отношению к крылу (0,2 м) и большого положительного поперечного $V = +5^{\circ}$, имеет постоянную относительную толщину профиля 9% по всему размаху.

На поверхности руля высоты установлен сервокомпенсатор.

Вертикальное оперение

Состоит из киля, руля направления и демпфирующей поверхности, отклоняемой от СБУ-8 (система бокового управления).

Основные геометрические данные самолета

Общие данные

Длина самолета	
с ПВД	15,36м
без ПВД и антенн "ПИОН"	14,16м
Высота самолета на стоянке	4,8м
Колея шасси	2,506м
База шасси	
при необжатом амортизаторе	3,542м

при обжатом амортизаторе 3,943м

Крыло

Площадь	30,1м ²
Размах крыла	14,36м
САХ	2,46м
Удлинение	6
Сужение	3,38
Корневая хорда	3,456м
Концевая хорда	1,023м
Угол установки относительно СГО	0
Угол стреловидности	
- по передней кромке	19°45'
- по линии 1/4 хорд	15°12'
Геометрическая кружка	3°49'

Механизация крыла

Элероны

Площадь

Угол отклонения (вверх-вниз)

3,16 м²

Установочный угол

±23°

Площадь

Предкрылки пятисекционные выдвижные

- 4

Угол отклонения (ВПК)

3,16 м²

Угол отклонения (МК)

12°

	Закрылки двухсекционные двухщелевые	6°
Площадь		
		4,443м ²
Углы отклонения (ВПК)		
- внешних секций		35°
- внутренних секций		40°
Угол отклонения (МК)		10°
	Тормозные щитки	
Площадь		
		1,2м ²
Угол отклонения		55°
	Фюзеляж	
Площадь миделева сечения		
		3,692м ²
Длина		

Максимальная ширина	14,16м
Максимальная высота	2,52м
	1,83м
Хвостовое оперение	
Горизонтальное оперение (неразрезное переставное)	
Площадь	
Размах	6,473м ²
Сужение	4,652м
Угол поперечного V	2,77
Угол стреловидности	+5°

- по передней кромке	
- по линии 1/4 хорд	23°17'
- по задней кромке	15°58'
Угол установки	- 8°25'
- в ПК	
- в МК	- 1°40'
- в ВПК	- 3°17'
Относительное плечо	- 7°56'
Площадь руля высоты	2,055
	1,882м

Сужение	1,43
Угол стреловидности	4,23
- по передней кромке	
- по линии 1/4 хорд	35°17'
- по задней кромке	26°34'
Площадь руля направления	- 9°15'
Угол отклонения руля направления	0,753м ²
Угол отклонения триммера	± 25°
Угол отклонения сервокомпенсатора	± 15°
	± 5°

Массовые данные

Нормальная взлетная масса
($m_T=3000$ кг 4×ФАБ-250, 2×Р- А60)

кг	Максимальная взлетная масса	14250
кг	Максимальная посадочная масса ($m_T=1950\text{кг}$)	17350
кг	Предпосадочная масса на БВП	13200
кг	Максимальная боевая нагрузка 8ФАБ - 500; 2×Р-60 БК к АО-17	14500
	Масса пустого самолета	4885 кг
	Летчик со снаряжением	9163 кг
	Топливо во внутренних баках при $\rho_T=0,82$	120 кг г/см ³
	при $\rho_T=0,775$	3000 кг г/см ³
		2835 кг
Летно-технические данные		
	Максимальная высота полета	
	Эволютивная скорость	7000 м

		300
км/ч	Максимально допустимая скорость полета	
		- ПК (H≤500)
м)		
		1000
км/ч	- МК	
		850
км/ч	Максимально допустимое число М - ПК	
		0,82
	- МК	
		0,71
	Максимальная перегоночная дальность	
		2000
км	Максимальный радиус (4×ФАБ-250, 2×Р- 60) (τ _{нц} =10 мин) - на H=200м v _{пр} =600	
		165 км
	- на H=7000км v _{пр} =650	
		295 км
	Скорость отрыва с нормальной взлетной массой	240-
245 км/ч		

Длина разбега с нормальной взлетной массой	500-
550 м	
Посадочная скорость с нормальной взл. массой	225-
230 км/ч	
Длина пробега с выпуском ТП	600-
650 м	

Аэродинамические характеристики самолета

Коэффициент подъемной силы

Зависит от несущей способности крыла и угла атаки.

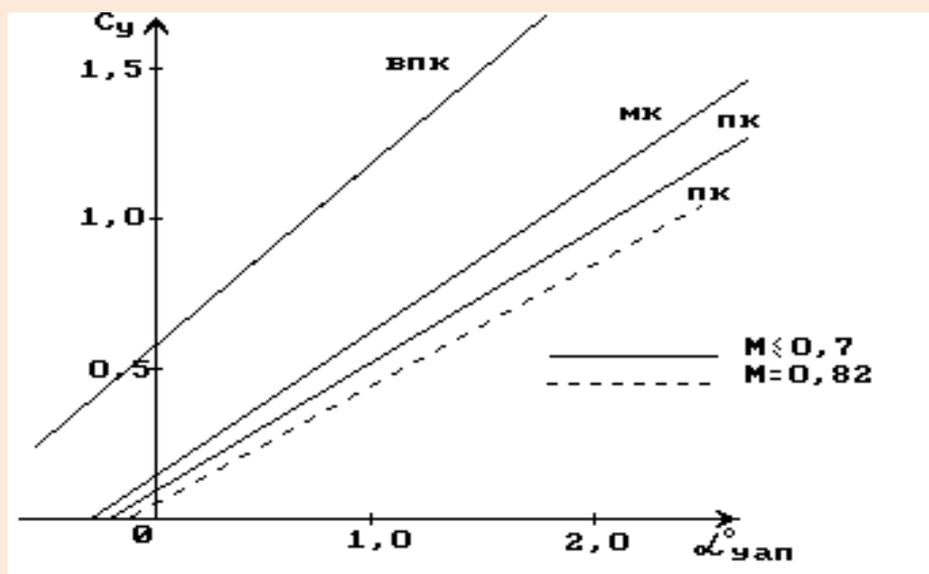


Рис. 5

На графике показана зависимость $C_y(\alpha)$ по УАП-4 в ПК, МК и ВПК. Видно, что выпуск предкрылков и закрылков в маневренное положение повышает значение C_y . Эффективность выпуска механизации крыла с увеличением угла атаки возрастает. Так, при выпуске механизации крыла в МК приращение C_y составляет 0,06-0,08 на углах атаки 5-10° и 0,10-0,15 на углах атаки 15-20°. Применение ВПК позволяет реализовать C_y на 0,4-0,55 больше по сравнению с C_y в ПК.

При увеличении угла атаки до 10° коэффициент подъемной силы изменяется линейно независимо от положения механизации крыла.

Такое изменение C_y соответствует безотрывному обтеканию крыла потоком воздуха.

При дальнейшем увеличении угла атаки возникает местный отрыв потока на крыле. Это приводит к снижению прироста C_y при увеличении угла атаки. Хотя C_y увеличивается, линейность в протекании характеристики $C_y(\alpha)$ нарушается. На критическом угле атаки C_y достигает максимального значения, а затем уменьшается.

В полете при превышении критического угла атаки происходит сваливание. Для обеспечения требуемого запаса угла атаки до сваливания допустимый угол атаки ограничивается величиной на 3-5° меньше критического.

Для самолета Су-25 допустимый угол атаки по указателю составляет 20° при $M < 0,71$

для полетной и маневренной конфигурации и 15° при $M \geq 0,71$ для полетной конфигу-

рации со всеми вариантами подвесок за исключением удлиненных (4×ПТБ-800, 4×Х-

25, 2×КМГУ, а также их сочетание).

Для этих подвесок $\alpha_{доп}=13^\circ$ в ПК и $\alpha_{доп}=18^\circ$ в МК. Допустимый угол атаки в ВПК составляет 22°.

Коэффициент аэродинамического сопротивления

Характеризует влияние формы и состояния поверхности, внешних подвесок и подъемной силы на величину аэродинамического сопротивления. Он может рассчитываться по следующей формуле:

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i} + \Delta C_{x_{подв}} + \Delta C_{x_{тщ}},$$

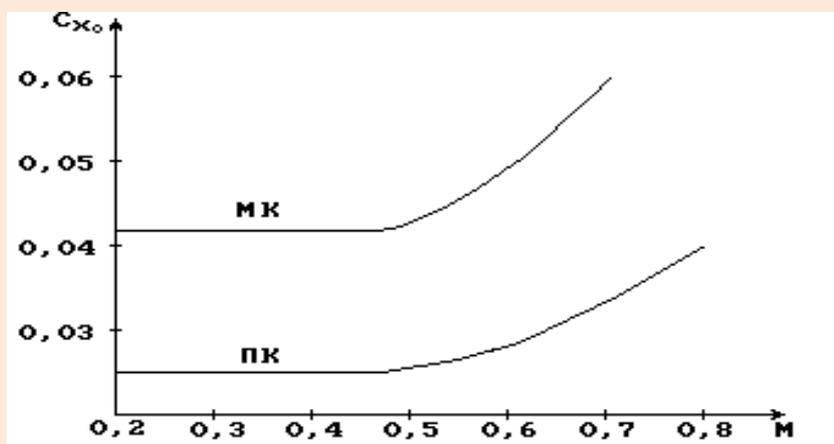


Рис. 6

где: - C_{x_0} - коэффициент аэродинамического сопротивления при нулевой подъемной силе;

- C_{x_i} - коэффициент индуктивного сопротивления самолета, обусловленный созданием подъемной силы;

- $\Delta C_{x_{подв}}$ - коэффициент дополнительного аэродинамического сопротивления за счет подвесок самолета;

- $\Delta C_{x_{тщ}}$ - коэффициент дополнительного аэродинамического сопротивления за счет выпуска тормозных щитков.

Коэффициент C_{x_0} в свою очередь зависит от сил трения и давления: $C_{x_0} = C_{x_{тр}} + C_{x_{давл}}$,

где: - $C_{x_{тр}}$ - коэффициент трения в пограничном слое;

- $C_{x_{давл}}$ - коэффициент сил давления, зависящий от формы самолета и числа M полета.

На рисунке 7 показана зависимость коэффициента $\Delta C_{x_{подв}}$ от числа M полета. Прирост коэффициента аэродинамического сопротивления самолета за счет подвесок особенно значителен при использовании 32×ФАБ-100 и 8×МБД ($\Delta C_{x_{подв}} = 0,044$), и он существенно увеличивается при числах M более 0,5 из-за проявления сжимаемости воздуха.

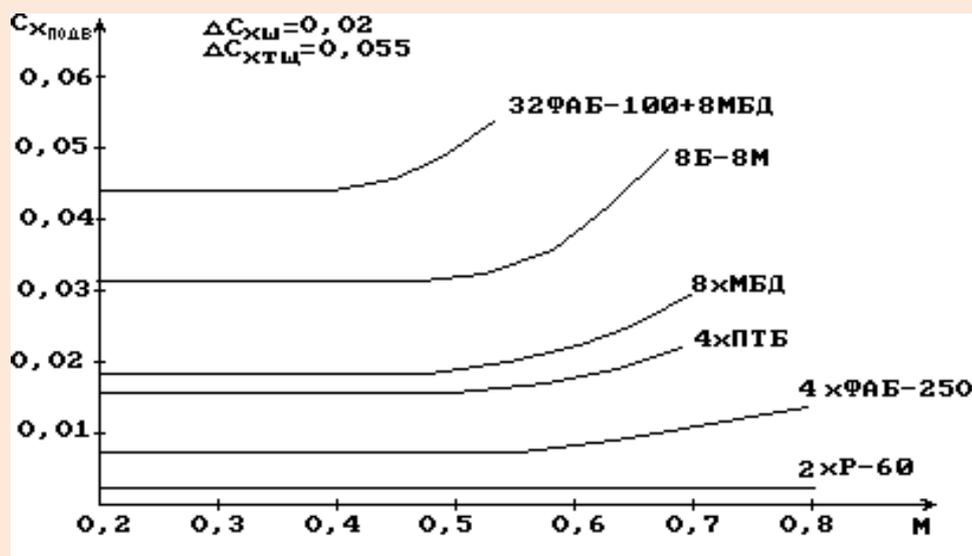


Рис. 7

Взаимосвязь коэффициента подъемной силы и аэродинамического сопротивления характеризует поляра самолета (рис. 8), которая зависит от числа M , конфигурации и внешних подвесок. При увеличении числа M из-за роста коэффициента аэродинамического сопротивления поляра сдвигается вправо, при этом угол наклона ветвей поляры уменьшается. Кроме того, поляра сдвигается вправо при выпуске механизации крыла и при подвеске вооружения.

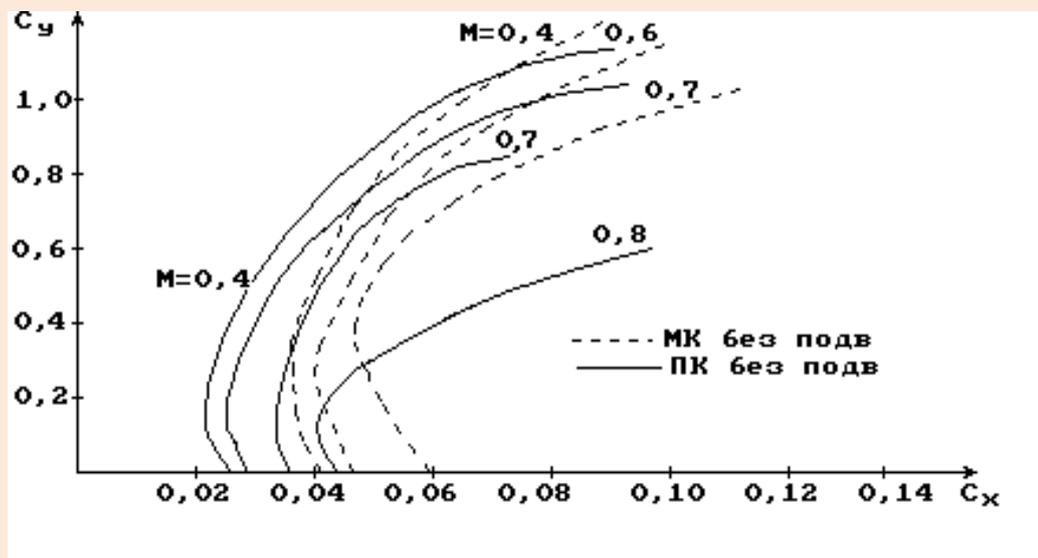


Рис.8

Аэродинамическое качество

Характеризует аэродинамическое совершенство самолета и определяется как соотношение подъемной силы к силе аэродинамического сопротивления:

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x}.$$

Максимальное значение качества достигается на наивыгоднейшем угле атаки.

На рисунке 9 показана зависимость максимального качества в ПК, МК и ВПК от числа М. Наибольшая величина K_{\max} достигается на числах $M < 0,6$, в ПК $K_{\max}=13,2$; в МК $K_{\max}=11,4$; в ВПК $K_{\max}=7,5$.

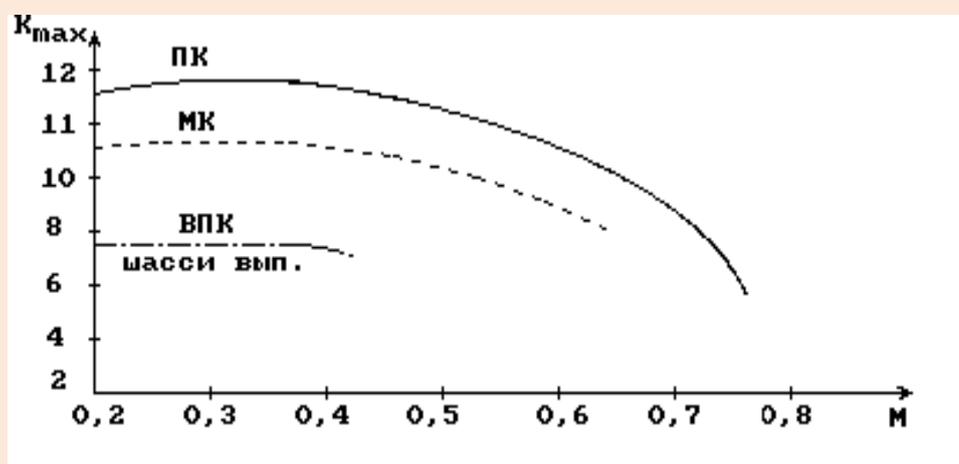


Рис.9

При выпуске механизации крыла K_{\max} понижается за счет увеличения аэродинамического сопротивления (поляр сдвигается вправо, уменьшается наклон касательной из начала координат).

Максимальное качество снижается при увеличении числа $M > 0,6$ (рис. 9), что обусловлено ростом волнового сопротивления из-за проявления сжимаемости воздуха.

На числах $M < 0,6$ наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{\text{нв}}$ по указателю в ПК и МК равен 8° , а истинный угол атаки составляет при этом 7° в ПК, $6,5^\circ$ в МК. В ВПК максимальное значение качества достигается при угле атаки по указателю 16° , что соответствует истинному углу атаки 10° . В полете K_{\max} реализуется на наивыгоднейшей скорости при барражировании, в наборе высоты и снижении. В этом случае достигается наименьший часовой расход топлива.

Глава 2 Диапазон скоростей и высот полета,

углов атаки и перегрузок

Кривые Н.Е. Жуковского и их анализ

Летно-технические характеристики самолета во многом определяются взаимным расположением кривых потребных (P_n) и располагаемых (P_p) тяг.

В установившемся горизонтальном полете

$$P_p = X_{гп} = X_0 + X_{i гп}, \quad \text{где: } X_0 = C_{x0} q S, \quad q = \rho V^2 / 2$$

$$X_{i гп} = (AG^2) / (q S), \quad \text{так как } X_{i гп} = C_{x_{i гп}} q S, \quad C_{x_{i гп}} = AC_{y_{гп}}^2 \quad C_{y_{гп}} = G / (q S)$$

Используя выражения для X_0 и $X_{i гп}$, можно получить кривую потребной тяги по скорости (числу M) для постоянной высоты (рис. 1)

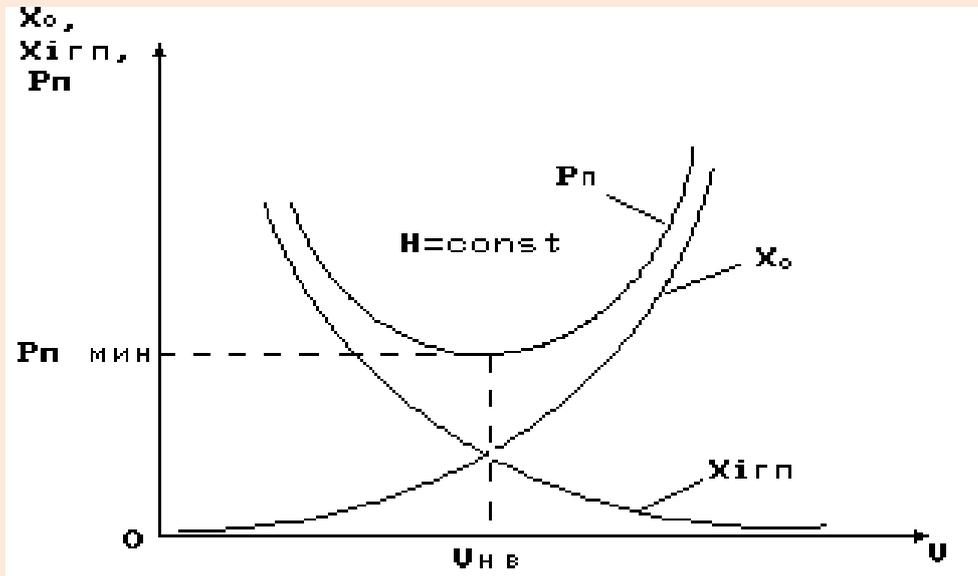


Рис. 1

$$P_p = X_{гп} = \frac{Y_{гп}}{K} = \frac{G}{K}$$

$$X_{гп \text{ мин}} = \frac{G}{K_{\text{макс}}}$$

С увеличением высоты полета кривые потребных тяг смещаются вправо, увеличивая свой наклон, т.к. с ростом высоты увеличивается $X_{i гп}$, а X_0 уменьшается.

Располагаемая тяга тоже зависит от высоты и скорости полета. На рис. 2 представлены кривые Н.Е.Жуковского для боевого самолета.

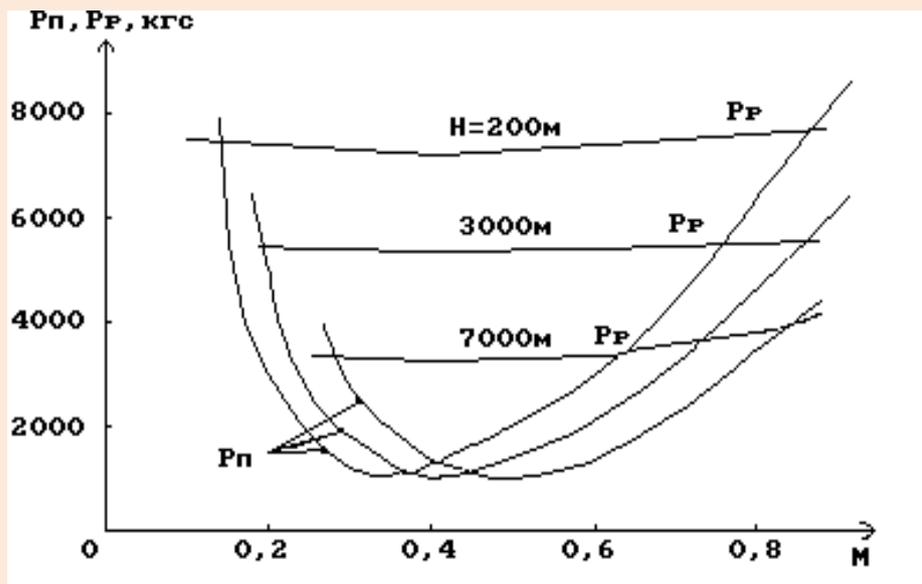


Рис.2

На кривую потребной тяги значительное влияние оказывает нормальная перегрузка.

Известно, что $X_{i_{ман}} = X_{i_{гп}} n_y^2$.

Поэтому существенное увеличение лобового сопротивления будет на скорости меньше наивыгоднейшей, где индуктивное сопротивление составляет основную часть. (рис. 3)

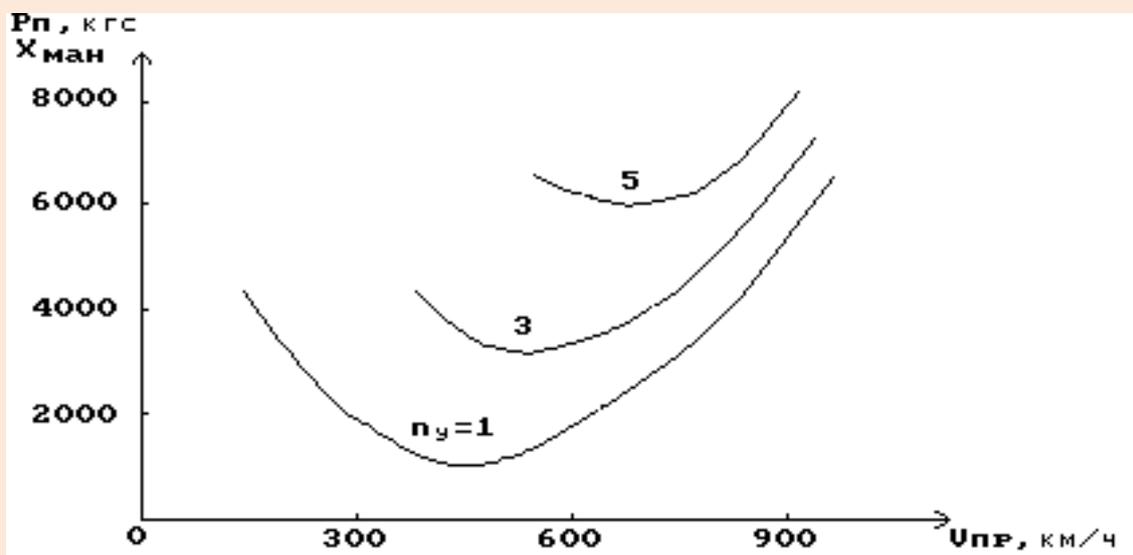


Рис. 3

Используя кривые Жуковского (рис. 2) можно определить характерные скорости горизонтального полета.

Характерные скорости горизонтального полета, их зависимость от эксплуатационных факторов

Минимально допустимая скорость прямолинейного горизонтального полета $V_{\text{мин доп}}$ - соответствует полету на допустимом угле атаки.

$$V_{\text{мин доп}} = \sqrt{\frac{2(G - P \sin \alpha_{\text{доп}})}{C_{y \text{ доп}} \rho S}}$$

Эта скорость выбирается из условия обеспечения безопасности полета на больших углах атаки.

Скорость сваливания $V_{\text{св}}$ - соответствует выходу на критический угол атаки.

$$V_{\text{св}} = \sqrt{\frac{2(G - P \sin \alpha_{\text{кр}})}{C_{y \text{ макс}} \rho S}}$$

Скорость сваливания зависит от веса самолета, полетной конфигурации, высоты полета, наличия подвесок, угла скольжения, числа M .

Приблизная скорость сваливания зависит от тех же факторов.

При увеличении высоты полета уменьшается температура воздуха, уменьшается скорость звука, увеличивается число M , при этом уменьшается значение $C_{y \text{ макс}}$ и $C_{y \text{ доп}}$, увеличивается приборная скорость сваливания.

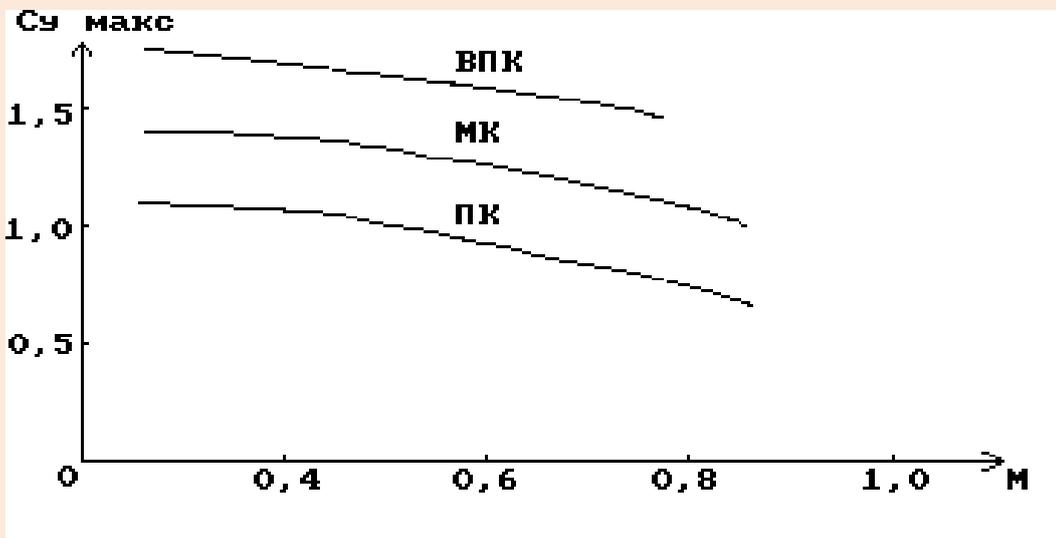


Рис. 4

Приблизная скорость сваливания составляет:

- в ПК - 240-270 км/ч ;
- в МК - 220-250 км/ч ;
- в ВПК - 210-240 км/ч.

Наивыгоднейшая скорость $V_{\text{нв}}$ -, соответствует полету на наивыгоднейшем угле атаки, то есть с максимальным аэродинамическим качеством.

$$V_{\text{нв}} = \sqrt{\frac{2 G}{C_{y_{\text{нв}}} \rho S}}$$

Приборная наивыгоднейшая скорость $V_{\text{пр нв}}$ зависит от веса, конфигурации самолета и составляет:

- в ПК 400-450 км/ч;
- в МК 330-380 км/ч;
- в ВПК 230-280 км/ч.

Максимальная скорость $V_{\text{макс}}$ - наибольшая скорость, которая может быть получена в горизонтальном полете при использовании располагаемой тяги.

$$P_p = X_{\text{гп}} = C_{x_{\text{гп}}} \rho V^2_{\text{макс}} S/2, \text{ отсюда}$$

$$V_{\text{макс}} = \sqrt{\frac{2 P_p}{C_{x_{\text{гп}}} \rho S}}$$

Максимальная скорость полета с увеличением высоты до ~11 км растет, так как отношение P_p / ρ с ростом высоты растет в большей степени, чем $C_{x_{\text{гп}}}$

Самолет без подвесок может превысить максимально допустимое число $M = 0,82$ в горизонтальном полете во всем эксплуатационном диапазоне высот.

Диапазон высот и скоростей полета, физическая сущность его ограничений

Теоретический диапазон скоростей и высот полета слева ограничен минимальной скоростью полета (скоростью сваливания), справа - максимальной скоростью полета, сверху - линией статических потолков.

Из условия безопасности полета минимальная и максимальная скорости горизонтального полета, а также высота полета самолета имеют ряд ограничений.

Эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета слева ограничен минимальной допустимой скоростью полета ($V_{\text{мин доп}}$), справа - максимально допустимым числом M полета ($M_{\text{доп}}$), а на малых высотах - максимально допустимой приборной скоростью полета ($V_{\text{пр доп}}$). Максимальная высота полета самолета ограничена условиями жизнеобеспечения экипажа в полете (рис. 5).

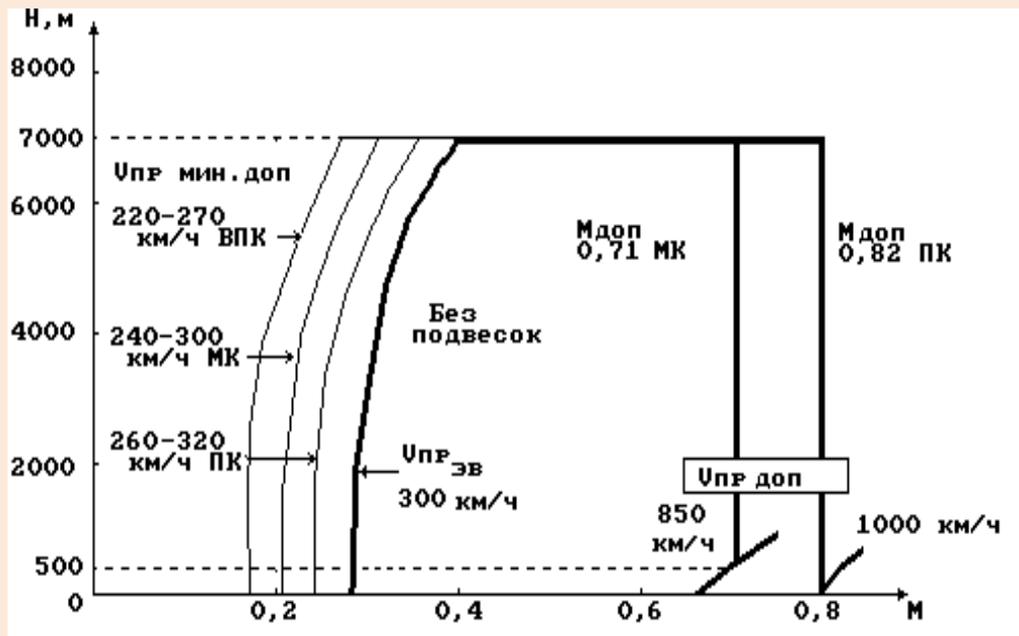


Рис. 5

Минимально допустимые скорости полета назначены для обеспечения необходимого запаса угла атаки до сваливания и составляют при массе самолета от 10850 до 17000 кгс:

- в ПК 260-320 км/ч;
- в МК 240-300 км/ч;
- в ВПК 220-270 км/ч, (скорость приборная).

В учебных полетах минимальная скорость ограничена эволютивной скоростью полета по прибору 300 км/ч для всех высот, как для полетной, так и для маневренной конфигураций самолета.

Приборная максимально допустимая скорость полета определяется прочностью конструкции самолета, механизации крыла, подвесок и подвесных устройств.

Для самолета без подвесок, а также с 4хАБ-250 или 8хАБ-100 $V_{пр. доп} = 1000$ км/ч в ПК, 850 км/ч в МК и 350 км/ч в ВПК.

Эти скорости могут быть достигнуты только у земли, так как с увеличением высоты более 500 м в маневренной и начиная от земли в полетной конфигурации максимальные скорости ограничены максимально допустимым числом M полета.

Для других вариантов подвесок $V_{пр. макс. доп}$ ограничена прочностью подвесных устройств и приведена в Руководстве по летной эксплуатации.

Максимально допустимое число M полета в ПК (0,82) определяется устойчивостью и управляемостью, а в МК (0,71) - прочностью механизации крыла.

С вариантами подвесок 32 АБ-100, 2хПТБ-800 – 4 АБ-100 и 4 ПТБ-800, максимальное число M ограничено величиной 0,5 а с остальными вариантами подвесок $M=0,71$ для самолета в полетной и маневренной конфигурациях.

Сверху диапазон высот и скоростей ограничен максимально допустимой высотой полета, которая ограничивается возможностями жизнедеятельности летчика в негерметизированной кабине. Полет на высоте более 7000 м может привести к потере сознания летчиком. На этой высоте самолет может маневрировать, так как имеет запас по тяге и углу атаки (перегрузке), а также выполнять полет на одном двигателе. При этом возможно непреднамеренное превышение указанной высоты полета ($H_{практ. макс} = 12000$ м).

Располагаемая нормальная перегрузка, ее зависимость от режима полета. Эксплуатационные ограничения нормальной перегрузки

Наибольшую нормальную перегрузку, которую можно создать на данном режиме полета, называют *располагаемой нормальной перегрузкой*.

$$n_{yр} = \frac{Y_p}{G} = \frac{C_{yр} 0,7 \rho_n M^2 S}{G}$$

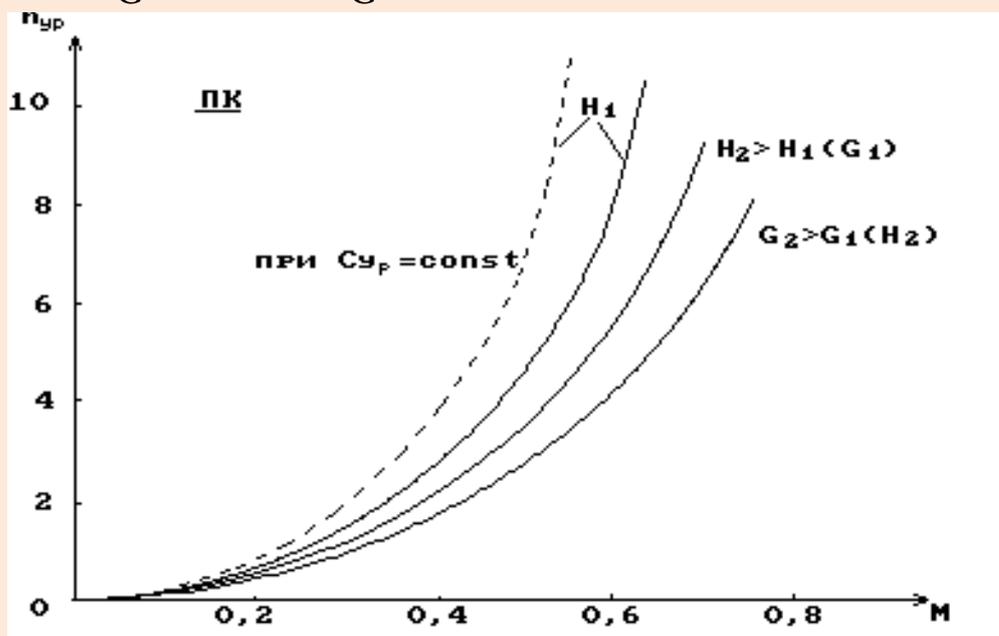


Рис. 6

Располагаемая нормальная перегрузка зависит от веса, конфигурации самолета (через $C_{yр}$), а также от высоты и числа M полета (непосредственно и через $C_{yр}$).

С целью обеспечения безопасности полета летчик не может использовать углы атаки, соответствующие $C_{у_{макс}}$ ($\alpha_{кр}$), а использует углы атаки, соответствующие $C_{у_{доп}}$ ($\alpha_{доп}$).

Допустимый угол атаки для $M < 0,71$ равен:

- в ПК и МК - 20° ; ($C_{у_{доп}}$ в ПК - 1,06, в МК - 1,22);

- в ВПК - 22° ;

для $M \geq 0,71$ $\alpha_{доп} = 15^\circ$ в ПК.

С удлиненными подвесками (ПТБ и т.д.) он соответствует

- в ПК - 13°

- в МК - 18°

- в ВПК - 20° .

С учетом этого располагаемая нормальная перегрузка определяется соотношением

$$C_{у_{доп}} \rho_n V^2 S$$

$$n_{y_p} = \frac{\quad}{2 G}$$

Значения n_{y_p} с достаточной долей точности можно рассчитать по формулам:

$$\text{в ПК} \quad n_{y_p} = \frac{V_{\text{пр}}[\text{км/ч}]}{100} - 2$$

$$\text{в МК} \quad n_{y_p} = \frac{V_{\text{пр}}[\text{км/ч}]}{100} - 1.5$$

$$\text{в ВПК} \quad n_{y_p} = \frac{V_{\text{пр}}[\text{км/ч}]}{100} - 1$$

Летчик имеет возможность вывести самолет на допустимый угол атаки на скорости по прибору менее 700 км/ч, поэтому маневрирование в этом диапазоне скоростей ограничено n_{y_p} .

Маневрирование на $V_{\text{пр}} > 600 \div 700$ км/ч ограничивается *максимальной эксплуатационной перегрузкой*, $n_{y_{\text{макс}}}$, допустимой по прочности самолета.

$$n_{y_{\text{макс}}} = \frac{n_{y_{\text{разр}}}}{f}, \quad \text{где} \quad n_{y_{\text{разр}}} = \frac{U_{\text{разр}}}{G_{\text{расч}}}$$

- $U_{\text{разр}}$ – разрушающая подъемная сила,
 - $n_{y_{\text{разр}}}$ - нормальная перегрузка, соответствующая разрушающей подъемной силе;

f - коэффициент запаса прочности;
 $G_{\text{расч}}$ - расчетный вес самолета.

Максимальная эксплуатационная перегрузка зависит от остатка топлива и варианта подвесок.

На самолете без подвесок при остатке топлива менее 2400 кг $n_{y_{\text{макс}}} = 6,5$ в ПК и МК, для ВПК $n_{y_{\text{макс}}} = 3,5$, при остатке топлива более 2400 кг указанную перегрузку уменьшают на 0.5 ед.

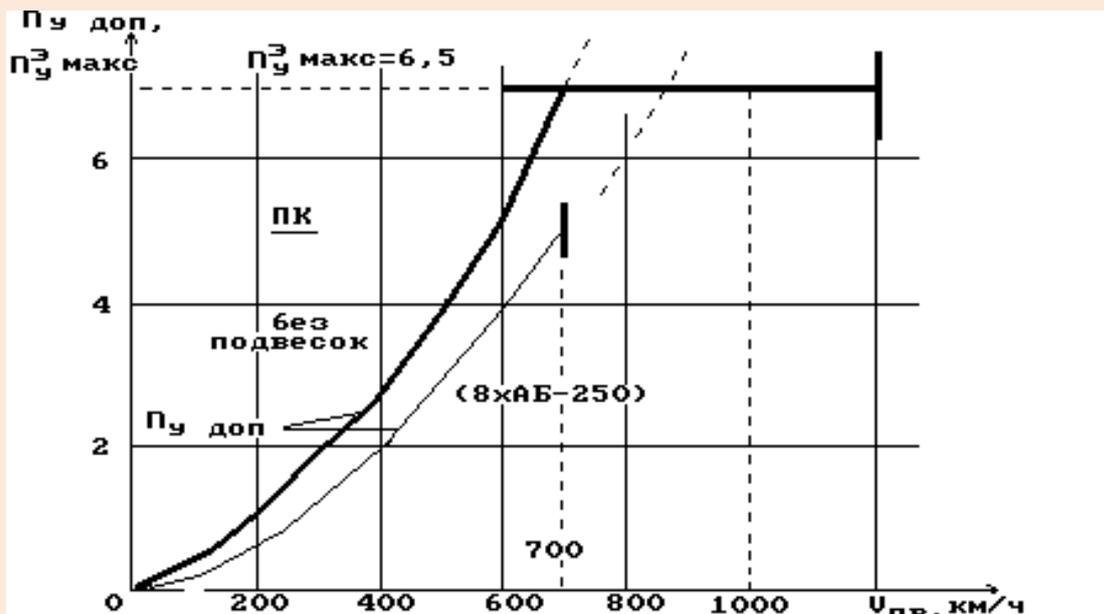


Рис. 7

Из рисунков 7 и 8 видно, что, например, на $V_{пр}=600$ км/ч $p_{удол}$ в ПК равна 4,8 единицы, а в МК- 5.5 единицы. Следовательно, самолет в МК имеет лучшие маневренные свойства на больших углах атаки, чем в ПК.

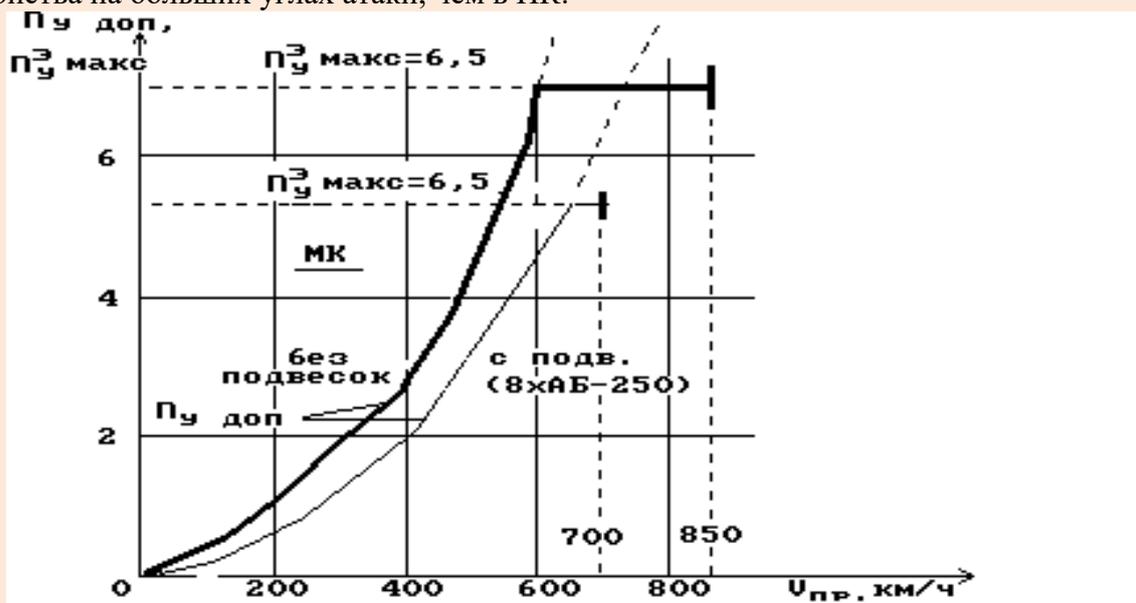


Рис. 8

Величины $p_{удол}^3$ для других подвесок приведены в таблице Руководства по летной эксплуатации.

Максимальная отрицательная перегрузка выбрана из условия прочности крыла и соответствует:

для ПК и МК - 2,0 ед ; для ВПК - 1.0 ед,

Предельная по тяге нормальная перегрузка, ее зависимость от различных факторов

Увеличение нормальной перегрузки в полете достигается увеличением подъемной силы, а последнее сопровождается ростом аэродинамического сопротивления.

$$X = X_0 + X_i = X_0 + X_{i \text{ г.п.}} n_y^2$$

Этот рост можно компенсировать увеличением силы тяги, но при некотором значении нормальной перегрузки аэродинамическое сопротивление становится равным располагаемой тяге ($P_p = X$)

Эта перегрузка называется *предельной по тяге* и обозначается $n_{y \text{ пр.}}$.

Она может быть определена из соотношения: $P_p = X_0$

$$P_p = X = X_0 + X_{i \text{ г.п.}} n_{y \text{ пр.}}^2 \quad n_{y \text{ пр.}} = \sqrt{\frac{P_p - X_0}{X_{i \text{ г.п.}}}}$$

Или $n_{y \text{ пр.}} = Y/G = X K/G = P_p K/G = \mu K$,

где μ - тяговооруженность самолета.

Как видно $n_{y \text{ пр.}}$ зависит от веса самолета, высоты и скорости полета (через изменение P_p и K), а также от конфигурации самолета и наличия подвесок.

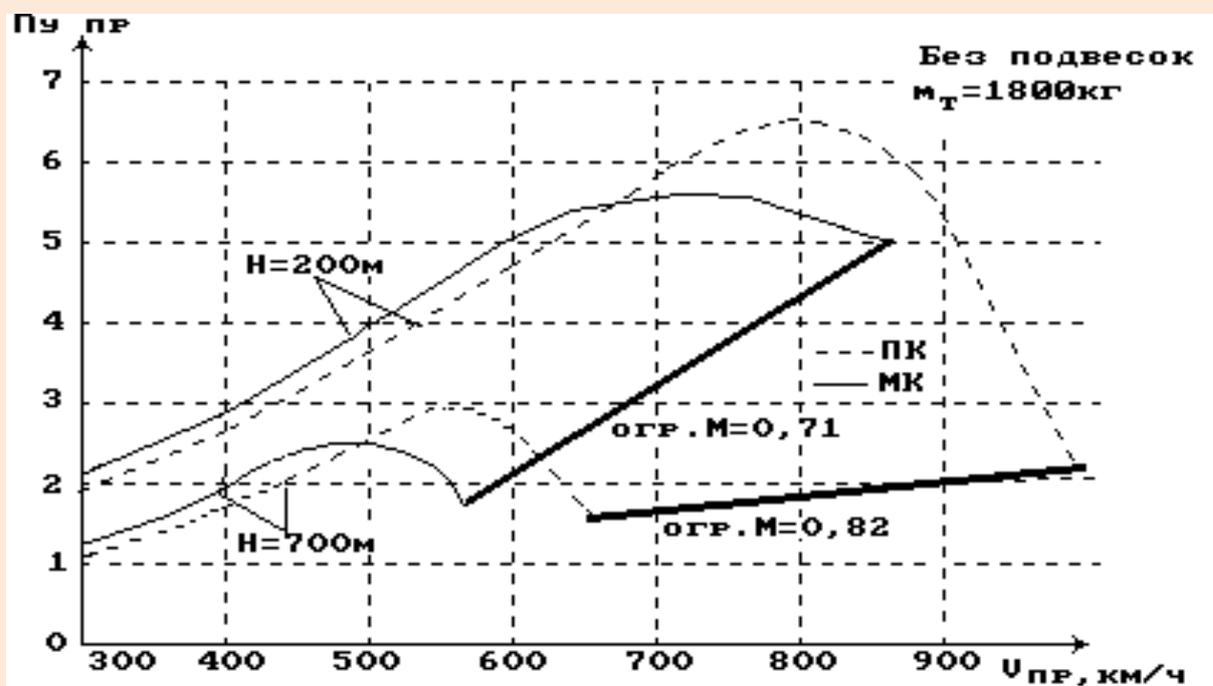


Рис. 9

При $n_y = n_{y \text{ пр.}}$, $n_x = 0$, то есть, механическая энергия самолета на маневре не изменяется. Если $n_y > n_{y \text{ пр.}}$, то $n_x < 0$ и механическая энергия убывает. Поэтому $n_{y \text{ пр.}}$ считают наибольшей допустимой перегрузкой длительного маневра.

Располагаемая тангенциальная перегрузка, ее зависимость от режима полета

Как известно, оценка летно-технических характеристик и маневренных свойств самолета тесно связана с понятием располагаемой тангенциальной перегрузки.

Располагаемая тангенциальная перегрузка зависит от скорости и высоты полета, наличия подвесок, массы самолета и его конфигурации.

Уменьшение перегрузки с увеличением высоты полета обусловлено снижением тяги двигателей из-за уменьшения плотности воздуха. Зависимость тангенциальной перегрузки от конфигурации самолета определяется характером изменения аэродинамического сопротивления.

При одинаковых скоростях горизонтального полета угол атаки самолета в маневренной конфигурации меньше, чем в полетной. Несмотря на это, аэродинамическое сопротивление самолета в МК больше, чем в ПК, за счет большего значения C_{x0} . Поэтому n_{xP} в МК меньше, чем в ПК, на всех скоростях и высотах полета.

Используя кривые Жуковского, можно построить график зависимости n_{xP} от скорости для различных высот полета.

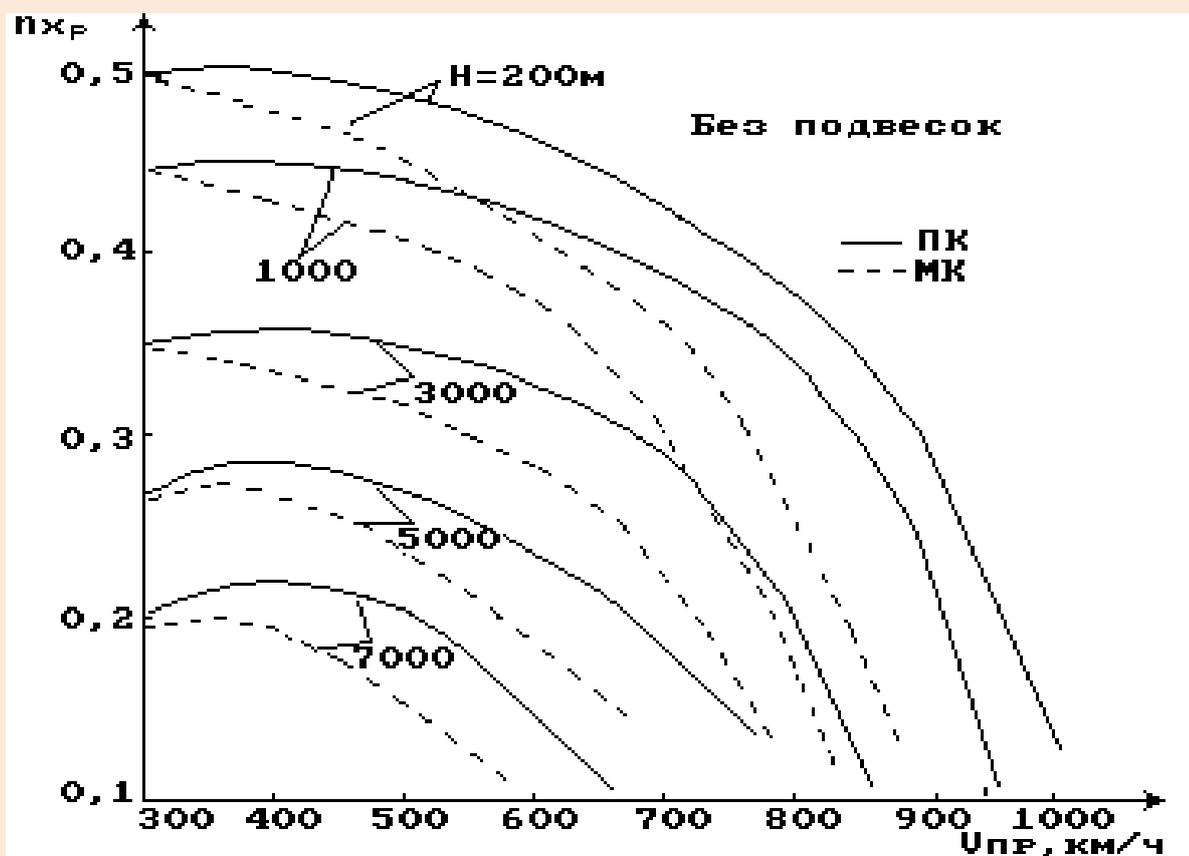


Рис. 10

Максимальное значение n_{xP} в горизонтальном прямолинейном полете достигается на $U_{ПР} \approx 450$ км/ч в ПК и 350 км/ч в МК.

Наличие подвесок приводит к росту аэродинамического сопротивления самолета. Наибольшим влиянием на величину n_{xP} оказывает подвеска 4 УБ-32.

Остальные подвески уменьшают n_{xP} в меньшей степени. Увеличение массы самолета на каждые 1000 кг уменьшают n_{xP} примерно на 0,08-0,1.

Глава 3

Характеристики устойчивости и управляемости боевого самолета

Основные аэродинамические характеристики совместно с тяговооруженностью определяют только потенциальные возможности самолета. Практическая же реализация этих возможностей в полете зависит от пилотажных свойств самолета, от соответствия этих свойств машины психофизиологическим свойствам летчика.

Характеристики устойчивости и управляемости являются составной частью пилотажных свойств самолета. Изучение этих характеристик является необходимым для правильного пилотирования и обеспечения безопасности полета при максимальном использовании летно-технических возможностей самолета.

Статическая устойчивость самолета по перегрузке

Продольной статической устойчивостью самолета по перегрузке называется стремление самолета без вмешательства летчика сохранять заданную перегрузку (угол атаки).

Статическая устойчивость самолета по перегрузке обеспечивается расположением аэродинамического фокуса позади центра тяжести.

Пусть самолет, совершая установившийся прямолинейный полет, попадает в восходящий поток, вследствие чего его угол атаки увеличивается на величину $\Delta\alpha$.

В результате появляется приращение подъемной силы ΔY , а, следовательно, появляется приращение перегрузки Δn_y . Так как прирост подъемной силы расположен в фокусе самолета, то на плече $(X_F - X_T)$ будет создаваться аэродинамический момент ΔM_Z , который стремится вернуть самолет к исходной перегрузке (исходному углу атаки).

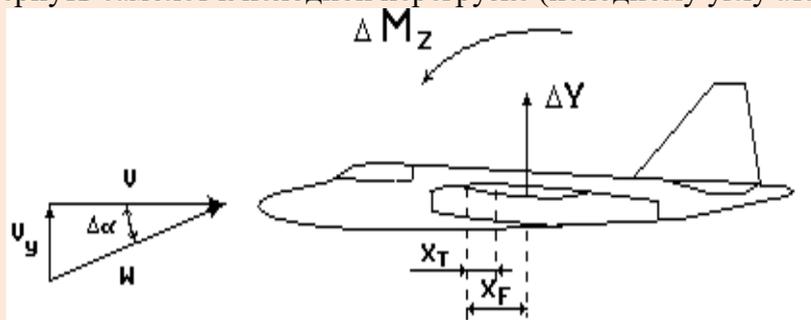


Рис. 1

Величина этого продольного момента равна:

$$\Delta M_Z = -\Delta Y (X_F - X_T).$$

В относительных величинах это запишется в виде:

$$\Delta m_z = -\Delta C_y (\bar{x}_F - \bar{x}_T)$$

Отсюда легко получить выражение:
$$\frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T) = m_z^{C_y} < 0.$$

Величина $(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$ называется запасом продольной статической устойчивости по перегрузке. Он зависит от положения фокуса и центра тяжести самолета.

На положение центра тяжести оказывают влияние следующие факторы: вариант подвесок, выработка топлива, положение шасси и наличие патронов в ВПУ АО-17А.

В зависимости от варианта подвесок и места их расположения на самолете они оказывают различное влияние на положение центра тяжести (на запас устойчивости). Наибольшее влияние оказывает подвеска двух или четырех ПТБ-800, при этом запас устойчивости увеличивается на 3%.

В полете из-за выработки топлива запас устойчивости может увеличиться на 2,5% по отношению к запасу устойчивости на взлете и посадке.

Выпуск шасси уменьшает запас устойчивости на 1%. Наличие патронов к ВПУ АО-17А увеличивает запас устойчивости на 3-5%.

Полный диапазон центровок составляет 15,5% - 23% САХ.

На положение аэродинамического фокуса оказывает влияние угол атаки (при углах атаки больше угла атаки начала срыва потока), режим работы двигателя и конфигурация самолета.

На $\alpha > 12^\circ$ в ПК и на $\alpha > 14^\circ$ в МК фокус начинает смещаться вперед по причине развития срыва на крыле и из-за попадания горизонтального оперения в область больших скосов потока, что приводит к уменьшению запаса устойчивости. А с удлиненными подвесками, которые также приводят к смещению фокуса вперед, самолет на $\alpha > 13^\circ$ в ПК и на $\alpha > 18^\circ$ в МК становится нейтральным по перегрузке.

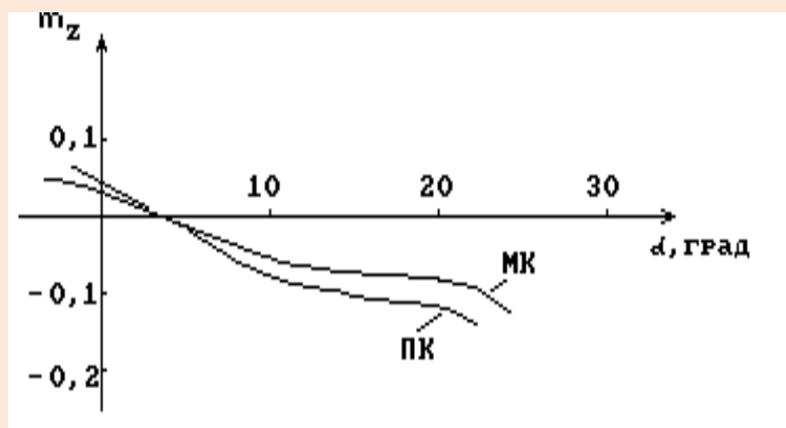


Рис. 2

Величина коэффициента продольного момента на углах атаки меньше угла атаки начала срыва определяется выражением

$$m_z = m_{z0} - C_y (\bar{x}_F - \bar{x}_T)$$

Перевод закрылков и предкрылков в МК смещает фокус на 4% вперед, а в ВПК на 1% вперед.

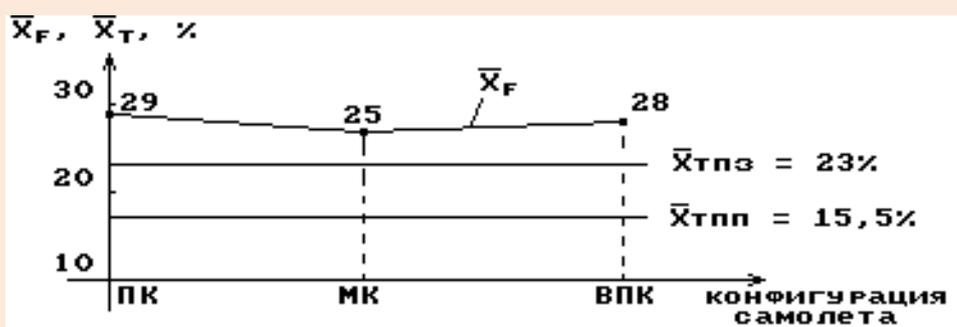


Рис. 3

Заметное влияние на статическую продольную устойчивость по перегрузке оказывает режим работы двигателя.

Перевод двигателей с максимального режима на малый газ уменьшает подъемную силу воздухозаборников, что приводит к смещению фокуса назад.

Статистическая устойчивость самолета по скорости

Стремление самолета самостоятельно, без вмешательства летчика, сохранять скорость исходного режима полета называется статической устойчивостью самолета по скорости.

Если самолет был уравновешен в установившемся прямолинейном полете, а потом, например, его скорость увеличилась на ΔV , то это вызовет увеличение подъемной силы на ΔY .

$$\Delta Y = C_y \cdot \frac{\rho_n ((V + \Delta V)^2 - V^2)}{2} S$$

Под действием ΔY самолет, искривляя траекторию, перейдет в набор высоты, уменьшая при этом скорость полета. Уменьшение скорости полета вызовет падение подъемной силы - траектория начнет искривляться в сторону снижения.

То есть, математическим условием продольной статической устойчивости по скорости является выражение:

$$\frac{\Delta Y}{\Delta V} > 0;$$

Об устойчивости самолета по скорости судят по балансировочным диаграммам. Из условия $\sum M_z = 0$,

$$m_z = m_{z0} - C_y (\bar{x}_F - \bar{x}_T) + m_z^{\delta_B} \delta_{B \text{ бал}} = 0$$

$$\delta_{B \text{ бал}} = - \frac{m_{z0}}{m_z^{\delta_B}} + \frac{C_{y_{\text{гп}}} (\bar{x}_F - \bar{x}_T) n_y}{m_z^{\delta_B}};$$

G

$$\text{где: } C_{y_{\text{гп}}} = \frac{G}{0.7 P_n M^2 S};$$

График функции δ_B (M или V) называется балансировочной диаграммой по отклонению руля высоты.

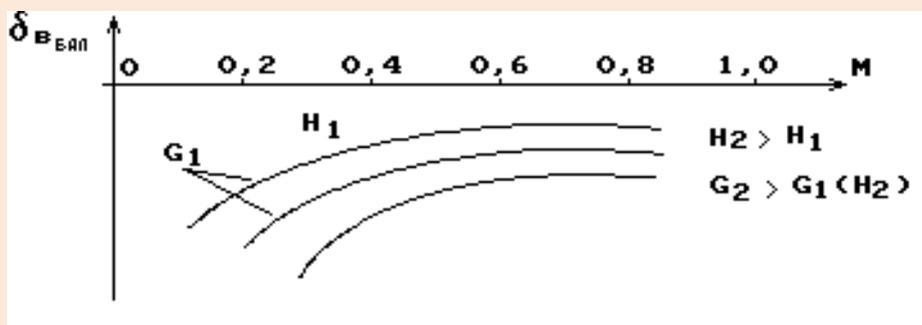


Рис. 4

Чем больше высота полета и вес самолета, тем ниже проходят балансировочные кривые. Это объясняется увеличением требуемого для горизонтального полета угла атаки (при $M = \text{const}$).

Увеличение нормальной перегрузки и уменьшение центровки самолета также приводит к смещению балансировочных кривых вниз.

По протеканию балансировочной диаграммы видно, что самолет как с подвесками, так и без подвесок в ПК и МК до числа $M=0,6$ устойчив по скорости, на больших числах полета M практически нейтрален, а на числах $M > 0,78$ неустойчив, то есть, при разгоне появляется небольшой пикирующий момент, для парирования которого необходимо (в зависимости от положения триммера) увеличить тянущие или уменьшить давящие усилия на ручке управления на 1-2 кг.

Если рассмотреть балансировочную диаграмму по $V_{пр}$, то увидим, что самолет устойчив по скорости до $V_{пр} = 720$ км/ч, а далее практически нейтрален.

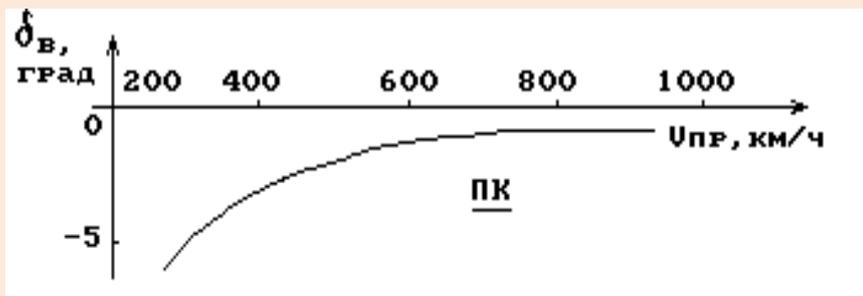


Рис. 5

Балансировочная диаграмма по усилиям на ручке управления представлена на рисунке 6.

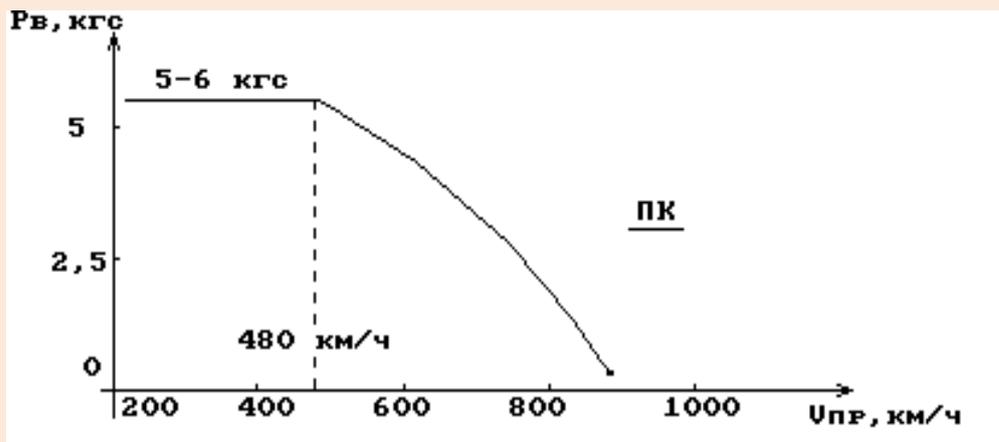


Рис. 6

Усилия на ручке управления при нейтральном положении триммера руля высоты давящие и на скорости полета 400-600 км/ч по прибору составляют 5-6 кг. При увеличении скорости полета до 800 км/ч давящие усилия на ручке управления уменьшаются до 1 кг. Такой характер протекания балансировочной кривой по усилиям объясняется аэродинамической перекомпенсацией руля высоты: в носке руля высоты расположен торсион пружинного сервокомпенсатора, вследствие чего ось вращения руля высоты отнесена далеко от его носка. В результате такой конструкции руля высоты при уменьшении угла его отклонения по мере увеличения скорости шарнирный момент уменьшается, что ведет к уменьшению давящих усилий на ручке управления. Указанная особенность пилотирования самолета не затрудняет.

При изменении режима работы двигателей от малого газа до максимала появляется кабрирующий момент, наиболее заметный на малых (300-350 км/ч) скоростях полета. Для его парирования необходимо приложить давящие усилия на ручку управления в 3-4 кг.

Перебалансировка самолета при изменении положения механизации крыла незначительная и легко парируется летчиком. Изменение усилий на ручке управления, необходимое для балансировки самолета, не превышает 2 кг.

Выпуск и уборка тормозных щитков на балансировку самолета влияния не оказывает.

На всех режимах полета самолет балансируется с помощью триммеров.

Увод триммера в крайнее положение приводит к появлению на РУС усилий до 15 кг.

Динамические свойства самолета в продольном движении

Статическая устойчивость самолета - это необходимое условие устойчивости, но не достаточное. Для более полного рассмотрения продольной устойчивости необходимо проанализировать динамические свойства самолета в продольном движении.

Поведение самолета при изменении угла атаки характеризуется не только запасом продольной статической устойчивости по перегрузке, определяющим стремление самолета вернуться к исходному углу атаки, но и характером движения при возвращении, то есть, динамической устойчивостью самолета.

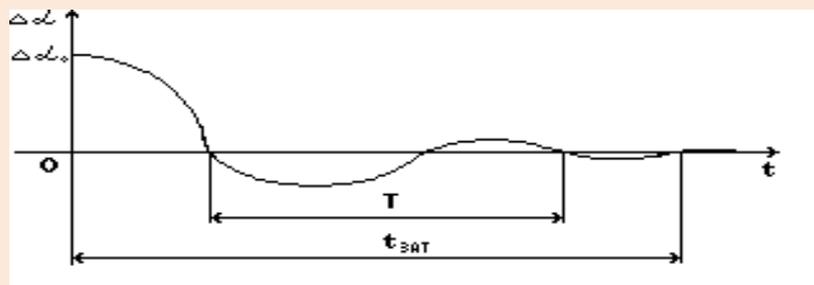


Рис. 7

Таким образом динамические свойства самолета характеризуются: периодом колебаний (T), временем затухания колебаний ($t_{зат}$) и числом колебаний до практически полного затухания ($n_{зат}$).

Как известно, период колебаний с достаточной точностью определяется выражением

$$T \cong 2\pi \sqrt{-J_z / M_z^\alpha}$$

где: J_z - массовый момент инерции относительно оси OZ ;

$$M_z^\alpha = m_z^\alpha q S b a$$

Анализ вышеуказанного выражения показывает, что с увеличением скорости и уменьшением высоты полета, период продольных колебаний уменьшается.

При увеличении веса увеличивается момент инерции J_z , период продольных колебаний возрастает.

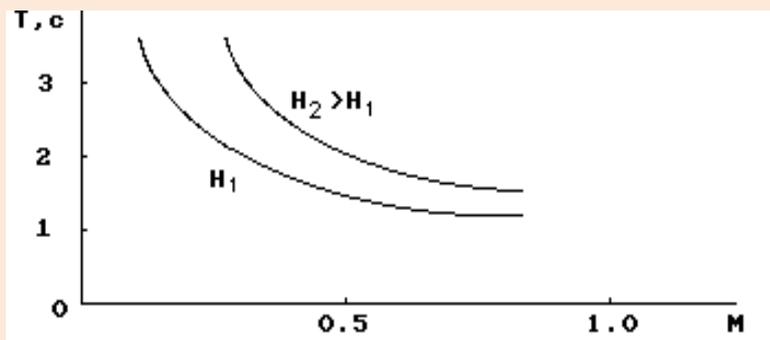


Рис. 8

Необходимым условием динамической устойчивости самолета является быстрое затухание колебаний.

$$t_{\text{зат}} = \frac{3}{n_0}, \text{ где:}$$

n_0 – коэффициент затухания колебаний, зависящий от демпфирующих свойств самолета.

Время затухания колебаний (восстановление заданного угла атаки) составляет $5 \div 6$ с, а заданной скорости - $60 \div 100$ с.

Количество полных колебаний до полного затухания (до момента уменьшения амплитуды в 20 раз) составляет

$$n_{\text{зат}} = t_{\text{зат}} / T$$

В ПК и МК при создании перегрузок на пилотаже на углах атаки, больших или близких к максимально допустимым, имеют место колебания самолета по тангажу. В ПК колебания имеют амплитуду $1,5-2,5^\circ$ и период $1,5-2$ с, в МК - амплитуду $2-4^\circ$ и период $2-3$ с. При уменьшении угла атаки небольшим перемещением ручки управления от себя колебания прекращаются. Зависимость величины углов атаки начала колебаний от числа M полета показана на рисунке.

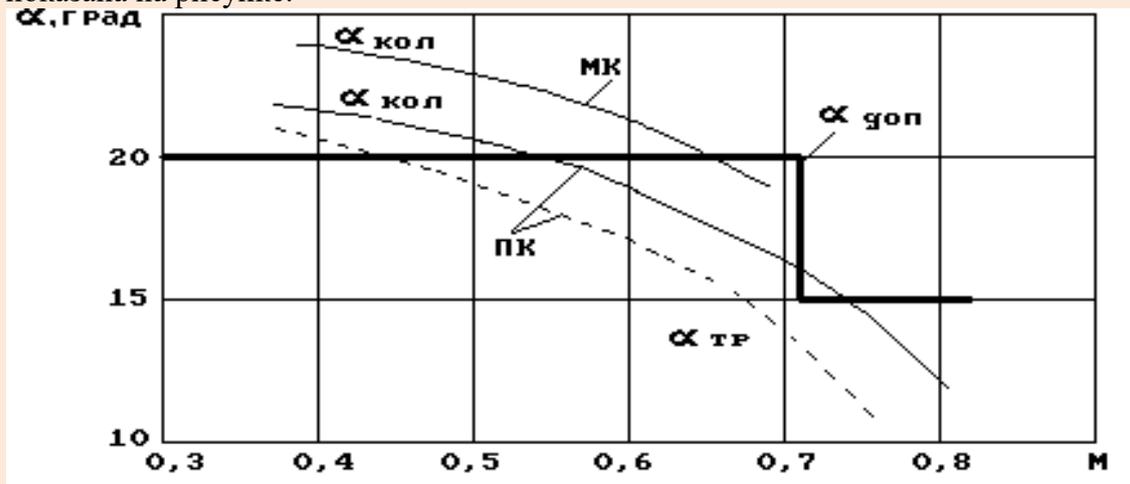


Рис. 9

Колебания самолета в продольном канале к опасной ситуации не приводят, но значительно затрудняют точное пилотирование, прицеливание при боевом применении и повышают психофизиологическую нагрузку летчика.

Признаками близости колебаний по углу атаки является тряска. Появление тряски сопровождается высокочастотными вибрациями ручки управления, произвольными

кренениями до 5° и рысканьем до 3° по скольжению, но затягивания в крен и увода по курсу не происходит.

В МК интенсивность возникающей тряски значительно меньше.

Характеристики продольной управляемости самолета

Под продольной управляемостью понимается способность самолета изменять нормальную перегрузку (угол атаки) при отклонении руля высоты.

Важными характеристиками продольной управляемости в прямолинейном полете являются балансировочные диаграммы по потребному отклонению руля высоты, ходу ручки управления и усилиям на ней в зависимости от высоты и скорости.

Для количественной оценки продольной управляемости используются градиенты продольной управляемости:

Градиент отклонения руля высоты по перегрузке δ_B^{ny} показывает, на какой дополнительный угол необходимо отклонить руль высоты для увеличения нормальной перегрузки на единицу.

$$\frac{d\delta_B}{dn_y} = \delta_B^{ny} = \frac{C_{y_{\text{гп}}} (\bar{X}_F - \bar{X}_T)}{m_z^{\delta_B}} = \frac{G(\bar{X}_F - \bar{X}_T)}{0.7\rho_n M^2 S \cdot m_z^{\delta_B}} < 0$$

Таким образом, расход руля высоты зависит от удельной нагрузки на крыло, запаса устойчивости, скорости и высоты полета, а также от эффективности руля высоты.

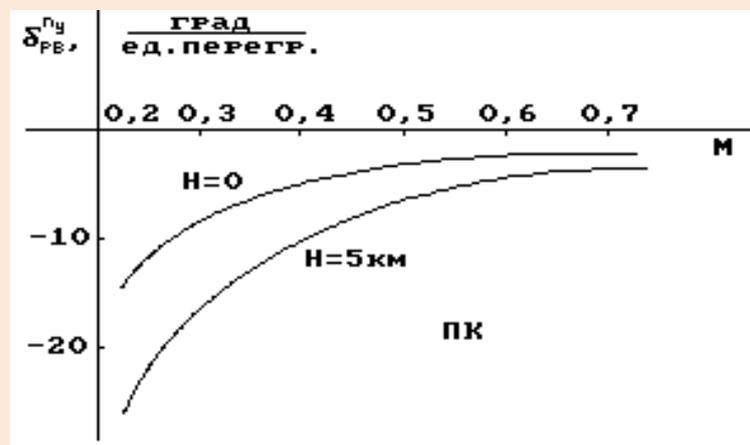


Рис. 10

Градиент хода ручки управления по перегрузке X_B^{ny} показывает, насколько необходимо дополнительно отклонить ручку управления, чтобы нормальная перегрузка увеличилась на единицу.

$$X_B^{ny} = \frac{\delta_B^{ny}}{K_B} < 0 ;$$

где $K_B = d\delta_B / dX_B$ - передаточный коэффициент между ходом ручки управления и углом отклонения руля высоты.

Таким образом, градиент X_B^{ny} зависит от тех же факторов, что и δ_B^{ny} , причем характер его изменения одинаков.

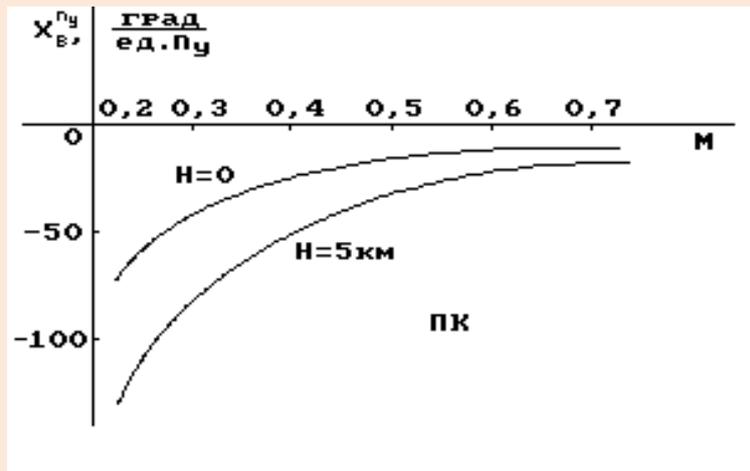


Рис. 11

Градиент усилия на ручке управления по перегрузке P_B^{ny} показывает, какое дополнительное усилие необходимо приложить к ручке управления, чтобы перегрузка увеличилась на единицу.

$$P_B^{ny} = -G (\bar{x}_F - \bar{x}_T) k_{го} (\bar{S}_{го} / \bar{L}_{го}) h_B K_B$$

На дозвуковых самолетах P_B^{ny} практически не зависит от скорости полета. Поэтому применением различного рода сервокомпенсаторов, уменьшением плеча между центром давления на руле высоты и осью его подвески можно достичь приемлемых значений P_B и P_B^{ny} .

В ПК P_B^{ny} меняется в пределах от 1,5 до 12,5 кг/ед.перегр. в диапазоне чисел M от 0,3 до 0,8, при норме 1,5÷3 кг/ед.перегр.

При увеличении веса самолета и уменьшении запаса статической устойчивости по перегрузке все градиенты продольной управляемости увеличиваются по абсолютной величине.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. На самолете с предельно передними центровками продольная управляемость ухудшается, что может привести к полному отклонению ручки управления на себя при выполнении посадки и, как следствие, к необходимости увеличения посадочной скорости. Данное явление особенно характерно при посадке с боекомплектом к ВПУ.

2. В ПК на числах $M \geq 0,8$ и высотах менее 4000 м самолет имеет повышенную реакцию по тангажу на отклонение ручки управления. При этом X_B^{ny} составляет 7 - 9 мм/ед.перегр. при норме 12 - 20 мм/ед.перегр;

3. В связи с тем, что в продольном канале гидроусилители отсутствуют, для создания $n_{y \max}^{\ominus}$ требуется значительные усилия на ручке управления (30-35 кг).

4. При $n_y > 2$ существенно увеличиваются усилия, необходимые для изменения перегрузки на единицу, ручка становится тяжелой, несмотря на небольшие расходы.

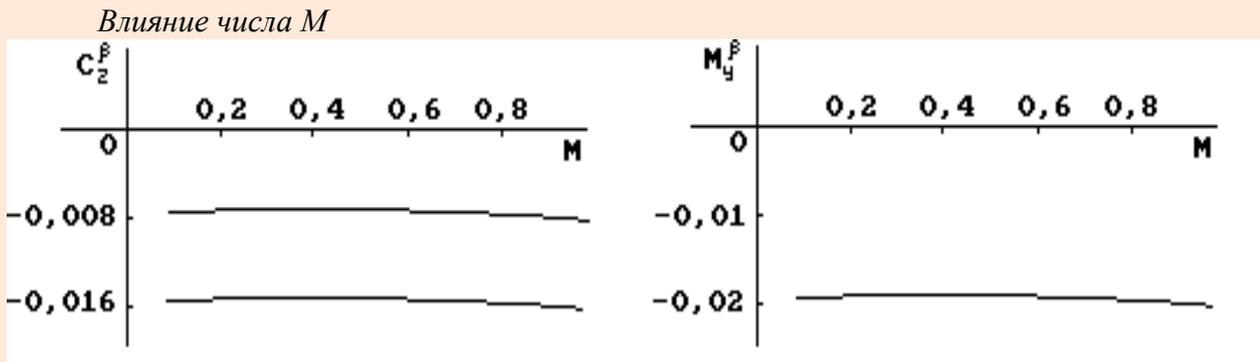


Рис. 14

В эксплуатационном диапазоне чисел М степень путевой устойчивости практически не изменяется (несколько увеличивается на больших числах М). Объясняется это тем, что несущие свойства вертикального оперения ($C_{z\beta_{во}}$) и фюзеляжа ($C_{z\beta_{ф}}$) в данном диапазоне чисел М тоже практически не изменяются, а, значит и боковой фокус не изменяет своего положения с изменением числа М полета.

Влияние угла атаки

Изменение угла атаки оказывает заметное влияние на запас путевой статической устойчивости.

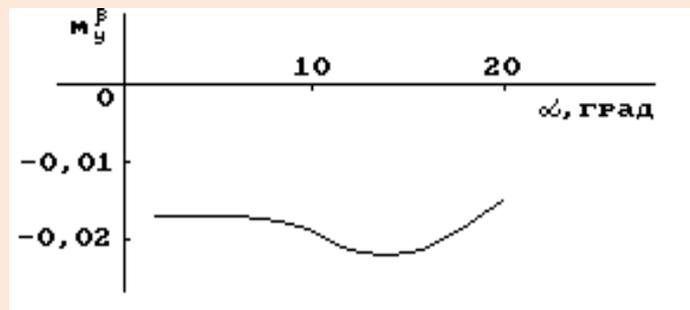


Рис. 15

При увеличении угла атаки до 14° путевая устойчивость самолета увеличивается за счет влияния боковых сил пилонов, а при углах атаки более 14° уменьшается из-за затенения киля и увеличения эффективного угла стреловидности киля ($\chi_{во\text{эф}} = (\chi_{во} + \alpha)$).

Уменьшение путевой устойчивости на больших углах атаки и малых скоростях полета может приводить к появлению небольшой боковой раскачки самолета.

Влияние подвесок

Наличие подвесок обычно уменьшает путевую статическую устойчивость, так как боковые силы от них, при наличии скольжения, приложены впереди центра масс самолета, что смещает боковой фокус самолета вперед.

Влияние режима работы двигателя

При переводе двигателя с режима "максимал" на режим "малый газ" путевая устойчивость самолета увеличивается (из-за уменьшения боковых сил на воздухозаборниках).

Поперечная статическая устойчивость самолета

Поперечной устойчивостью самолета называется его способность крениться в сторону, обратную скольжению.

Если самолет по какой-либо причине накренился на правое полукрыло, то равновесие сил нарушится и самолет под действием равнодействующей силы $\bar{Y} + \bar{G}$ начнет искривлять траекторию движения в сторону опущенного полукрыла. И если самолет продолжает двигаться, то у него образуется скольжение на опущенное полукрыло.

Самолет непосредственно на крен не реагирует, реакция на крен происходит только через скольжение. Условием поперечной статической устойчивости является:

$$m_x^\beta < 0 \quad (m_x^\beta = \frac{\Delta m_x}{\Delta \beta})$$

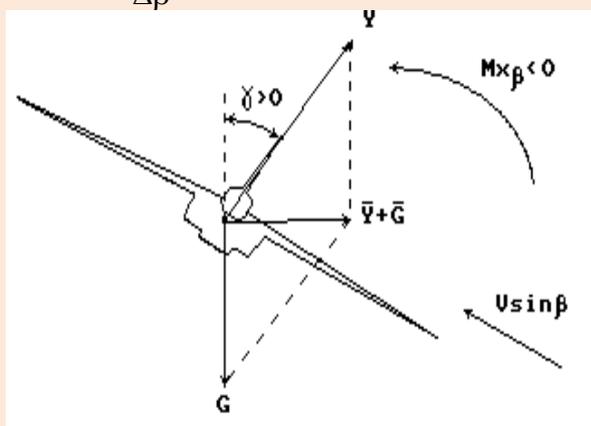


Рис. 16

Поперечный статический момент $M_{x\beta}$ создается:

1. За счет боковой силы от вертикального оперения ($M_{x\beta_{во}}$),
2. За счет разности подъемных сил полукрыльев, вызванных:
 - разной эффективной стреловидностью полукрыльев ($M_{x\beta_\chi}$),
 - "высокопланным" эффектом ($M_{x\beta_{вп}}$),
 - отрицательным поперечным "V" крыла ($M_{x\beta_\psi}$).

$$M_{x\beta} = M_{x\beta_{во}} + M_{x\beta_\chi} + M_{x\beta_{вп}} + M_{x\beta_\psi}$$

Как и все летательные аппараты, выполненные по схеме высокоплан, самолет имеет повышенную поперечную устойчивость, особенно на повышенных углах атаки. Для ее снижения крыло самолета придано отрицательное поперечное "V", равное $-2^\circ 30'$.

Степень поперечной статической устойчивости зависит от числа M полета, угла атаки и наличия подвесок.

Влияние числа M полета

Поперечная статическая устойчивость самолета до числа $M \approx 0,7$ увеличивается, а затем уменьшается, что объясняется качественным изменением несущих свойств скользящего и отстающего полукрыльев.

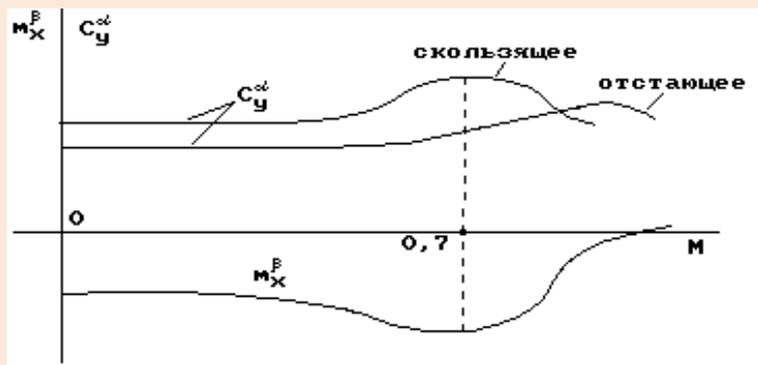


Рис. 17

На числах $M \geq 0,82$ самолет практически нейтрален в поперечном отношении.

Влияние угла атаки

При увеличении угла атаки поперечная устойчивость увеличивается, так как с ростом угла атаки увеличивается разность коэффициентов подъемных сил полукрыльев, а, следовательно, увеличивается разность подъемных сил полукрыльев ($\Delta Y = \Delta C_y \cdot q S$).

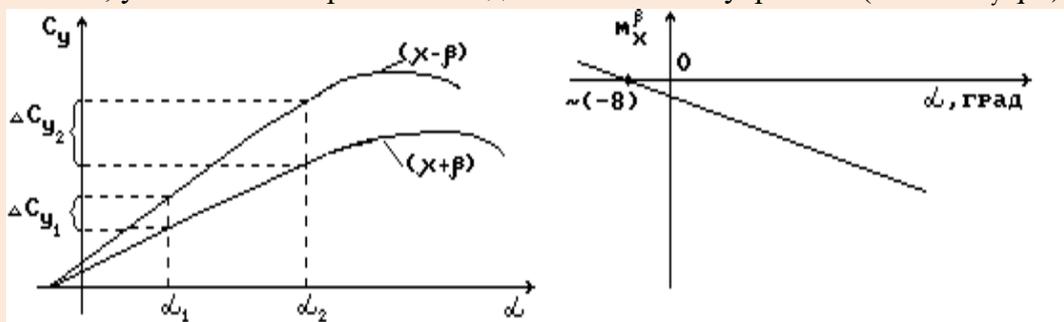


Рис. 18

На больших отрицательных углах атаки (менее минус 8°), самолет неустойчив в поперечном отношении.

Влияние подвесок

При наличии подвесок поперечная устойчивость несколько увеличивается, за счет создания подвесками дополнительного поддавливания под скользящим полукрылом и за счет смещения центра масс самолета в более нижнее положение.

Динамические свойства самолета в боковом движении

Одновременное проявление путевой и поперечной устойчивости характеризует боковую устойчивость самолета.

Определяющим в создании сил и моментов в боковом движении является угол скольжения. Устойчивый в боковом отношении самолет возвращается к заданному углу скольжения в колебательном процессе, в котором определяющим является движение рысканья, а не крена.

К динамическим характеристикам бокового движения самолета относятся: период колебаний T_δ ; время до полного затухания колебаний - $t_{\delta \text{ зат}}$ и количество колебаний $n_{\delta \text{ зат}}$.

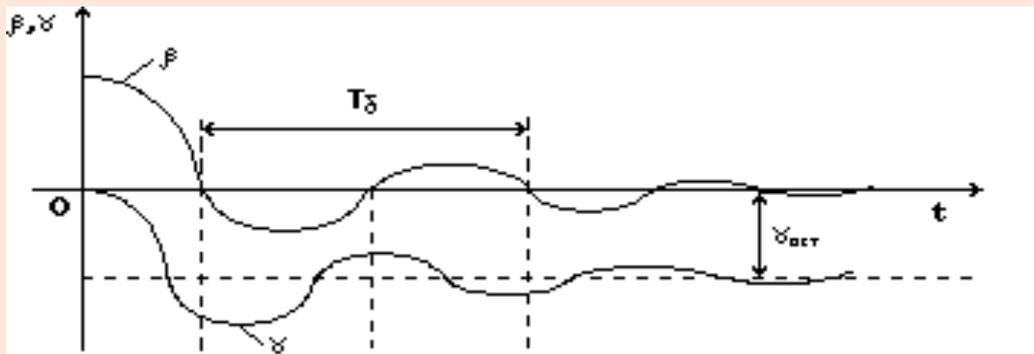


Рис. 19

$$T_{\delta} \approx 2\pi \sqrt{\frac{J_y}{m_y^{\beta} \cdot q \cdot S \cdot l}}; \quad t_{\delta \text{ зат}} \approx \frac{6J_y}{m_y^{\text{оу}} \cdot q \cdot S \cdot l}; \quad n_{\delta \text{ зат}} = \frac{t_{\delta \text{ зат}}}{T_{\delta}}.$$

Из анализа этих выражений видно, что с ростом высоты полета T_{δ} и $t_{\delta \text{ зат}}$ увеличиваются. Рост скорости полета приводит к уменьшению $t_{\delta \text{ зат}}$ во всем диапазоне скоростей, так как хотя при этом уменьшается $m_y^{\text{оу}}$, но зато в большей степени растет скоростной напор q .

Период колебаний с ростом скорости постоянно уменьшается, так как путевая устойчивость и скоростной напор увеличиваются.

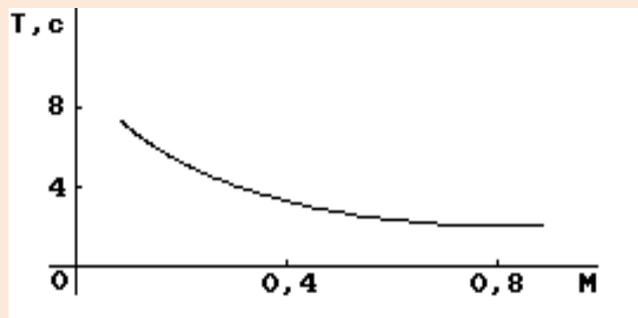


Рис. 20

Увеличение массы самолета приводит к увеличению массового момента инерции J_y , поэтому период T_{δ} и время $t_{\delta \text{ зат}}$ растут.

Наличие у самолета только статической поперечной и путевой устойчивости еще недостаточно для приемлемых динамических свойств.

Соотношение между поперечной и путевой устойчивостью должно быть вполне определенным. Характеризует это отношение параметр каппа.

$$\kappa = \frac{\omega_{x \text{ макс}}}{\omega_{y \text{ макс}}} \approx \frac{m_x^{\beta}}{m_y^{\beta}} \cdot \frac{j_y}{j_x}$$

Для маневренных самолетов $\kappa = 1 \div 3$.

При полете на повышенных углах атаки (малые скорости полета), где поперечная устойчивость повышена, а путевая устойчивость уменьшается, величина каппа становится больше 3.

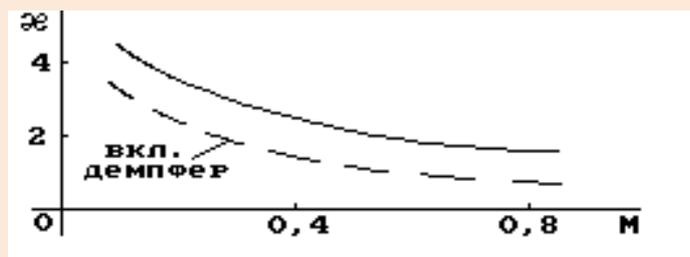


Рис. 21

В этом случае может появиться колебательная неустойчивость.

Самолет энергично реагирует креном на скольжение, что вызывает развитие боковых колебаний.

Включение демфера позволяет выдержать заданный диапазон соотношения путевой и поперечной устойчивости.

Боковая управляемость самолета

Под боковой управляемостью понимают способность самолета изменять углы крена и скольжения при отклонении элеронов и руля направления.

Боковое движение самолета при одновременном отклонении руля направления и элеронов представляет большую сложность для изучения.

Поэтому обычно анализируют характер движения самолета при отклонении руля направления и элеронов изолированно, полагая при этом, что "перекрестные" связи отсутствуют.

Путевая управляемость - способность самолета изменять угол скольжения при отклонении руля направления.

К основным характеристикам путевой управляемости можно отнести:

- производную коэффициента путевого статического момента при отклонении руля направления $m_y^{\delta_n}$,

$$m_y^{\delta_n} \approx \frac{\Delta m_y}{\Delta \delta_n} < 0 \text{ - характеризует эффективность руля направления}$$

- градиент усилий на педалях по отклонению руля направления ($P_n^{\delta_n}$).

В эксплуатационном диапазоне углов атаки и чисел M полета эффективность руля направления сохраняется практически постоянной.

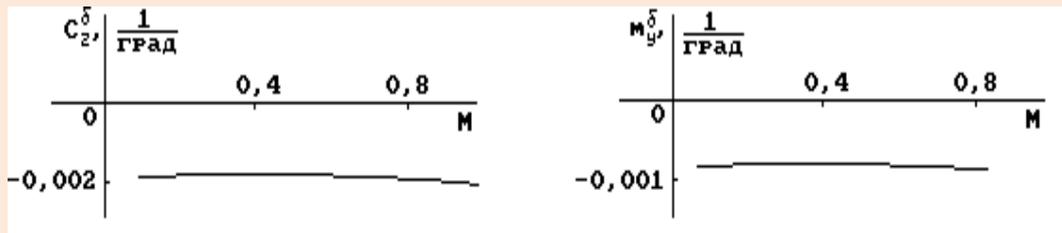


Рис. 22

На скоростях полета $V_{пр} > 400$ км/ч при максимальном отклонении руля направления из-за срыва потока с него летчик ощущает биение педалей с усилием 3-5 кг. На числах $M > 0.78$ реакция самолета на отклонением руля направления практически нейтральна.

Поперечная управляемость - способность самолета изменять угол крена при отклонении элеронов.

К основным характеристикам поперечной управляемости можно отнести:

- производную коэффициента поперечного статического момента при отклонении элеронов ($m_x^{\delta\delta}$),

$m_x^{\delta\delta} \approx \frac{\Delta m_x}{\Delta \delta} < 0$ - характеризует эффективность элеронов, зависит от числа M полета и угла атаки.

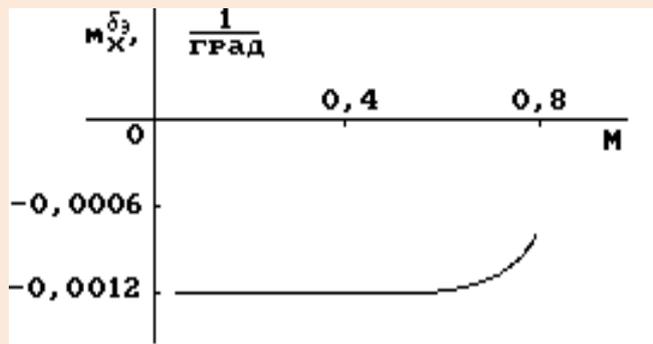


Рис. 23

- градиент угловой скорости вращения по отклонению элеронов ($\omega_x^{\delta\delta}$),

$\omega_x^{\delta\delta} \approx \frac{\Delta \omega_x}{\Delta \delta} < 0$ - показывает, какую ω_x приобретет самолет при отклонении элеронов на 1 градус

- градиент усилий на ручке управления по угловой скорости вращения ($P_3^{\omega x}$).

На числах $M > 0.7$ эффективность элеронов резко снижается из-за упругих деформаций крыла и проявления сжимаемости воздуха. На числе $M=0.82$ эта величина уменьшается примерно в два раза.

Из курса динамики полета известно, что

$$\omega_x^{\delta\delta} = - \frac{m_x^{\delta\delta}}{m_x^{\omega x}};$$

где $m_x^{\omega x}$ - характеризует демпфирующие свойства самолета в поперечном отношении.

Производная $\omega_x^{\delta\delta}$ характеризует эффективность поперечного управления.

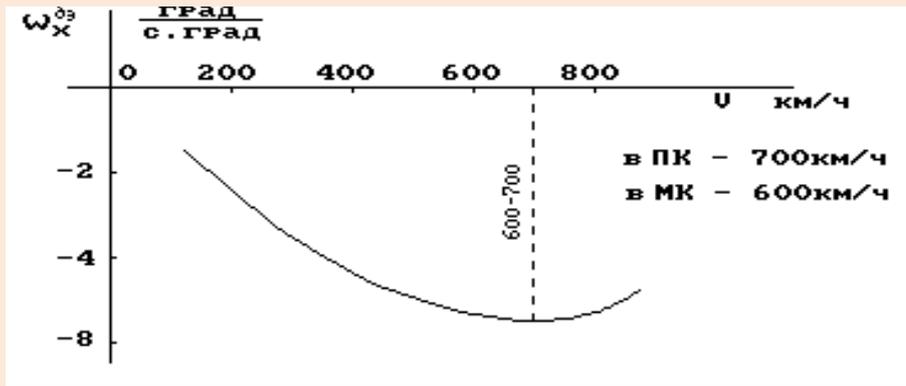


Рис. 24

При увеличении приборной скорости до 700 км/ч эффективность поперечного управления ($m_x^{\delta_3}$) остается примерно постоянной, а демпфирующие свойства ($m_x^{\omega_x}$) уменьшаются. Это ведет к увеличению производной $\omega_x^{\delta_3}$. При увеличении приборной скорости более 700 км/ч резко снижается эффективность поперечного управления ($m_x^{\delta_3}$), производная $\omega_x^{\delta_3}$ уменьшается.

С увеличением угла атаки эффективность поперечного управления уменьшается. Так в МК на $\alpha = 23-25^\circ$ самолет уже не реагирует на отклонение элеронов. Это объясняется тем, что при накрениии самолета возникают значительные углы скольжения и поперечный статический момент $M_{x\beta}$ препятствует вращению самолета вокруг продольной оси.

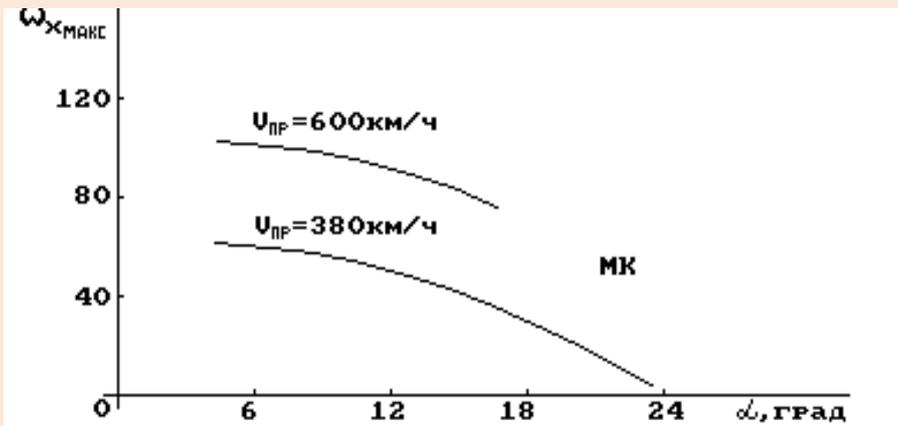


Рис. 25

Поперечная управляемость самолета позволяет получить максимальные угловые скорости крена в ПК - 110 град/с, в МК - 90град/с, в ВПК - 50град/с.

При отказе гидроусилителей приемлемые усилия на ручке управления обеспечиваются на $V_{пр} \leq 400$ км/ч. В целях улучшения управляемости по крену рекомендуется использовать координированные отклонения руля направления и элеронов, что позволяет получить угловые скорости крена - 30 град/с (без использования руля направления - менее 10град/с).

Реакция самолета по крену на отклонение руля направления

Во всем эксплуатационном диапазоне углов атаки и чисел M полета у самолета прямая реакция по крену на отклонение руля направления, то есть, отклонение руля направления вызывает крен в ту же сторону.

Обратная реакция по крену на отклонение руля направления возникает только на тех режимах полета, на которых самолет неустойчив в поперечном отношении ($m_x^\beta > 0$), то есть, на самолете обратная реакция может проявиться на больших отрицательных углах атаки.

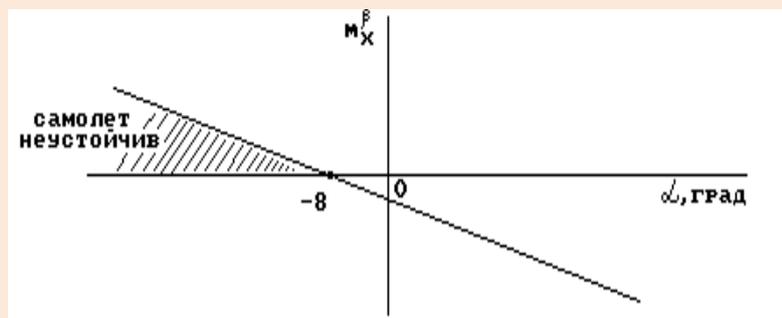


Рис. 26

В этом случае, например, при даче правой ноги возникающий при скольжении на левое полукрыло поперечный момент $M_{x\beta}$ будет кренить самолет не вправо, а влево, то есть, в сторону скользящего полукрыла.

На числах $M \geq 0,82$, где самолет нейтрален в поперечном отношении, он по крену на отклонение руля направления практически не реагирует.

Глава 4 Критические режимы полета

Введение

К критическим режимам и явлениям в полете относятся: штопор, парашютирование, инерционное вращение самолета, флаттер частей самолета. “подхват” “валежка” самолета, реверс элеронов и другие явления, обуславливающие аварийную ситуацию (НПП-78).

Особенности полета на больших углах атаки. Сваливание самолета

Основной причиной сваливания является выход самолета на большие углы атаки, который чаще всего происходит:

- при потере скорости и одновременном стремлении летчика выдержать заданный угол наклона траектории,
- при маневрировании с большими нормальными перегрузками ($n_y > n_{y \text{ доп}}$), на $v_{пр} < 700$ км/ч,
- при создании нормальной перегрузки с темпом перемещения ручки управления выше допустимого.

Выходу на большие углы атаки способствуют условия полета на больших высотах и малых приборных скоростях.

Сваливанием называется произвольное или вызванное отклонением органов управления движение самолета на крыло или на нос из-за превышения критического угла атаки.

В процессе торможения в горизонтальном полете, в ПК на углах атаки: $\alpha > 20^\circ$ при $M < 0,55$; на $20^\circ > \alpha > 13^\circ$ при $0,55 < M < 0,71$; на $13^\circ > \alpha > 6^\circ$ при $0,71 < M < 0,82$ наблюдаются высокочастотные вибрации РУС, тряска самолета и произвольные кренения, сопровождающие начало тряски. С увеличением числа M полета интенсивность её возрастает, а с увеличением угла атаки интенсивность тряски возрастает незначительно. В МК тряска выражена слабо, а в ВПК она отсутствует.

При дальнейшем торможении на углах атаки, больших или близких к максимально допустимым, имеют место колебания самолета по тангажу. В ПК колебания имеют амплитуду $1,5-2,5^\circ$ и период $1,5-2$ с, в МК - амплитуду $2-4^\circ$ и период $2-3$ с.

Колебаний самолета в продольном канале к опасной ситуации не приводят, но значительно затрудняют точное пилотирование, прицеливание при боевом применении и повышают психофизиологическую нагрузку летчика.

В случае попадания в зону интенсивной аэродинамической тряски и продольных колебаний, затрудняющих пилотирование, необходимо уменьшить угол атаки.

Достижение скорости сваливания в горизонтальном полете возможно при практически полностью выбранной РУС на себя, при этом в процессе торможения и достижения угла атаки $23-29^\circ$ на скорости полета $240-270$ км/ч в ПК, $220-250$ км/ч в МК, $210-240$ км/ч в ВПК самолет входит в режим сваливания.

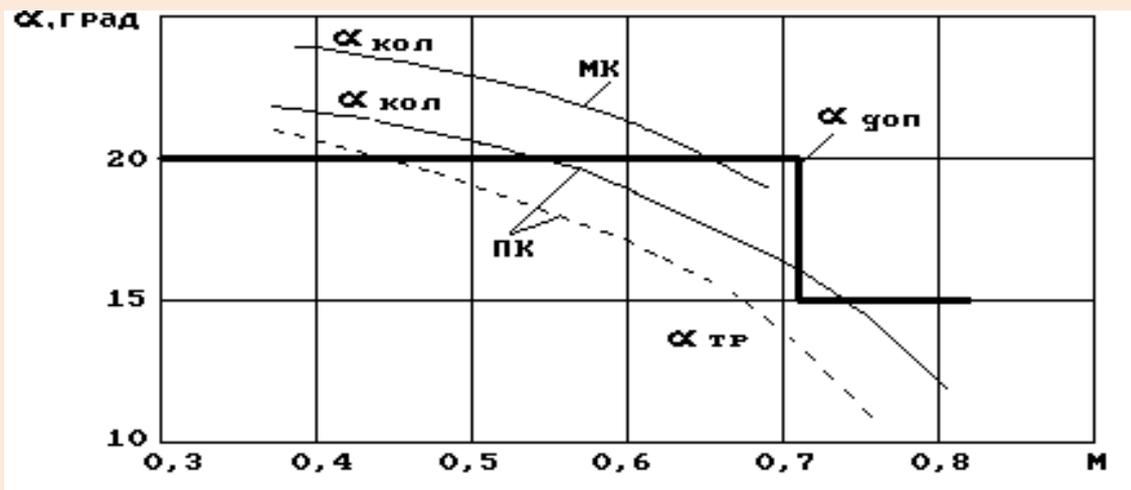


Рис. 1

Сваливание при этом имеет характер парашютирования с уменьшением перегрузки, угла тантажа и сопровождается продольными и боковыми колебаниями (по крену $+15\div30^\circ$ и по курсу $\pm 5\div10^\circ$).

При дальнейшем удерживании ручки управления полностью на себя самолет самостоятельно опускает нос и увеличивает скорость полета.

При наличии скольжения (до 1,5-2 диаметра шарика) минимальные скорости сваливания будут на $20\div40$ км/ч больше, чем без скольжения. Самолет сваливается при этом на крыло в сторону, противоположную скольжению.

При работе двигателей на оборотах 90% и более минимальные скорости сваливания будут на 5–10 км/ч меньше, а углы атаки на $2-3^\circ$ больше, чем при сваливании на режиме малого газа

Выход из сваливания осуществлять немедленной установкой органов управления в нейтральное положение. При этом самолет практически без запаздывания (1-3 с) выходит на эксплуатационные углы атаки и переходит в пикирование с увеличением скорости.

Потеря высоты за сваливание и выход из него с задержкой до 3-4 с не превышает 500 м.

Двигатели в режимах сваливания во всем диапазоне высот работают устойчиво.

Штопор самолета. Действия летчика при выводе из штопора

Штопор- это движение самолета по спиральной траектории малого радиуса на закритических углах атаки при одновременном вращении его относительно всех трех осей.

Причиной штопора является самовращение крыла на закритических уг-

лах атаки.

Штопору предшествует сваливание на крыло в сторону отклоненной педали или в сторону, противоположную скольжению.

В горизонтальном полете при полностью отклоненных педалях и ручке управления на себя самолет входит в нормальный штопор. Нормальный штопор имеет крутой неустойчивый колебательный характер с периодическими замедлениями или остановками вращения и значительными не усиливающими колебаниями по тантажу и углу атаки.

В процессе штопора самолет увеличивает скорость полета на 50-70 км/ч за один виток. Нормальный штопор в МК и ВПК отличается от нормального штопора в ПК большей колебательностью и меньшим ростом скорости.

В ВПК (шасси убрано) нормальный штопор имеет характер типа “падение листом”.

В перевернутом положении при полностью отклоненных педалях и ручке управления от себя самолет входит в перевернутый штопор. В этом случае самолет совершает 0,5-1 виток и переходит в нормальный штопор.

Вывод из штопора осуществляется немедленной установкой органов управления в нейтральное положение. При этом самолет за 5-6 с прекращает вращение, выходит на эксплуатационные углы атаки и переходит в пикирование с увеличением скорости.

При выводе из штопора в ВПК при достижении $V_{пр}=350$ км/ч осуществить перекладку механизации крыла в ПК или МК.

Потеря высоты за вывод из штопора и послештопорного пикирования при немедленных действиях летчика в зависимости от конфигурации крыла и высоты полета составляет 1100-1800м (250-600м за виток).

В режимах нормального и перевернутого штопора на высотах более 6000м возможен помпаж одного или обоих двигателей со снижением оборотов от полетного малого газа до 34-36% с забросом температуры газов за турбиной на 50-100 градусов.

Если после выхода из штопора обороты двигателей не восстановились, необходимо выключить двигатели и провести запуск двигателей в воздухе.

Если до высоты 2000м самолет из штопора не вышел, покинуть самолет катапультированием.

Глава 5

Выполнение прямолинейных полетов и их характеристики

Введение

Характеристики разгона и торможения, набора высоты и снижения являются важными летно-техническими характеристиками. Известно, что характеристики разгона и торможения зависят от высоты и скорости полета, режима работы двигателей и др. факторов. Без знания закона их изменения невозможно выбрать рациональный режим и профиль полета, а это значит не использовать всех возможностей самолета.

Техника выполнения установившегося прямолинейного полета разгона, торможения особой сложность не представляет по сравнению с другими элементами полета, но она имеет некоторые особенности по сравнению с техникой выполнения этих же элементов полета на самолете Л-39.

Кроме того, самолет, как и все другие самолеты, имеет область вторых режимов полета. Особенности поведения, пилотирование в области вторых режимов необходимо знать, так как в случае попадания самолета в эту область и неправильных действий органами управления, может возникнуть угроза безопасности полета.

Характеристики разгона и торможения самолета, их зависимость от различных факторов

Как известно, к основным характеристикам разгона и торможения относятся: время разгона (торможения), пройденный путь и расход топлива.

Используя первое уравнение центра масс самолета

$$\frac{dV}{dt} = g (n_x - \sin\theta),$$

определим:

$$\Delta t = \frac{\Delta V}{g (n_{x\text{cp}} - \sin\theta)}; \quad t_p = \frac{V_k - V_n}{g (n_{x\text{p}} - \sin\theta)} .$$

Пройденный путь при этом определится как:

$$L_p = V_{\text{cp}} \cdot t_p \quad \text{где: } V_{\text{cp}} = (V_n + V_k)/2$$
$$L_p = \frac{V_k^2 - V_n^2}{g (n_{x\text{cp}} - \sin\theta)}$$

Как видно из выражений, время и путь разгона (торможения) зависят в основном от величины тангенциальной перегрузки на участке разгона (торможения). Тангенциальная перегрузка, в свою очередь, зависит от многих факторов: высоты, скорости полета, конфигурации самолета, режима работы двигателя, полетной массы и других факторов. Ее величина в зависимости от эксплуатационных факторов показана на рис. 1.

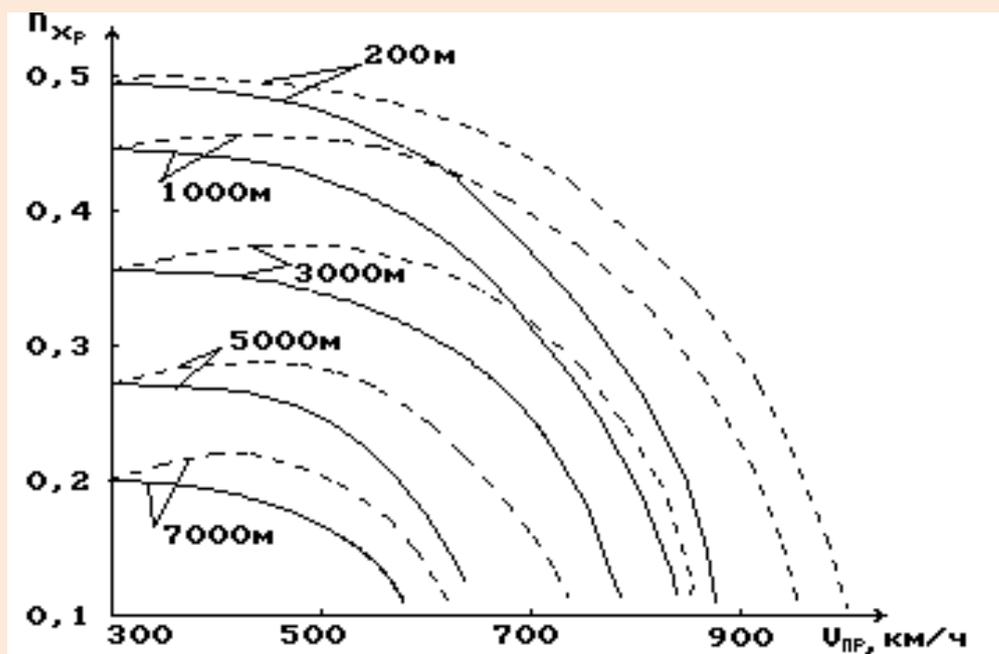


Рис. 1

Как видно из рисунка $n_{xр}$ с подъемом на высоту во всем диапазоне скоростей уменьшается из-за уменьшения P_p .

Зависимость тангенциальной перегрузки от конфигурации самолета определяется характером изменения аэродинамического сопротивления. Так как аэродинамическое сопротивление в МК конфигурации больше, чем в ПК, за счет большего значения C_{x_0} , поэтому $n_{xр}$ в МК меньше, чем в ПК на всех V и H , а, следовательно, и характеристики разгона в МК несколько хуже, чем в ПК.

Максимальное значение $n_{xр}$ достигается на $V_{пр} = 400-450$ км/ч в ПК и 330-380 км/ч в МК в зависимости от полетной массы.

Существенное влияние на величину тангенциальной перегрузки оказывает величина n_y (угол атаки) при маневрировании. При достаточно больших значениях нормальной перегрузки n_x становится отрицательной, и самолет теряет энергию (в горизонтальной плоскости тормозится). Режимы полета с отрицательной величиной n_x необходимо знать и учитывать в процессе маневрирования, чтобы избежать потери скорости и выхода на ограничение по углу атаки.

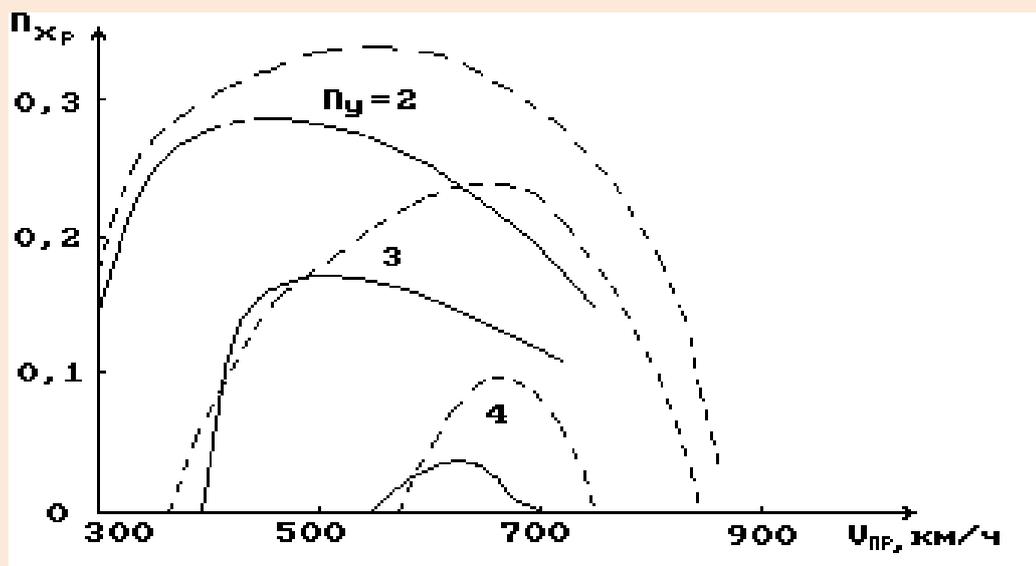


Рис. 2

Наилучшие характеристики разгона достигаются в полетной конфигурации.

Характеристики разгона самолета от начальной скорости $V_{np} = 300 \text{ км/ч}$ в полетной конфигурации на различных высотах для самолета без подвесок, ($m_T = 1800 \text{ кг}$) приведены в таблице.

		400	500	600	700	800	900	950
1000м	$t_p, \text{ с}$	7	15	24	33	42	54	60
	$L_p, \text{ км}$	0,8	1,9	3,2	4,8	6,8	9,4	10,8
	$\Delta m_T, \text{ кг}$	17	28	44	64	84	110	122
3000м	$t_p, \text{ с}$	11	22	33	43	56	-	-
	$L_p, \text{ км}$	1,2	2,8	4,5	6,8	9,4	-	-
	$\Delta m_T, \text{ кг}$	18	32	50	70	92	-	-
5000м	$t_p, \text{ с}$	14	28	43	58	-	-	-
	$L_p, \text{ км}$	1,8	4	6,9	10,2	-	-	-
	$\Delta m_T, \text{ кг}$	19	34	54	77	-	-	-

Самолет не имеет каких-либо особенностей разгона. Необходимо только учитывать, что вблизи ограничений по скорости или числу M он имеет большие располагаемые ускорения $j_x = 2,5-2,7 \text{ м/с}^2$ ($\Delta V = 9-10 \text{ км/ч}$ за 1 сек.) на средних высотах, вследствие чего в горизонтальном полете при располагаемой тяге двигателей можно легко превысить ограничения. Поэтому в процессе разгона требуется постоянный контроль за скоростью (числом M) полета.

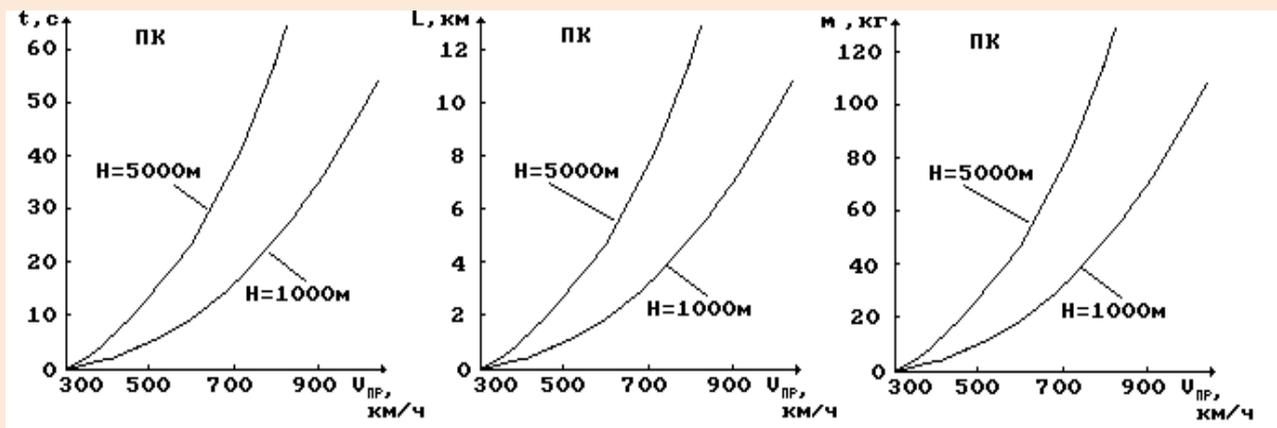


Рис. 3

Наличие подвесок увеличивает полетную массу самолета и аэродинамическое сопротивление самолета, то есть, приводит к ухудшению разгонных характеристик самолета.

Так, если от $V_{пр} = 450 \text{ км/ч}$ до $V_{пр} = 600 \text{ км/ч}$ на $H = 3000 \text{ м}$ самолет в ПК без подвесок разгоняется за 18 с, то с 8 АБ-100 уже за 26 с.

Увеличение температуры воздуха на 15° приводит к ухудшению характеристик разгона на 10-15%.

Характеристики торможения зависят от тех же факторов, что и характеристики разгона, но $n_{хт}$ по сравнению со сверхзвуковыми самолетами значительно меньше как с убранными тормозными щитками, так и с выпущенными. На характеристики торможения значительное влияние оказывает выпуск тормозных щитков и наличие нормальной перегрузки при торможении.

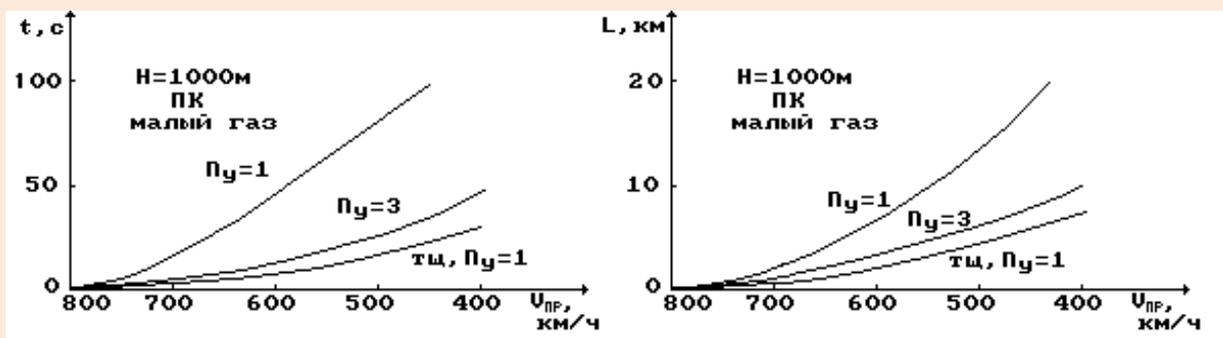


Рис. 4

Наибольшее влияние на интенсивность торможения нормальная перегрузка оказывает на средних и малых скоростях полета, а тормозные щитки наиболее эффективны на больших приборных скоростях полета.

Области первых и вторых режимов полета, особенности пилотирования в области вторых режимов

Вторым режимом называется установившийся режим полета, при котором случайное увеличение скорости приводит к появлению положительного, а уменьшение скорости - отрицательного избытка тяги, при этом пере-

распределение продольных сил приводит к еще большему отклонению скорости от исходной (если летчик стремится сохранить $\theta = \text{const}$)

Границей между режимами является скорость, на которой при полной или неполной тяге кривая $P(V)$ соприкасается с кривой $X(V)$, построенной при $\theta = \text{const}$ и $n_y = \text{const}$.

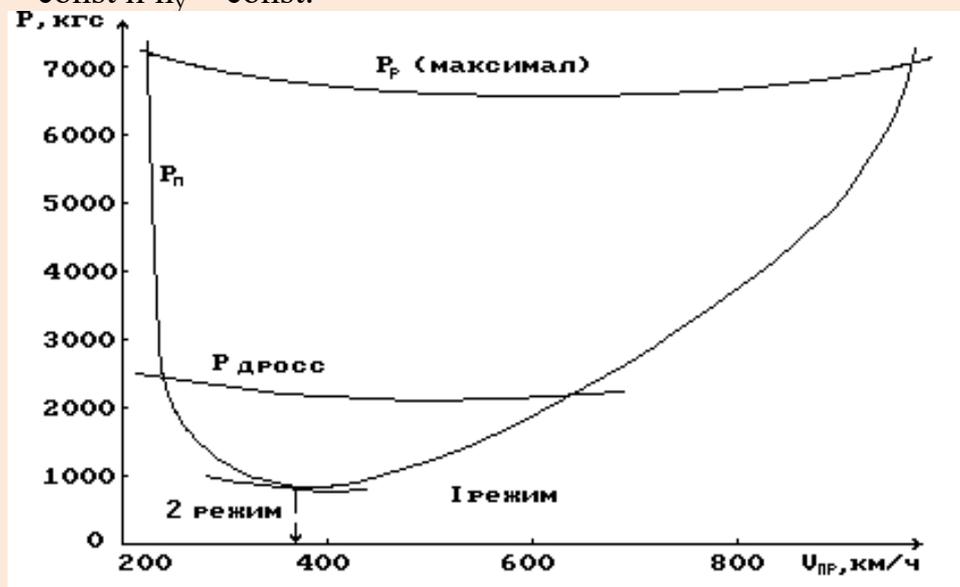


Рис. 5

С достаточной точностью можно считать, что $V_{гр} \approx V_{нв}$.

Граничная скорость при выполнении маневра зависит от величины нормальной перегрузки.

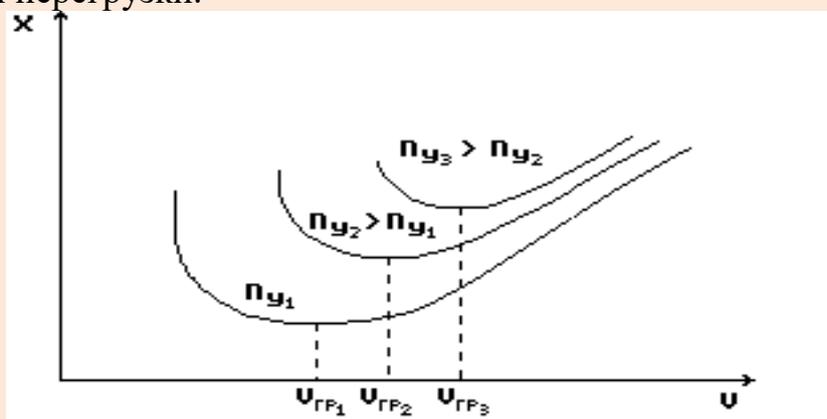


Рис. 6

$$V_{гр.ман} = V_{гр.г.п.} \sqrt{n_y}$$

Особенности пилотирования на вторых режимах:

1. Для сохранения заданной скорости летчику необходимо своевременно управлять двигателем.

При всяком случайном уменьшении скорости нужно увеличивать тягу, при увеличении скорости - уменьшить тягу. Это отвлекает летчика от выполнения задания и усложняет пилотирование. Если позволяют условия по-

лётá, то можно сохранить заданную скорость не изменяя обороты двигателя, за счет снижения или набора высоты.

2. При необходимости изменить скорость полётá, например, уменьшить ее, следует несколько уменьшить обороты двигателей и при достижении заданной скорости увеличить обороты до величины больше первоначальной и соответствующей полету на новой скорости.

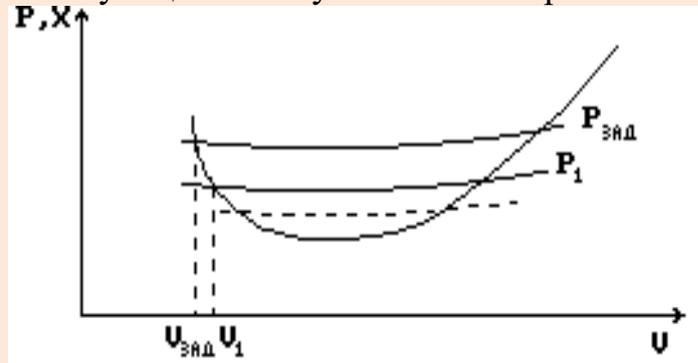


Рис. 6

Таким образом, изменения скорости в области вторых режимов полётá требует двойного действия РУД.

3. Если при неподвижном РУД отклонить ручку управления несколько на себя и зафиксировать её в этом положении, то увеличится угол атаки и первоначально произойдет увеличение подъемной силы и аэродинамического сопротивления. При этом траектория вначале искривится вверх, и скорость начнет уменьшаться (как за счет возросшего сопротивления, так и за счет составляющей $G \cdot \sin\theta$). В процессе торможения самолётá подъемная сила будет уменьшаться, а траектория движения постепенно искривится вниз.

В конце концов установится новый режим равновесия на меньшей скорости на большем угле атаки, полет будет выполняться со снижением.

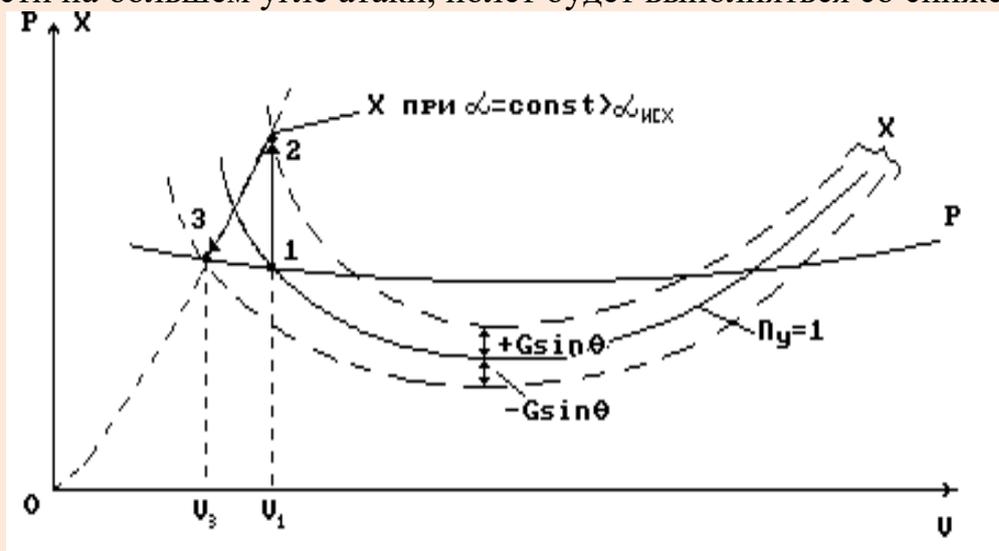


Рис. 7

Если отклонить ручку управления от себя и оставить ее в этом положении, то угол атаки уменьшится, и первоначально уменьшатся как подъем-

ная сила, так и аэродинамическое сопротивление. Траектория вначале начнёт искривляться вниз, а затем, по мере увеличения скорости и роста подъёмной силы, она постепенно искривится вверх. Самолет на большей скорости и меньшем угле атаки начнет набирать высоту.

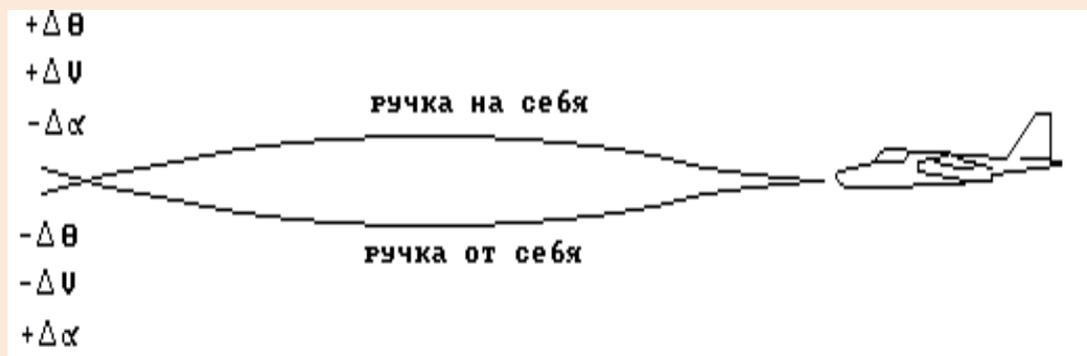


Рис. 8

Если лётчик допустил "перетягивание" РУС, то самолёт сваливается вне всякой связи с особенностями режимов. Известно, что срыв самолёта в штопор (сваливание) происходит не из-за потери скорости, а из-за превышения критического угла атаки, что никак не связано ни с первым, ни со вторым режимами полёта.

Характеристики набора высоты, их зависимость от различных факторов

Наибольший интерес представляет в практике установившийся набор высоты. Как известно, характеристиками такого набора являются: располагаемый угол набора (θ_p), вертикальная скорость (V_y), время набора заданной высоты ($t_{наб}$).

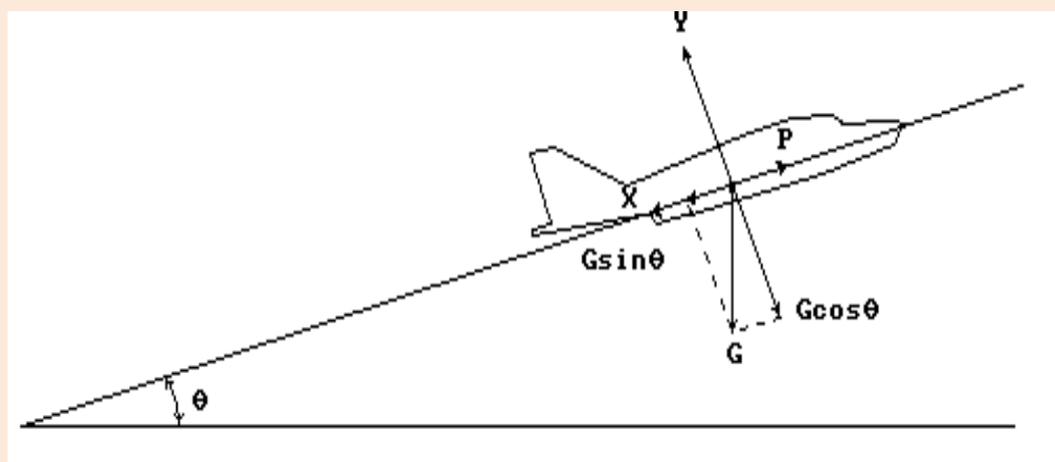


Рис. 9

Уравнения движения центра масс самолета:
 $G dV$ dV

$$1. \frac{P - X - G \cdot \sin\theta}{g} = \frac{d\theta}{dt}$$

$$\frac{d\theta}{dt} = g (n_x - \sin\theta)$$

$$2. \frac{G \cdot \cos\theta}{g} = \frac{d\theta}{dt}$$

$$\frac{d\theta}{dt} = g (n_y - \cos\theta)$$

В установившейся наборе:

$$P - X - G \cdot \sin\theta = 0, \text{ тогда } \sin\theta_p = \frac{P_p - X}{G} = n_{xp}.$$

Таким образом, располагаемый угол установившегося набора зависит от тех же факторов, что и n_{xp} . Его можно определить, используя кривые Н.Е.Жуковского.

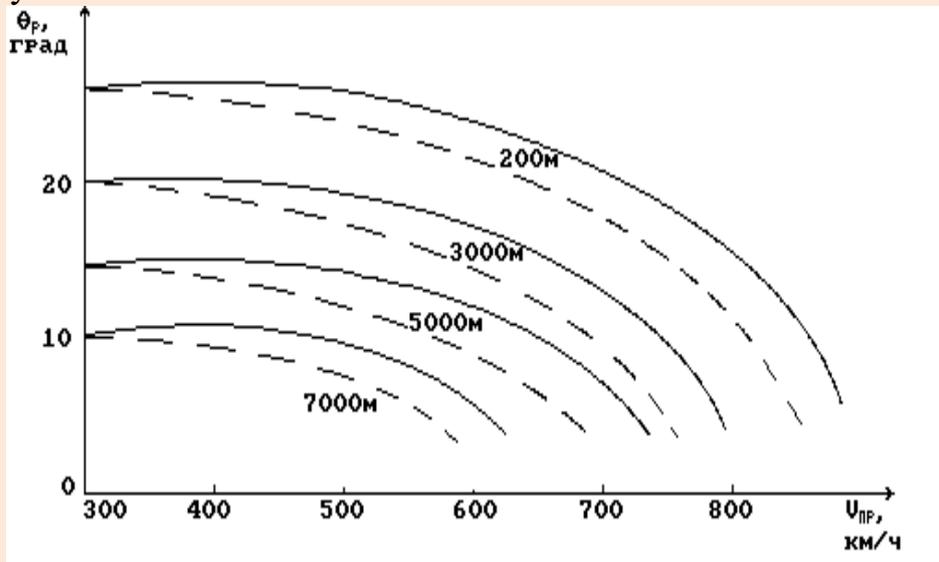


Рис. 10

Максимальные углы установившегося набора у земли составляют 25-29°, на высоте 7000 м - 8-11°.

Набор высоты с $\theta_{p \text{ макс}}$ называют режимом наиболее крутого набора, он в практике используется крайне редко. Режим наиболее крутого набора соответствует $V_{нв}$ и достигается в ПК на $V_{пр}=400-450$ км/ч. в МК - на $V_{пр}=330-380$ км/ч, в зависимости от полетной массы.

Вертикальная скорость $dH/dt = V_y = V \cdot \sin\theta = V \cdot n_{xp}$ зависит не только от угла наклона траектории, но и от величины поступательной скорости, то есть, $V_{y \text{ макс}} = (V \cdot \sin\theta)_{\text{макс}}$.

Установившийся набор с $V_{y \text{ макс}}$ называют режимом максимальной скороподъемности, он достигается на $V = 600-650$ км/ч.

Вертикальная скорость, в зависимости от высоты и скорости полета для самолета в полетной конфигурации показана на рисунке.

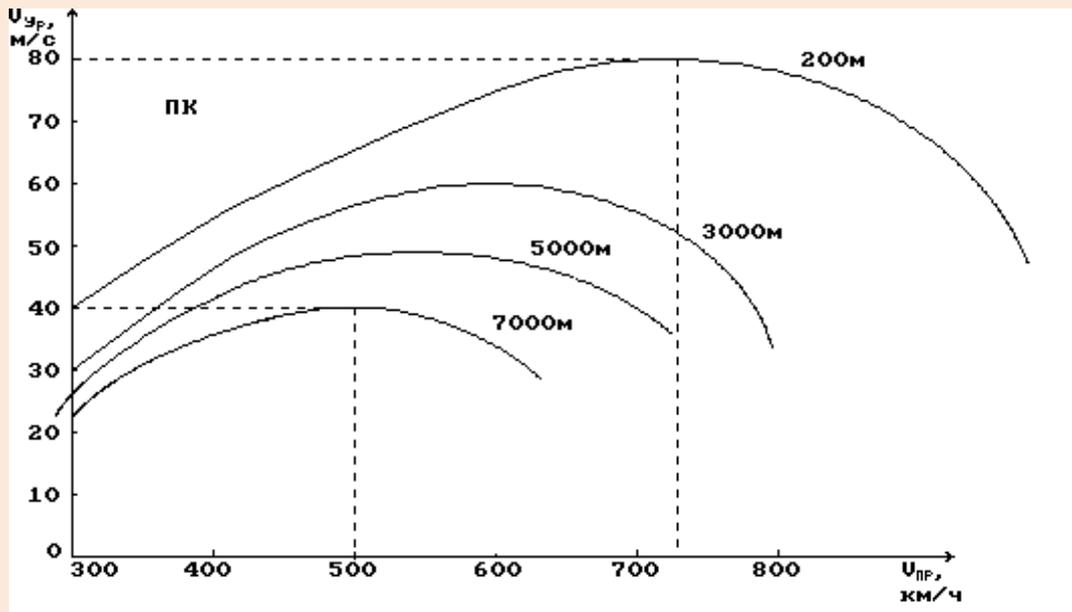


Рис. 11

При полете у земли на “Максимале” без подвесок $V_{у макс} = 80 \text{ м/с}$, с подъемом на высоту она уменьшается и на высоте 7000м составляет 40-45м/с.

При работе с одним работающим двигателем наибольшая вертикальная скорость достигается на числах $M=0,4-0,5$ ($V=500-550 \text{ км/ч}$) и составляет у земли 18м/с, на $H=7000 \text{ м}$ - 3-5м/с.

$$t_{наб} = \frac{\Delta H}{V_{у ср}} ; t_{наб мин} = \frac{\Delta H}{V_{ур макс}}$$

Время набора высоты 7000м на $V= 650 \text{ км/ч}$ для самолета без подвесок составляет 2,5-3 мин, $\Delta m_T = 300-350 \text{ кг}$, $\Delta L_{наб} = 25-30 \text{ км}$.

В учебных целях полет в зону осуществляется на $V = 700 \text{ км/ч}$ и $n_{дв} = 95\%$.

Характеристики снижения. их зависимость от различных факторов

Наибольший интерес в практике представляет установившееся снижение. Как известно, к характеристикам такого снижения относят: потребный угол снижения (планирования) $\Theta_{сн}$, вертикальную скорость снижения $V_{у сн}$ и дальность снижения $L_{сн}$.

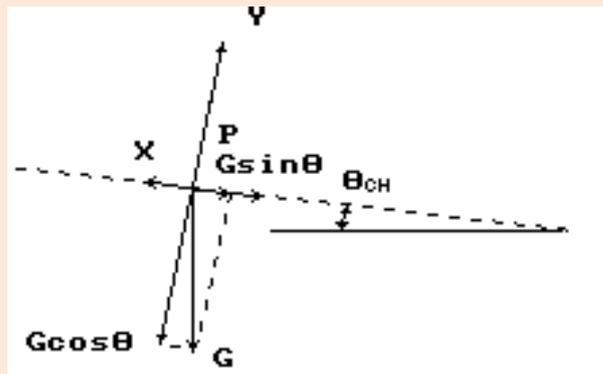


Рис. 12

Уравнения движения центра масс самолета:

$$\begin{aligned}
 1. \quad \frac{G \, dV}{g \, dt} &= P - X - G \cdot \sin\theta & \frac{dV}{dt} &= g (n_x - \sin\theta) \\
 2. \quad \frac{G \, d\theta}{g \, dt} &= Y - G \cdot \cos\theta & V \frac{d\theta}{dt} &= g (n_y - \cos\theta)
 \end{aligned}$$

При установившемся снижении:

$$P - X - G \cdot \sin\theta = 0, \quad Y - G \cdot \cos\theta = 0$$

Тогда
$$\operatorname{tg}\theta_{\text{сн}} \approx \frac{P - X}{G},$$

так как при небольших углах снижения $Y \approx G$, то

$$\operatorname{tg}\theta_{\text{сн}} = -\frac{1}{K} + \frac{P}{G}.$$

На планировании ($P \approx 0$):
$$\operatorname{tg}\theta_{\text{пл}} = -\frac{1}{K}$$

$V_{y \text{ сн}} = V \cdot \sin\theta_{\text{сн}}$, при малых углах снижения $\sin\theta_{\text{сн}} \approx \operatorname{tg}\theta_{\text{сн}}$, получим:

$$V_{y \text{ сн}} \approx V \cdot \operatorname{tg}\theta_{\text{сн}} = V \left(-\frac{1}{K} + \frac{P}{G} \right), \text{ на планировании: } V_{y \text{ пл}} = -\frac{V}{K}$$

Дальность снижения зависит от высоты и угла снижения:

$$L_{\text{сн}} = \frac{\Delta H}{\operatorname{tg}\theta_{\text{сн}}} = \frac{\Delta H}{-1/K + P/G} \quad \text{на планировании } L_{\text{пл}} \approx -\Delta H \cdot K$$

Наибольшая дальность планирования может быть достигнута на скорости, близкой к наивыгоднейшей, то есть, при $K_{\text{макс}}$. При снижении с $H=1000\text{м}$, $L_{\text{пл}} = 13\text{км}$ в ПК, 10км в МК и 7км в ВПК при работе двигателей на малом газе. При увеличении оборотов двигателей на этих же скоростях дальность планирования увеличивается, а $\theta_{\text{пл}}$ и $V_{\text{пл}}$ - уменьшаются.

Потребные углы планирования и V_y в зависимости от скорости планирования можно определить по диаграмме:

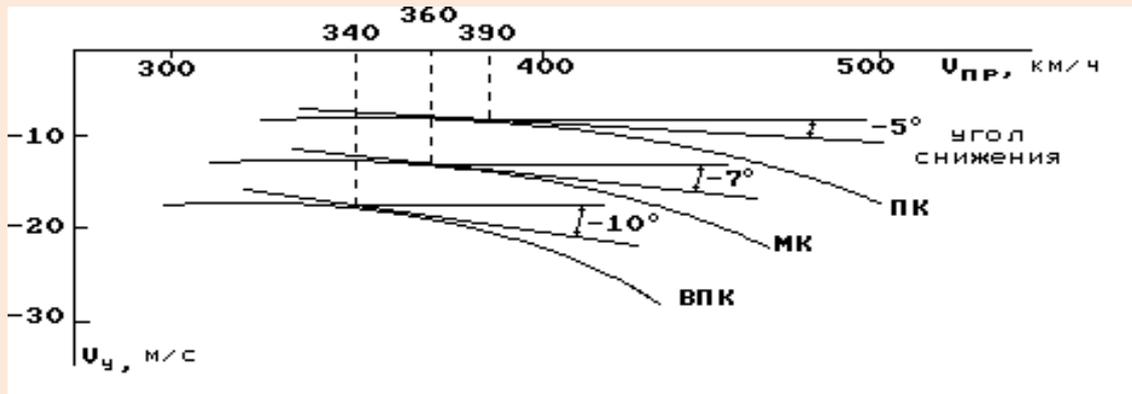


Рис. 13

Углы планирования, обеспечивающие наибольшую дальность, составляют: -5° на $V_{\text{пр}} = 390\text{ км/ч}$ в ПК; -7° на $V_{\text{пр}} = 360\text{ км/ч}$ в МК и -10° на $V_{\text{пр}} = 340\text{ км/ч}$ в ВПК.

При наличии ветра дальность планирования с учетом сноса определяется следующим выражением:

$$L_{\text{пл}} = \Delta H \cdot K \left(1 \pm \frac{U}{V} \right), \text{ где } (+) - \text{ попутный ветер.}$$

Чем больше полетная масса, тем меньше влияет ветер на дальность планирования, так как при большой массе самолет снижается по той же траектории, но с большей скоростью.

При переводе на снижение в ВПК с выпущенными шасси и в процессе снижения на $V_{\text{пр}} = 290\text{--}390\text{ км/ч}$ возникают толчки на РУС в продольном канале. Это обусловлено тем, что в указанном диапазоне скоростей завихренный воздушный поток, сходящий с мотогондол двигателей и щитков шасси, попадает на горизонтальное оперение в районе расположения сервокомпенсатора руля высоты и вызывает его колебания.

Помимо колебаний руля высоты ухудшается его эффективность, вследствие чего изменяются (незначительно) балансировочные усилия на РУС.

При уменьшении скорости менее 290 км/ч толчки на РУС исчезают.

Глава 6

Выполнение криволинейных маневров и их характеристики

Характеристики криволинейного маневрирования в горизонтальной плоскости

Вираж и его характеристики

Вираж - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет разворачивается на 360° в горизонтальной плоскости с постоянным или переменным радиусом.

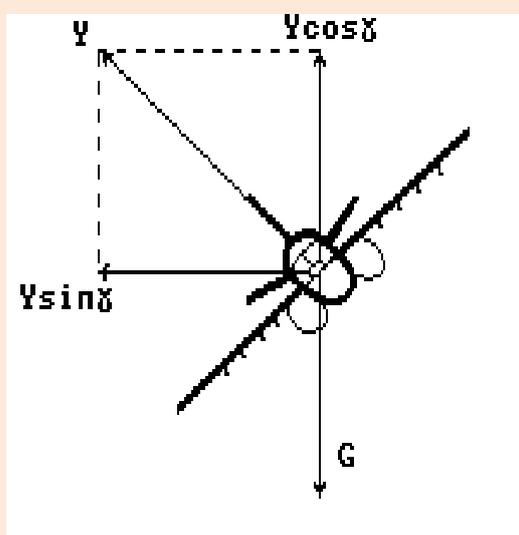


Рис. 1

Уравнения движения центра масс самолета имеют вид:

$$\frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = P - X \quad \text{или} \quad \frac{dV}{dt} = g \cdot n_x$$

$$Y \cdot \cos \gamma = G \quad \text{или} \quad n_y = 1 / \cos \gamma$$

$$\frac{G}{g} \cdot V \cdot \frac{d\varphi}{dt} = - Y \cdot \sin \gamma \quad \text{или} \quad V \cdot \frac{d\varphi}{dt} = - g \cdot n_y \cdot \sin \gamma$$

К основным характеристикам виража относятся: радиус, время выполнения и угловая скорость.

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}};$$
$$V = \frac{g \cdot \operatorname{tg} \gamma}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}$$

$$\omega = \frac{R}{V} = \frac{2\pi V}{V} = \frac{2\pi}{V};$$

$$\Delta t = \frac{\Delta\varphi}{\omega}; \quad t = \frac{2\pi V}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{2\pi V}{g \sqrt{n_y^2 - 1}};$$

Ви́раж, выполняемый на постоянной высоте с постоянной скоростью и углом крена без скольжения, называется правильным.

Постоянство высоты обеспечивается в том случае, когда сумма проекций на вертикальную ось всех действующих на самолет сил равна 0. При отсутствии скольжения математическое выражение этого условия имеет вид:

$$Y \cdot \cos \gamma = G \quad \text{или} \quad n_y = 1 / \cos \gamma$$

Правильный ви́раж, выполняемый при полной тяге двигателей, называется предельным по тяге.

Зависимость предельного по тяге ви́ража от скорости и высоты полета представлена на рисунке 2.

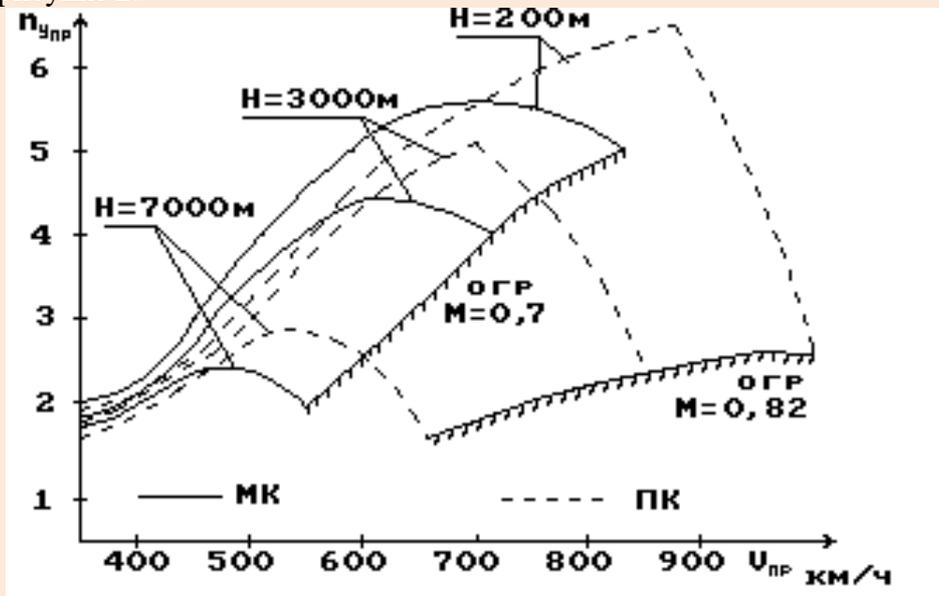


Рис. 2

Формула $n_{y \text{ пр}} = (P \cdot K) / G$ показывает, что перегрузка предельного по тяге ви́ража зависит от тех же факторов, которые определяют тягу двигателей и аэродинамическое качество самолета:

- высоты и скорости полета;
- конфигурации самолета;
- количества и типа подвесок;
- температуры наружного воздуха.

Влияние высоты и скорости полета

С увеличением высоты полета тяга двигателей уменьшается примерно на 600 кг на каждую 1000 м. Увеличение скорости до $M=0,4-0,5$ приводит к уменьшению тяги двигателей, а дальнейший рост числа M - к увеличению P . Такой характер изменения тяги двигателей, а так же зависимость аэродинамического качества от скорости (числа M) обусловили характер изменения перегрузки предельного по тяге ви́ража (рис. 2).

Наибольшее значение перегрузка предельного по тяге виража достигается на приборной скорости 500-800 км/ч в зависимости от высоты полета и составляет соответственно 5,7 в маневренной (МК) и 6,5 в полетной (ПК) конфигурации на $H=2000\text{м}$ $V_{\text{пр}}=700-800\text{ км/ч}$; 4,3 и 4,8 на $H=3000\text{м}$ $V_{\text{пр}}=650-700\text{ км/ч}$; 3,7 и 4,3 на $H=5000\text{м}$ $V_{\text{пр}}=530-620\text{ км/ч}$.

Влияние конфигурации самолета

Аэродинамическое качество самолета на больших углах атаки в МК больше, чем в ПК. На малых углах атаки в ПК аэродинамическое качество больше, чем в МК.

На $V=300\text{ км/ч}$ перегрузка предельного виража $H=3000\text{м}$ в МК $n_y=2$, а в ПК $n_y=1,3$. На $V=600\text{ км/ч}$ в МК $n_y=3,9$, в ПК $n_y=4,1$.

Реализовать эти преимущества в МК не предоставляется возможным, так как на малых скоростях предельные перегрузки по тяге превышают максимально допустимые по углу атаки, вследствие чего установившийся вираж можно выполнить только на режимах работы ниже максимального, то есть с $n_y < n_{y\text{пр}}$ (рис.3)

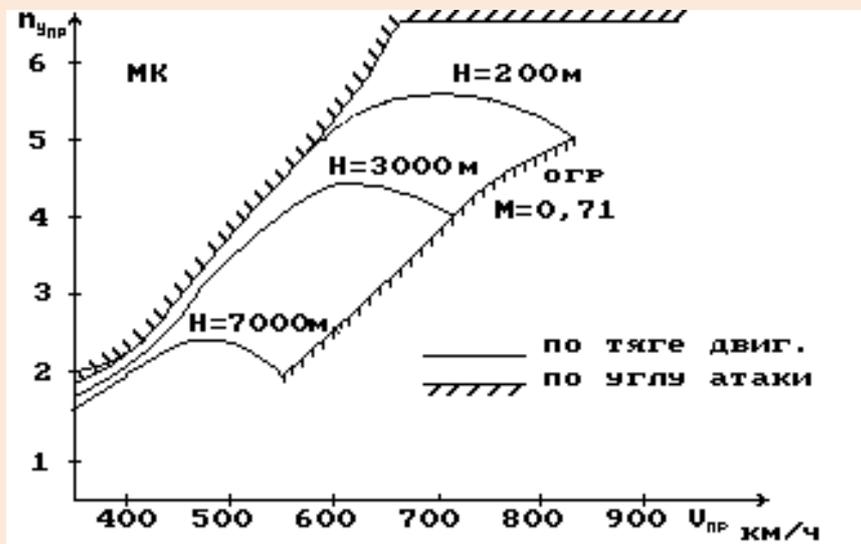


Рис. 3

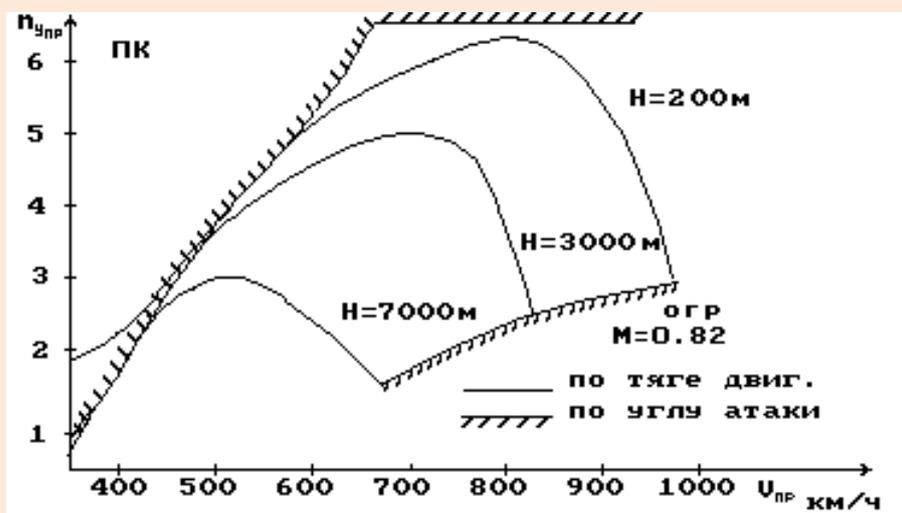


Рис. 4

Влияние количества и типа подвесок

При наличии подвесок уменьшается аэродинамическое качество и возрастает масса самолета.

$$n_{y \text{ пр}} = (P \cdot K) / G$$

Оба эти фактора действуют на уменьшение перегрузки предельного по тяге двигателей виража. При этом подвески с большим аэродинамическим сопротивлением и относительно небольшой массой (бомбы на МБД, ракеты в блоках УБ и Б-8) наибольшее влияние на перегрузки предельного по тяге виража оказывают на больших скоростях, а тяжелые подвески с относительно небольшим сопротивлением наибольшее влияние - на малых скоростях.

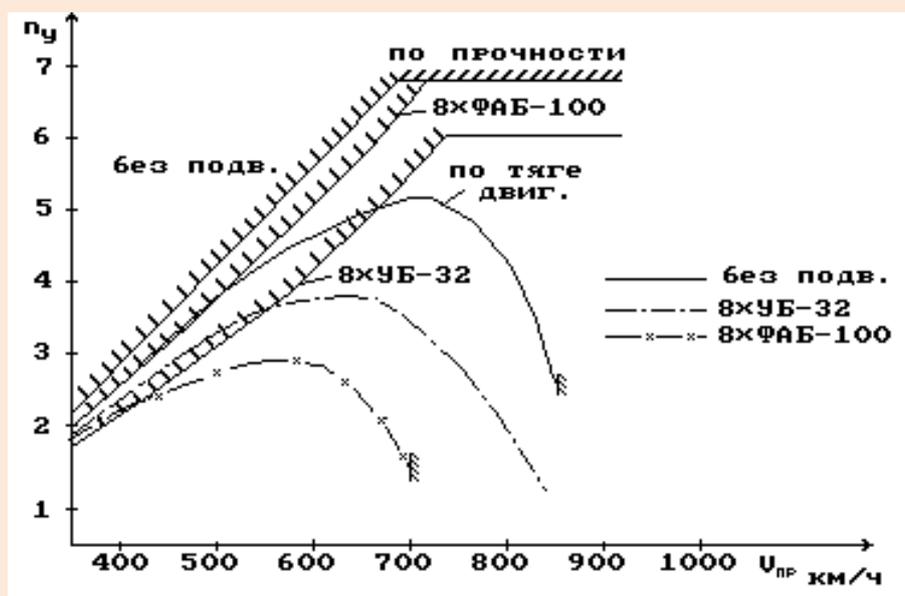


Рис. 5

Анализ кривых (рис. 5) показывает, что выполнение предельного по тяге установившегося виража возможно только в определенной области скоростей полета. Так, например, для самолета в ПК с 8×УБ-32 на $H=3000$ м предельная по тяге перегрузка до приборной скорости, равной 550 км/ч превышает максимальную по углу атаки. Поэтому для выполнения маневра в горизонтальной плоскости с постоянной скоростью и перегрузкой не более допустимой приходится уменьшать тягу двигателей.

Влияние температуры наружного воздуха

Во всех рассмотренных случаях температура наружного воздуха на высоте полета предполагалась стандартной. В фактических же условиях она редко соответствует стандартной атмосфере.

На рисунке 6 приведена зависимость перегрузок предельного по тяге виража на самолете в ПК от температуры наружного воздуха для $H=200$ м.

Из графика видно, что изменение температуры на каждые 15° приводит к изменению перегрузок виража примерно на 10%. Увеличение высоты и наличие подвесок усиливают эту зависимость перегрузок виража от температуры воздуха. Наибольшего ее отклонения достигают в высокогорной местности резкоконтинентального климата, где температуры нередко составляют от $+50^\circ$ до -30°C , что сказывается на изменении тяги двигателей, а следовательно, и на перегрузках предельных по тяге виражей.

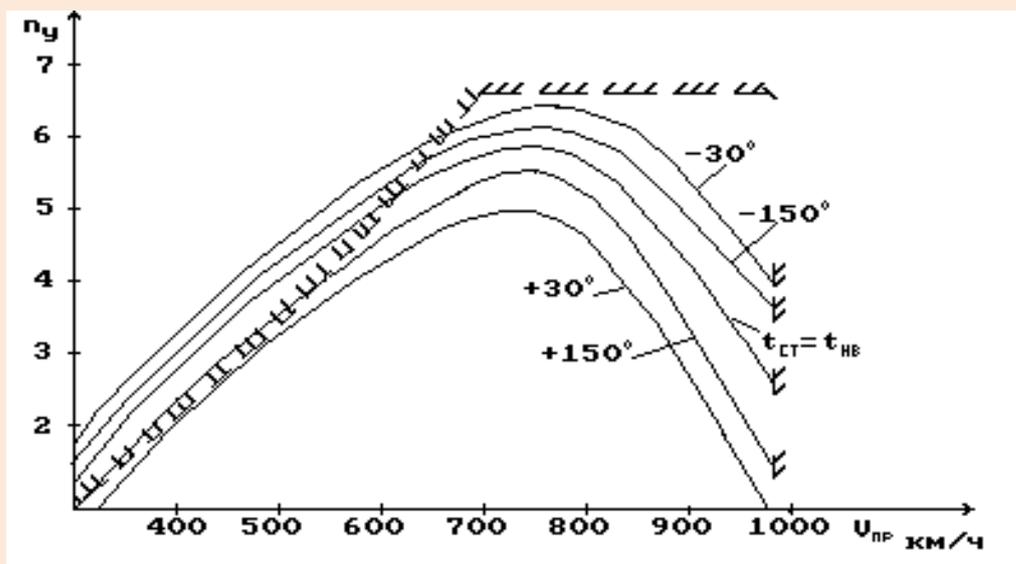


Рис. 6

Выполнение виража, характерные ошибки, отклонения и их исправление

Вираж разрешается выполнять на всех режимах двигателей во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

Отличий в выполнении левого и правого виражей нет. Наличие подвесок не оказывает существенного влияния на технику выполнения виража.

Перед вводом самолета в вираж установить заданные высоту и скорость, а затем координированным движением ручки управления и педалей ввести самолет в фигуру, одновременно увеличивая тягу двигателей до необходимой (до сохранения заданной скорости).

Правильность выполнения виража контролировать по КПП, ДА-200П и по указаниям скорости и высоты. Заданную скорость и высоту на вираже выдерживать изменением крена (перегрузки) или изменением режима работы двигателей.

Вывод из виража производить координированным отклонением ручки управления и педалей, одновременно уменьшая тягу двигателей с таким расчетом, чтобы выйти в режим горизонтального полета без изменения скорости.

При выполнении установившегося виража с углами крена более 70° (с перегрузкой более 3) заданный режим целесообразно контролировать по величине нормальной перегрузки.

Неустановившиеся (форсированные) виражи разрешается выполнять с перегрузками и углами атаки, близкими к максимально допустимым.

Характерные ошибки при выполнении виража:

Уменьшение скорости в процессе виража

Ошибки:

- несоответствие оборотов двигателя величине нормальной перегрузки (крену);
- выполнение виража с набором высоты.

Исправление:

- проверить и установить заданные обороты, соответствующие крену и перегрузке;
- в случае незначительного набора высоты увеличить крен до заданного и опустить нос на линию естественного горизонта.

“Зарывание” на вводе и в процессе вывода

Ошибка:

- несоответствие перегрузки крену самолета.

Исправление:

при выполнении виражей с $\gamma < 60^\circ$

- уменьшить крен и устранить возникшее отклонение продольным движением ручки управления на себя;

при выполнении виражей с $\gamma > 60^\circ$ и при увеличении $V_y > 15 \text{ м/с}$

- убрать крен, полностью вывести из снижения, а при необходимости повторить ввод в вираж.

Особенности выполнения форсированного виража

Техника выполнения форсированного виража несколько отличается от обычного виража. Форсированный вираж выполняется с кренами и перегрузками, превышающими необходимые для выполнения установившегося виража, а следовательно, с потерей скорости.

В процессе ввода одновременно создается крен и перегрузка больше, чем необходимые для установившегося виража (перегрузка не более максимально допустимой).

По мере уменьшения скорости необходимо контролировать по УАП увеличение угла атаки, то есть по мере уменьшения скорости уменьшать крен и перегрузку.

Характеристики маневров в вертикальной плоскости

Пикирование и его характеристики

Пикирование - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет снижается с постоянным углом наклона траектории. Пикирование с углом наклона траектории до 30° называется пологим, с углом более 30° - крутым и с углом близким к 90° - отвесным.

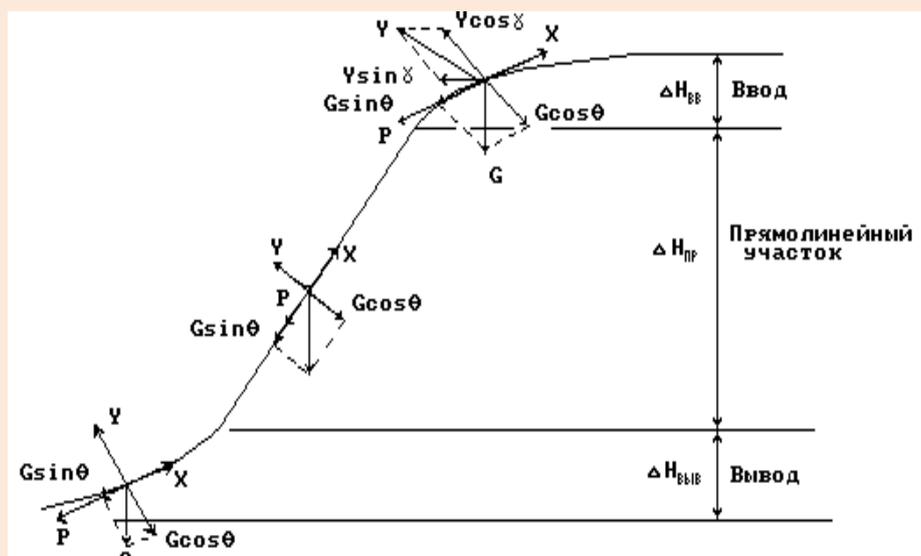


Рис. 7

Основные характеристики:

- потеря высоты на вводе и выводе из пикирования

$$\Delta H = \frac{V_{cp}^2 (1 - \cos\Theta)}{g (n_{ycp} \cdot \cos\gamma - \cos\Theta/2)} ;$$

- потеря высоты на прямолинейном участке

$$\Delta H = V_{cp} \cdot \sin\Theta t ;$$

- продолжительность прямолинейного участка

$$t = \frac{\Delta V}{g (n_{xcp} - \sin\Theta)} .$$

Потеря высоты на вводе в пикирование зависит от:

- скорости ввода;
- угла наклона траектории;
- способа ввода и перегрузки на вводе.

$$\Delta H_{bb} = \frac{V_{cp}^2 (1 - \cos\Theta)}{g (n_y \cos\gamma - \cos\Theta/2)}$$

На рисунке 8 показана номограмма определения потери высоты за вывод из пикирования в зависимости от начала вывода угла пикирования и перегрузки вывода, создаваемой за 2-3 сек.

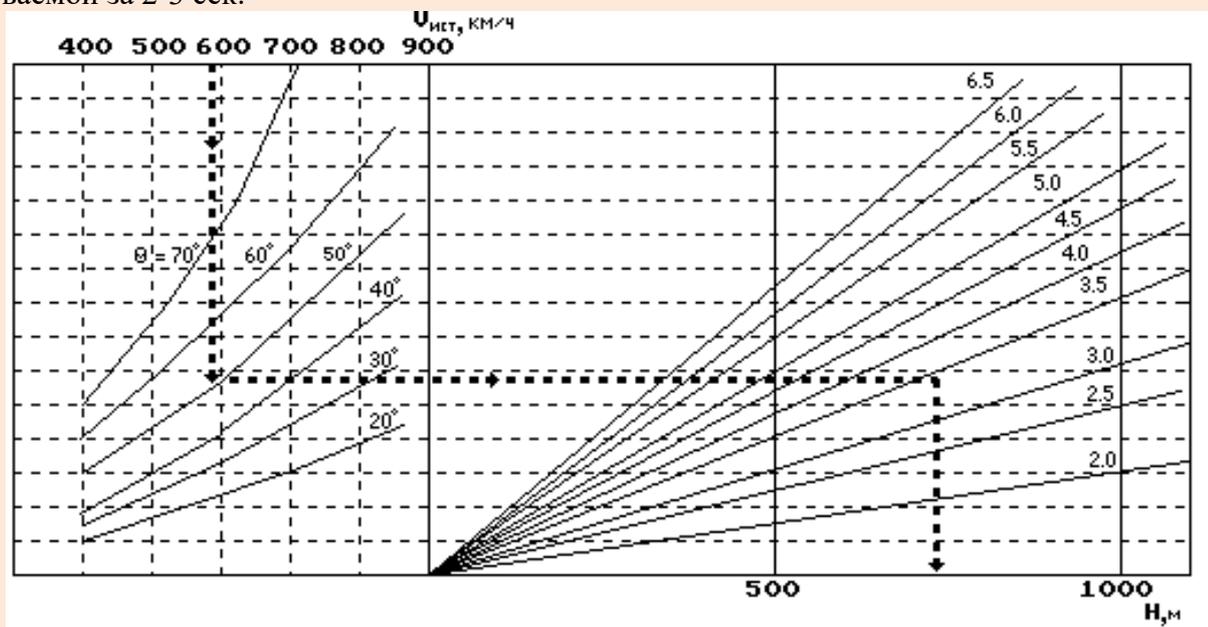


Рис. 8

Техника выполнения пикирования

Пикирование разрешается выполнять с углом до 70° при работе двигателей на режиме “Малый газ”.

Пикирование с углами 60-70° на самолете без подвесок выполнять как с выпущенными, так и с убранными тормозными щитками.

При первоначальном обучении, а также на самолете с III группой подвесок пикирование выполнять с углами до 30° в выпущенными или убранными тормозными щитками.

Ввод в пикирование в зависимости от угла пикирования может производиться с разворота или двумя полубочками.

После освоения техники пилотирования ввод в пикирование с углом более 40° рекомендуется выполнять двумя полубочками.

При выполнении пикирования с углами $30-40^\circ$ с высоты 300-400 км/ч при работе двигателей на режиме “Малый газ” с убранными тормозными щитками прирост скорости на каждую 1000 м потерянной высоты 200-120 км/ч (140-160 км/ч с углами пикирования $50-60^\circ$). Прирост скорости на каждую 1000 м потери высоты при углах пикирования $60-70^\circ$ с выпущенными тормозными щитками составляет 110-180 км/ч.

Максимальная скорость в момент начала вывода из пикирования должна быть меньше максимальной допустимой скорости полета на 40-60 км/ч (для данной конфигурации и варианта подвесок).

Максимальное число M в момент начала вывода из пикирования должно быть менее максимально допустимого числа M на 0,05 ед.

На пикировании как с подвесками, так и без них самолет устойчив и легко управляем.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление:

Непостоянство угла пикирования на прямолинейном участке

Ошибка:

- не сохраняется $n_y = \cos\Theta$.

Исправление:

- по мере увеличения скорости, соразмерно ее росту необходимо уменьшать углы атаки самолета, сохраняя постоянной подъемную силу и нормальную перегрузку ($Y = G \cos\Theta$, $n_y = \text{const}$).

Большая потеря высоты на выводе из пикирования

Ошибка:

- мала нормальная перегрузка;

- наличие крена и скольжения.

Исправление:

- увеличить n_y до заданной;

- проверить и установить крен (скольжение).

Горка и ее характеристики

Горка - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет набирает высоту с постоянным углом наклона траектории.

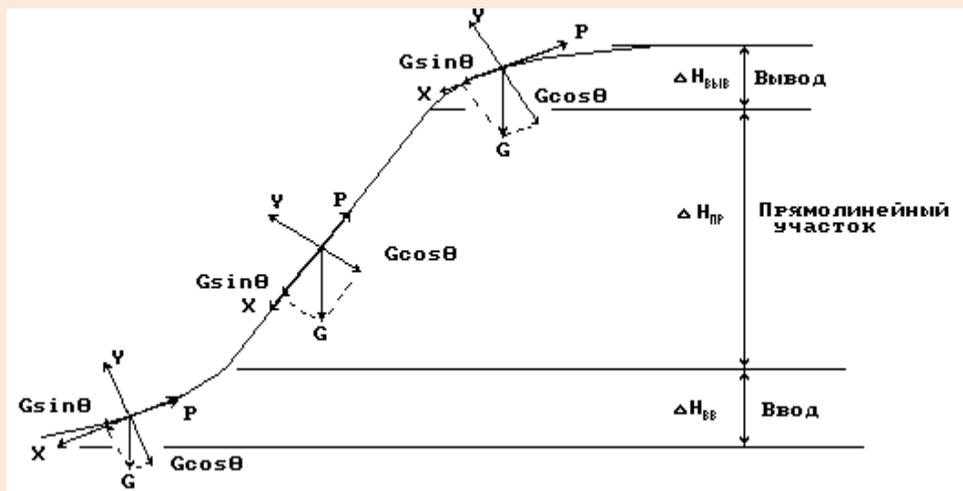
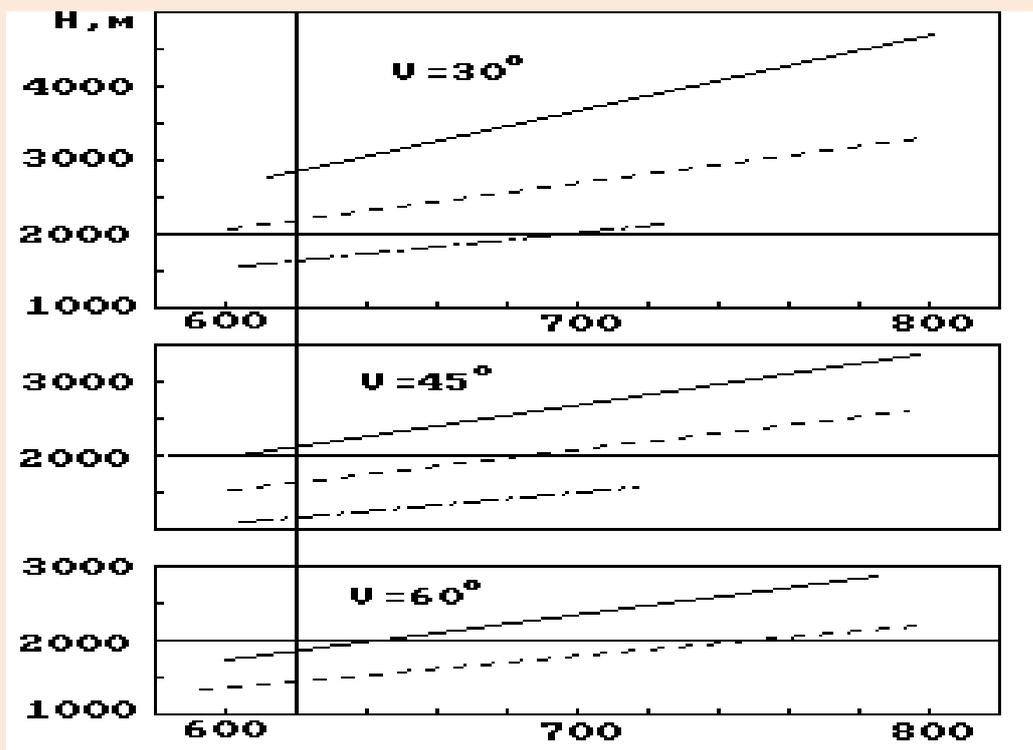


Рис. 9
Основные характеристики:

- набор высоты на вводе и выводе

$$\Delta H = \frac{V_{\text{ср}}^2(1 - \cos \Theta)}{g(n_{y \text{ ср}} \cdot \cos \gamma - \cos \Theta/2)};$$



- самолет без подвесок с 2xP-60 и II-p подв
- самолет с II группой подвесок
- · - самолет с III группой подвесок

Рис. 10

- набор высоты на прямолинейном участке

$$\Delta H_{\text{пр}} = V_{\text{ср}} \cdot \sin \Theta \cdot t;$$

- продолжительность прямолинейного участка

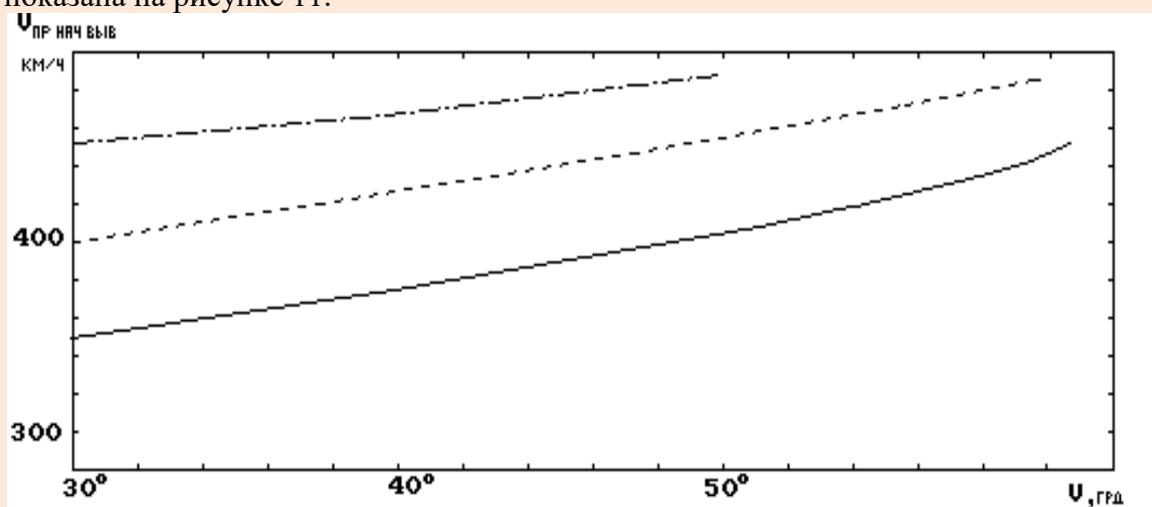
$$t = \frac{\Delta V}{g(n_{x, \text{ср}} - \sin\Theta)}$$

Набор высоты на вводе и выводе из горки зависит от:

- скорости;
- угла наклона траектории;
- перегрузки и способа вывода из горки.

При выполнении горки летчик должен знать скорость, на которой необходимо начать вывод, чтобы не допустить ее уменьшение на выводе менее заданной.

Зависимость скорости начала вывода из горки от угла горки и варианта подвесок показана на рисунке 11.



- самолет без подвесок с 2×Р-60
- самолет с I и II группой подвесок
- · — самолет с III группой подвесок

Рис. 11

Техника выполнения горки

Ввод в горку разрешается выполнять на максимальном режиме работы двигателей.

В зависимости от высоты и скорости ввода угол горки может быть до 70° с I и II группами подвесок и до 45° с III группой подвесок.

При выполнении горки с углами 65-70° скорость при вводе должна быть не менее 600 км/ч.

После разгона самолета до заданной скорости плавным отклонением ручки управления на себя (не превышая максимально допустимой для данных условий полета) создать необходимый угол горки и зафиксировать его. Величину угла горки и отсутствие крена контролировать по авиагоризонту.

Вывод из горки рекомендуется выполнять разворотом или двумя последовательными полубочками.

Для вывода из горки разворотом по достижении скорости не менее рекомендованной координированным отклонением ручки и педалей ввести самолет в разворот с последующим опусканием носа до горизонта и выводом из разворота.

Для вывода самолета из горки двумя последовательными полубочками по достижении скорости не менее рекомендованной выполнить первую полубочку и взятием ручки на себя энергично подвести нос к горизонту (не превышая при этом допустимых углов атаки) с последующим выполнением второй полубочки, при этом обязательно использовать руль направления.

При выполнении горки с углом более 45° вывод из горки целесообразно осуществлять двумя полубочками.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление:

Непостоянство угла горки на прямолинейном участке

Ошибка:

- не сохраняется $n_y = \cos\Theta$.

Исправление:

- по мере уменьшения скорости соразмерно ее уменьшению увеличивать угол атаки, сохраняя постоянной подъемную силу ($Y = G \cos\Theta$; $n_y = \text{const}$).

Уменьшение скорости на выводе из горки менее заданной

Ошибки:

- позднее начало вывода;

- ранняя уборка оборотов двигателя в процессе вывода;

- вялый темп вывода.

Исправление:

- при позднем начале вывода и уменьшении скорости необходимо плавным отклонением ручки управления создать крен, опустить нос самолета ниже горизонта на 5-10°, разогнать самолет до $V = 350-400$ км/ч и подвести самолет к линии естественного горизонта.

Переворот, его характеристики, область его выполнения

Переворот - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается вокруг продольной оси на 180° с последующим движением по нисходящей траектории в вертикальной плоскости и выводом в горизонтальный полет в направлении обратном вводу.

Уравнение движения центра масс самолета на перевороте

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = P - X - G \cdot \sin\Theta \quad \frac{dV}{dt} = g(n_x - \sin\Theta)$$

$$\frac{G}{g} \cdot V \cdot \frac{d\Theta}{dt} = Y - G \cos\Theta \quad V \cdot \frac{d\Theta}{dt} = g(n_y - \cos\Theta)$$

$$\frac{G}{g} \cdot V \cdot \cos\Theta \frac{d\varphi}{dt} = 0$$

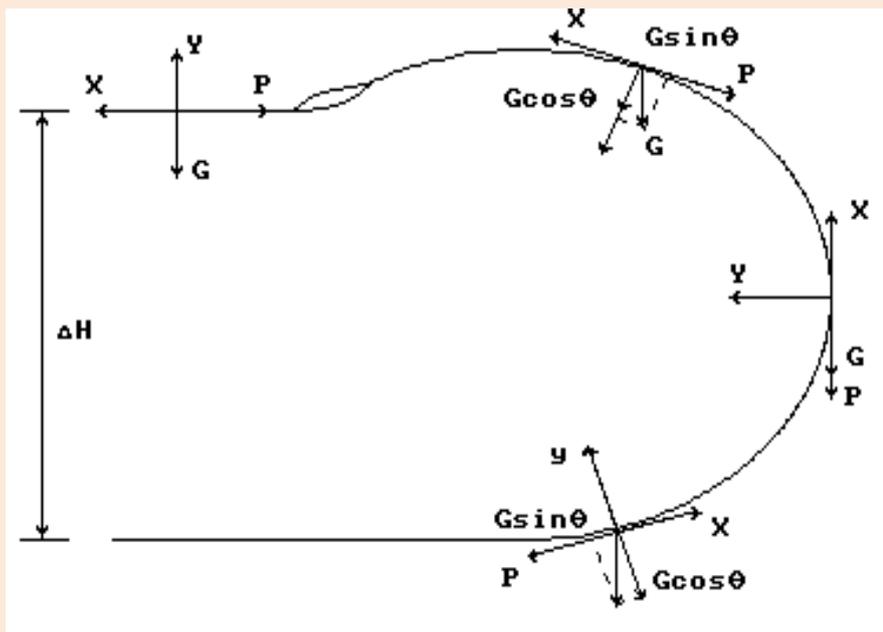


Рис. 12

Текущий радиус искривления траектории в вертикальной плоскости определяется из второго уравнения:

$$r_b = \frac{V^2}{g(n_y - \cos\theta)}$$

средний радиус:

$$r_{cp} = \frac{V_{cp}^2}{g \cdot n_{y\ cp}}$$

К основным характеристикам переворота относятся: потеря высоты за переворот ΔH , время его выполнения t :

$$\Delta H = 2r_{cp} = \frac{2V_{cp}^2}{g \cdot n_{y\ cp}}$$

$$t = \frac{\pi}{\omega_{cp}} = 0,32 \cdot \frac{V_{cp}}{n_{y\ cp}}$$

Чем меньше средняя скорость на траектории и больше нормальная перегрузка, тем меньше потеря высоты за переворот и время его выполнения.

На рисунке 13 показана область выполнимости переворотов в зависимости от конфигурации с I и II группой подвесок с учетом $H_{выв.} = 1000$ м

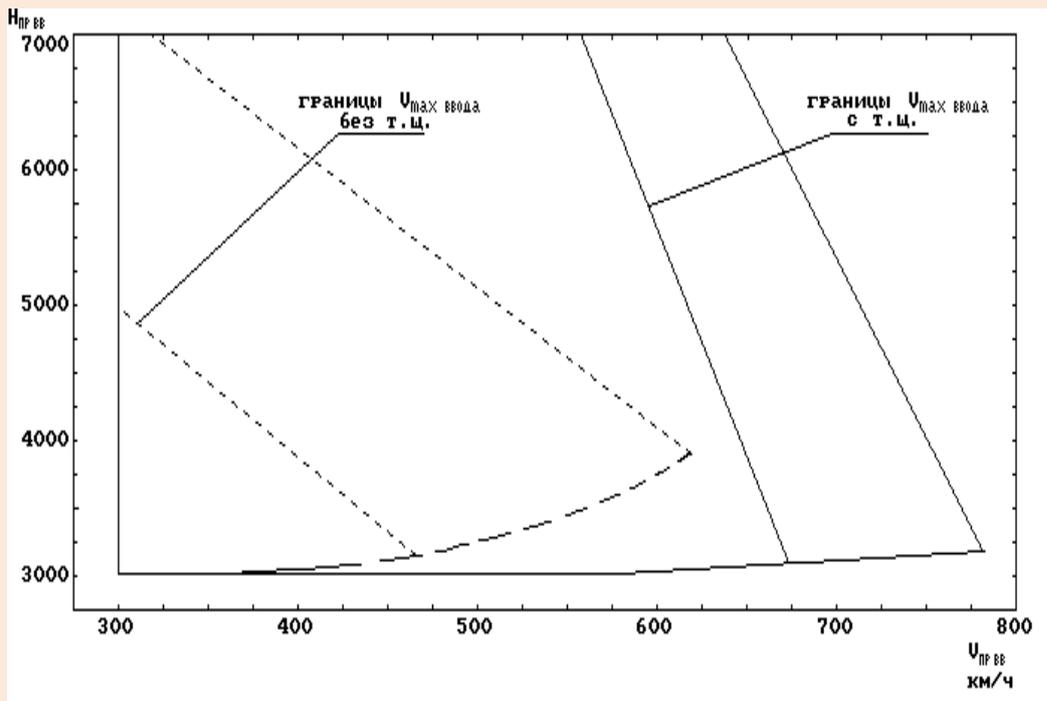


Рис. 13

Зависимость потери H за переворот и V вывода из переворота от V ввода для самолета и убранными тормозными щитками показана на рисунке 14.

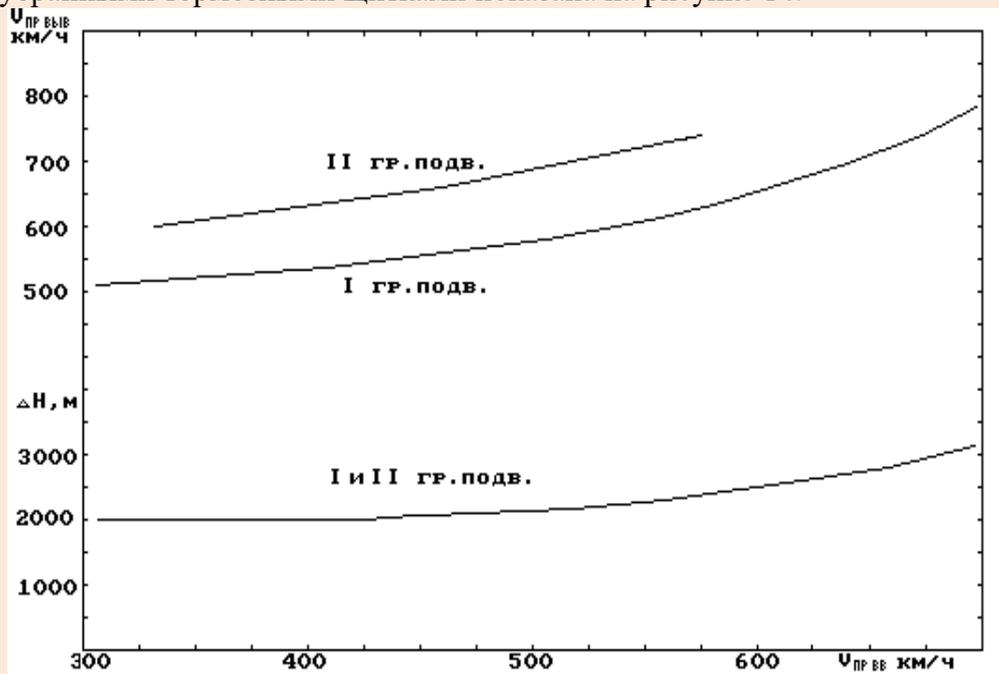


Рис. 14

Зависимость потери H за переворот и V вывода на самолете с выпущенными тормозными щитками показана на рисунке 15.

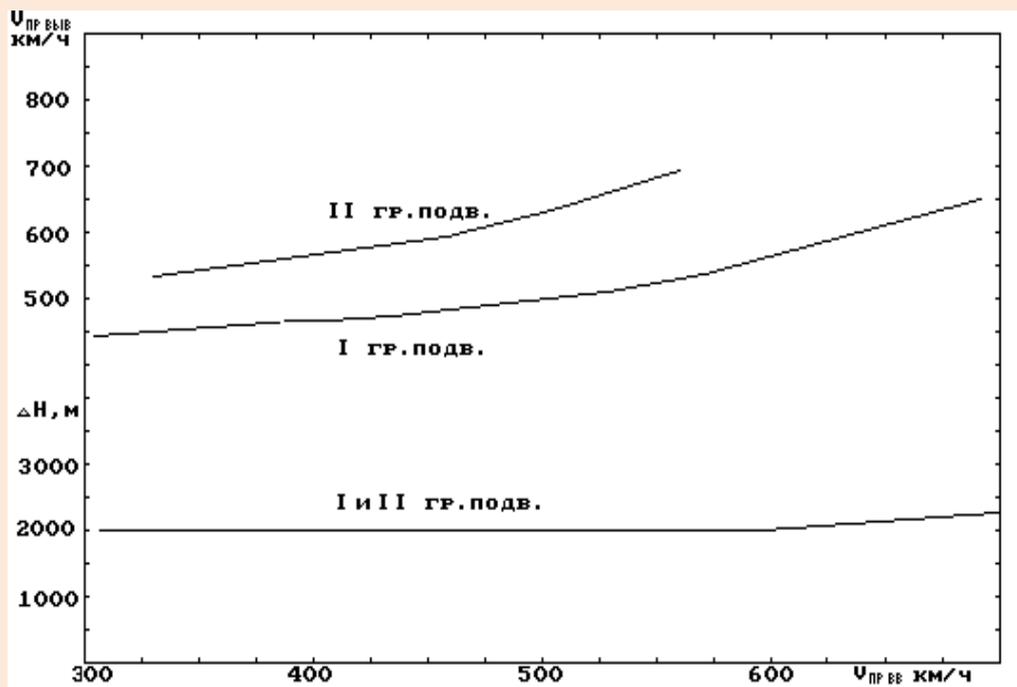


Рис. 15

Выполнение переворота, характерные ошибки, отклонения и их исправление

Освоение техники выполнения переворота целесообразно начинать с высот 3000-4000 м на скоростях ввода 400-450 км/ч.

Перед вводом самолета в переворот в горизонтальном полете установить заданные скорость и высоту полета и плавным отклонением ручки управления на себя создать угол кабрирования 10-15°, а затем координированным отклонением ручки управления и педалей за 3-4 с выполнить полубочку.

Далее, не фиксируя угол тангажа в перевернутом положении, плавным отклонением ручки за 2-3 с создать угол атаки, близкий к максимально допустимому (не превышая ограничений по перегрузке для данного варианта вооружения и конфигурации). В дальнейшем переворот выполнять, не превышая допустимых углов атаки и контролируя величину перегрузки. В этом случае потеря высоты за переворот будет наименьшей.

В процессе выполнения переворота при чрезмерно резком выходе самолета на углы атаки, близкие к допустимым, возможны колебания текущего значения угла атаки с амплитудой 2-3°. В этом случае необходимо зафиксировать ручку управления и после прекращения колебаний (через 2-3°) плавным перемещением ручки установить необходимый угол атаки.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление:

После выполнения полубочки и взятия ручки на себя тряска самолета (интенсивная аэродинамическая тряска)

Ошибка:

- превышение нормальной перегрузки (α) более допустимой в первой половине переворота.

Исправление:

- уменьшить тянущие усилия на РУС до прекращения тряски и продолжать выполнение переворота.

Увеличение приборной скорости более 700 км/ч при угле тангажа $\approx 90^\circ$

Ошибки:

- вялый темп увеличения нормальной перегрузки (α) в первой половине переворота;

- обороты двигателя больше заданных.

Исправление:

- увеличить перегрузку до максимально допустимой и выпустить тормозные щитки.

Вывод из переворота не в заданном направлении

Ошибки:

- выполнение первой половины переворота с креном;

- наличие скольжения.

Исправление:

- проверить и устранить скольжение, продолжать выполнение переворота, выбирая ручку управления строго на себя. После прохода отвесного положения при угле тангажа $60-30^\circ$ (когда показания КПП устойчивы) и при видимости линии естественного горизонта устранить крен, продолжая вывод из пикирования.

Петля Нестерова, ее характеристики, область выполнения

Петля Нестерова - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает в вертикальной плоскости замкнутую кривую, расположенную выше точки ввода.

Основные характеристики и их зависимость от условий ввода и закона пилотирования

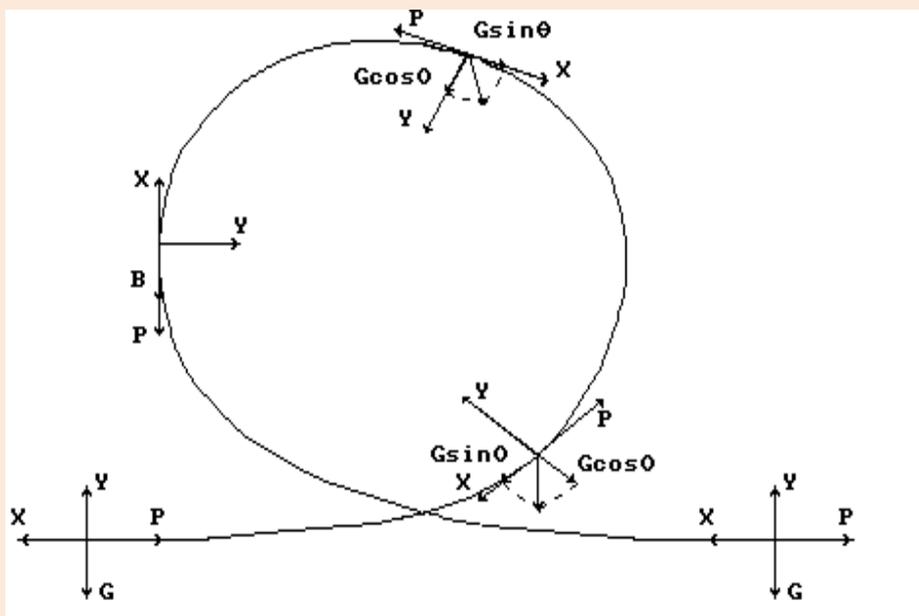


Рис. 16

Уравнения движения центра масс при выполнении петли

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = P - X - G \cdot \sin\Theta \quad \frac{dV}{dt} = g (n_x - \sin\Theta)$$

$$\frac{G}{g} \cdot V \cdot \frac{d\Theta}{dt} = Y - G \cdot \cos\Theta \quad V \cdot \frac{d\Theta}{dt} = g(n_y - \cos\Theta)$$

$$\frac{G}{g} \cdot V \cdot \cos\Theta = \frac{d\varphi}{dt} = 0$$

Основные характеристики петли Нестерова:

- набор высоты до верхней точки

$$\Delta H = 2 r_{cp} \quad (\text{из второго уравнения}) \quad \frac{V^2}{r_{cp}} = g(n_y - \cos\Theta),$$

Учитывая, что составляющая силы веса $G \cos\Theta$ в первой четверти препятствует искривлению траектории, во второй четверти способствует искривлению, в целом действие $G \cos\Theta$ на траекторию нейтрализуется. В результате получим $V^2 = 2V_{cp}^2$

$$r_{cp} = \frac{V_{cp}^2}{g \cdot n_{y \text{ cp}}}, \text{ тогда } \Delta H = \frac{2V_{cp}^2}{g \cdot n_{y \text{ cp}}},$$

время выполнения петли:

$$t = \frac{2\pi \cdot r_{cp}}{V_{cp}} = \frac{2\pi \cdot V_{cp}}{g \cdot n_{y \text{ cp}}} = 0,64 \frac{V_{cp}}{n_{y \text{ cp}}},$$

скорость в верхней точке определяется

$$V_{вт} = V_{вв} - g(0,65 - n_x) \cdot t \quad V_{вт} = V_{вв} \frac{n_{y \text{ max}} - 3}{n_{y \text{ max}} - 1}.$$

Набор высоты за первую половину петли зависит от скорости ввода, величины и закона выдерживания перегрузки на траектории.

Время ее выполнения и скорость в верхней точке зависят от тех же причин.

Область выполнимости петли показана на рисунке 17.

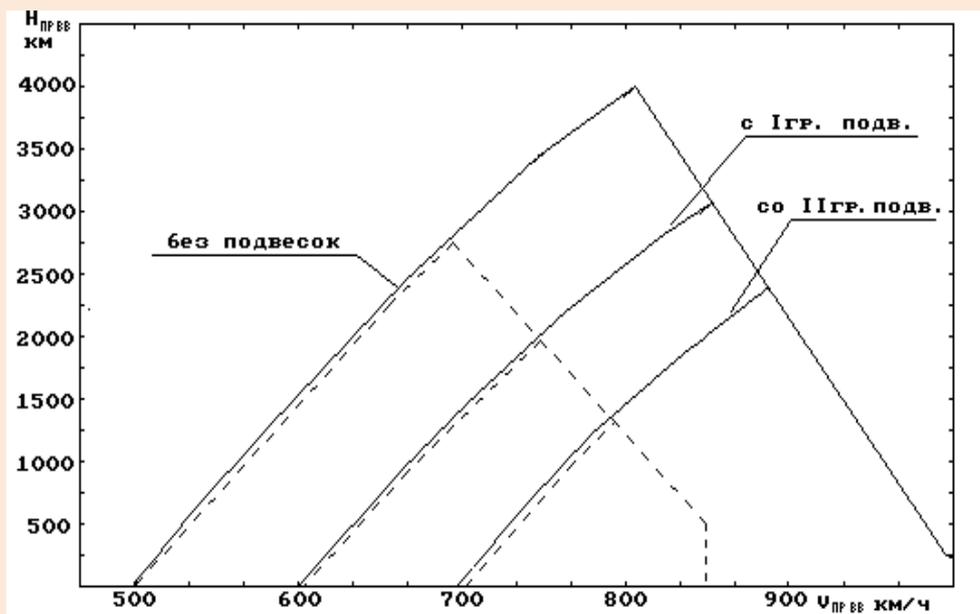


Рис. 17

Форма и размеры петли во многом зависят от величины нормальной перегрузки на траектории и скорости ввода.

Влияние нормальной перегрузки на характеристики петли двоякое. С одной стороны увеличение нормальной перегрузки ведет к уменьшению радиуса кривизны и набору высоты до верхней точки, при этом скорость в верхней точке увеличивается до определенного значения n_y . С другой стороны с увеличением нормальной перегрузки возрастает аэродинамическое сопротивление, что уменьшает тангенциальную перегрузку и приводит к большей потере энергии, при этом самолет будет выходить в верхнюю точку на меньшей высоте и меньшей скорости полета.

Для каждого типа самолета и соответствующих условий ввода имеется такой закон изменения перегрузки на траектории, при котором самолет выйдет в верхнюю точку на наибольшей скорости.

Время выполнения петли будет тем меньше, чем выше будет уровень перегрузок на траектории.

Увеличение скорости ввода приводит к росту запаса кинетической энергии самолета, который можно использовать для различных целей: набора высоты, увеличения скорости выхода в верхнюю точку или для уменьшения времени выполнения петли.

Выполнение петли Нестерова, характерные ошибки, отклонения и их исправление

При первоначальном обучении пилотажу на самолете без подвесок ввод в петлю целесообразно выполнять с высоты 1000 м на скорости 650-700 км/ч.

Перед вводом в петлю установить заданную скорость и перевести самолет в режим набора высоты, создав за 3-4 сек перегрузку 4,0-5,0 (не превышая максимально допустимой эксплуатационной перегрузки и максимально допустимого угла атаки для данного варианта подвесок и конфигурации).

Темп взятия ручки управления на восходящей части петли (с периодическим контролем угла атаки) должен быть таким, чтобы сохранить указанную перегрузку до достижения угла атаки 14-15°, а затем сохранить указанный угол атаки до подхода самолета к верхней точки петли.

При минимальных скоростях 300-350 км/ч в верхней точке петли обеспечивается создание перегрузки 1,5-2 единицы, а при минимальных скоростях 200-250 км/ч - 0,4-0,6.

После прохода верхней точки петли, когда нос самолета опустится ниже горизонта, и скорость начнет увеличиваться, установить режим работы двигателей “Малый газ” и увеличить угол атаки до значений близких к максимально допустимым. Дальнейшее пилотирование самолета осуществлять так же, как и при выполнении переворота.

Характерные ошибки, отклонения и техника их исправления:

Подход к верхней точке на скорости ниже заданной

Ошибки:

- невыдерживание оптимального закона изменения нормальной перегрузки на траектории ;
- ввод в петлю на скорости меньше заданной или на большей высоте.

Исправление:

- при подходе к верхней точке на скорости менее заданной уменьшить перегрузку до 0,5-1 ед., плавно подводить нос самолета к линии естественного горизонта, не допуская крена, скольжения и аэродинамической тряски , по достижении скорости 400 км/ч плавно уменьшить обороты двигателя и продолжить выполнение нисходящей части петли.

Подход к верхней точке на высоте менее заданной 2500 м

Ошибки:

- невыдерживание оптимального закона изменения нормальной перегрузки на траектории.

Исправление:

- после опускания носовой части самолета ниже горизонта и увеличения скорости до 400 км/ч фигуру закончить полубочкой и выводом в горизонтальный полет.

Полупетля и ее характеристики, область выполнимости полупетли

Полупетля - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет описывает восходящую часть петли Нестерова с последующим поворотом относительно продольной оси на 180° и выводом в горизонтальный полет в направлении обратном вводу.

Основные характеристики и их зависимость от условий ввода и закона пилотирования

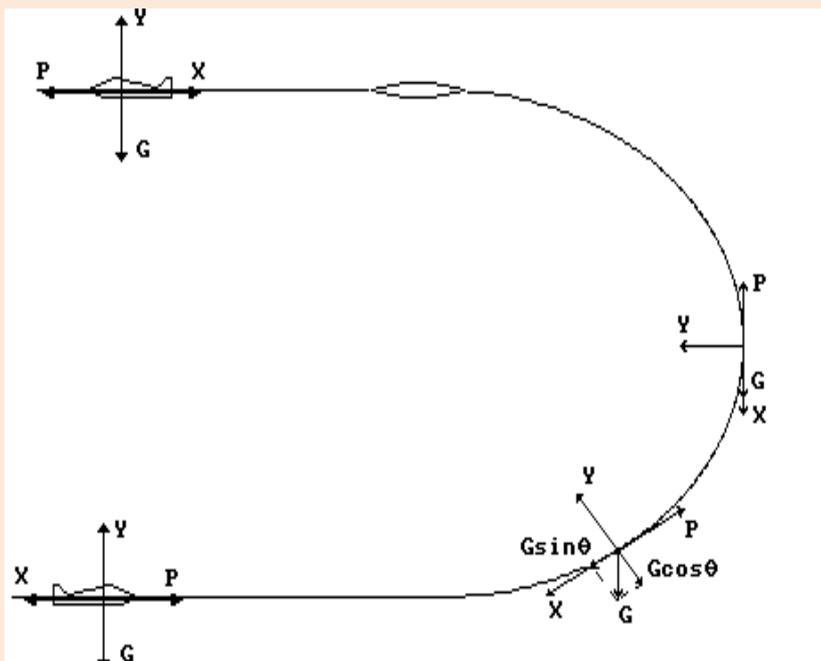


Рис.18

Основные характеристики:

- набор высоты:

$$\Delta H = \frac{2V_{cp}^2}{g \cdot n_{y\text{cp}}}$$

- время выполнения:

$$t = 0,32 \frac{V_{cp}}{n_{y\text{cp}}}$$

- скорость в верхней точке:

$$V_{BT} = V_{BB} - g(0,65 - n_{x\text{cp}}) \cdot t.$$

Набор высоты и скорость выхода в верхнюю точку зависят от :

- скорости ввода и высоты ввода;
- закона выдерживания и величины нормальной перегрузки.

Изменение параметров полета, область выполнимости и разрешенные условия аналогичны параметрам петли Нестерова.

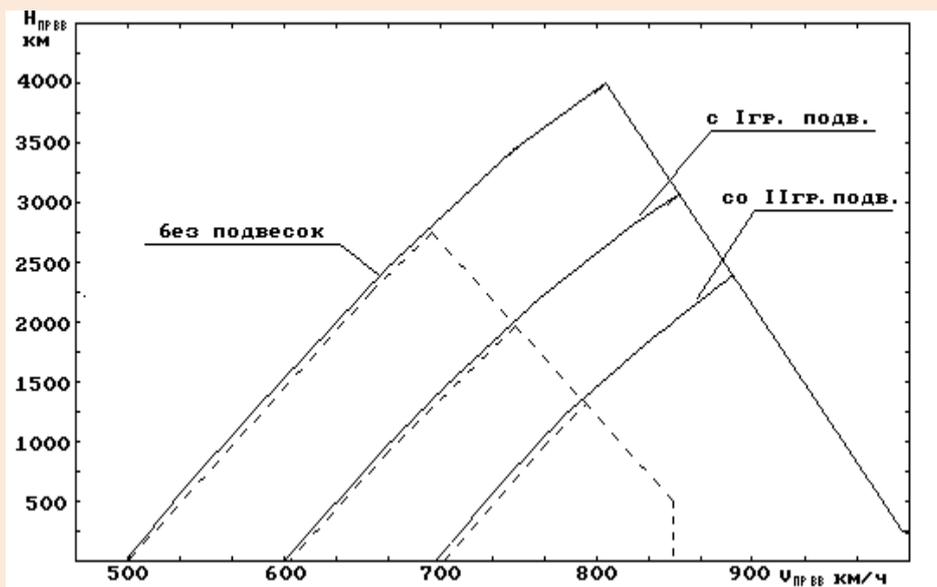


Рис. 19

Выполнение полупетли, характерные ошибки, отклонения и их исправление

При первоначальном обучении пилотажу на самолете без подвесок ввод в полупетлю целесообразно выполнять с высоты 1000 м на скорости 650-700 км/ч.

Характер выполнения выходящей части полупетли такой же, как и первой половины петли и имеет те же особенности.

При достижении самолетом верхней точки полупетли скорость должна быть не менее 200 км/ч для самолета без подвесок и 250 км/ч для самолета с подвесками, а угол атаки не более максимального значения. Плавным координированным движением ручки управления (по диагонали в сторону и от себя) и педалей выполнить полубочку. Темп и величина отклонения ручки и педалей должны быть такими, чтобы поворот самолета был выполнен за 3-5 сек. В процессе выполнения поворота скорость нарастает.

После выполнения полубочки установить необходимый режим работы двигателей. Набор высоты за полупетлю составляет 1500-2000 м в зависимости от высоты, скорости ввода в полупетлю, конфигурации и варианта подвесок.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление:

Возникновение аэродинамической тряски

Ошибка:

- превышение нормальной перегрузки на траектории - "перетягивание ручки".

Исправление:

- уменьшить тянущие усилия (n_y) до прекращения тряски, продолжить выполнение полупетли.

Уменьшение скорости в верхней точке менее 300 км/ч

Ошибки:

- невыдерживание оптимального закона изменения перегрузки;
- ввод в полупетлю на скорости менее заданной.

Исправление:

- установить ручку и педали в нейтральное положение, не допускать скольжения.

После опускания носа самолета ниже горизонта на 5-10° и увеличения V до 350 км/ч выполнить полубочку и уменьшить обороты двигателя до требуемых.

Характеристики пространственных маневров

Бочка и ее характеристики

Бочка - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 360° с сохранением общего направления полета.

Основные характеристики бочки и их зависимость от эксплуатационных факторов

Движение самолета на бочке в вертикальной плоскости происходит по параболе, ось которой в горизонтальной плоскости изогнута от исходного направления полета.

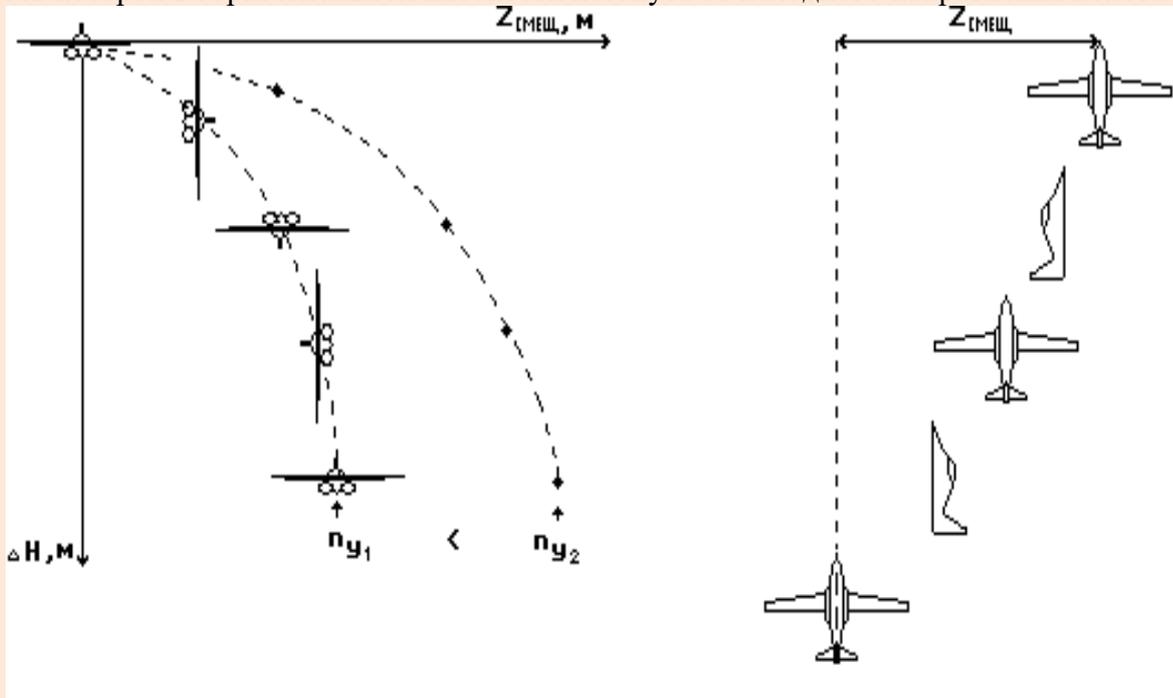


Рис. 20

К основным характеристикам горизонтальной бочки относятся:

- потеря высоты

$$\Delta H = \frac{g \cdot t^2}{2};$$

- боковое смещение самолета

$$z_{см} \approx 2\pi \frac{g \cdot n_y}{\omega_x^2};$$

- приращение вертикальной скорости

$$\Delta V_y = g \cdot t.$$

Различают следующие виды бочек:

- по количеству полных оборотов:
 - одинарные ($\Delta\gamma = 360^\circ$);
 - полуторные ($\Delta\gamma = 540^\circ$);
 - многократные (двойные, тройные);
 - полубочки ($\Delta\gamma = 180^\circ$);
- по времени выполнения одного оборота:
 - быстрые (4-6 сек и менее);
 - замедленные (8-12 сек и более);
- по технике выполнения:
 - неуправляемые;
 - координированные (полууправляемые);
 - управляемые.

При выполнении неуправляемой бочки положение рулей от конца ввода до начала вывода не изменяется.

В процессе управляемой бочки производится корректировка движения самолета по траектории путем отклонения ручки и педалей.

Координированная бочка выполняется при фиксированной ручке управления, но без скольжения, что обеспечивается соответствующим отклонением педалей.

При маневрировании бочка или ее элементы чаще используются в качестве переходного звена от одного вида движения (маневра) к другому.

Как самостоятельная фигура бочка выполняется в спортивных и учебных целях.

Полубочки являются частью таких фигур, как переворот, полупетля, переворот на горке.

Выполнение бочки, характерные ошибки, отклонения и их исправление

На самолете разрешается выполнять быстрые и замедленные бочки на скорости не менее 450 км/ч без подвесок или с I группой подвесок.

Для выполнения быстрой управляемой бочки при первоначальном обучении пилотажу в режиме горизонтального полета установить скорость 450 км/ч, создать угол кабрирования $15-20^\circ$ и зафиксировать его, после чего координированным отклонением ручки управления (по диагонали в сторону и от себя) и педалей начать вращение самолета относительно продольной оси.

При подходе самолета к положению, соответствующему горизонтальному полета, установить рули на вывод с таким расчетом, чтобы прекратить вращения самолета при нулевом угле крена.

Быстрая бочка выполняется за 6-8 сек. Замедленная управляемая бочка выполняется за 10-12 сек.

В процесс выполнения бочки отклонениями ручки управления и педалей удерживать нос самолета от опускания.

Характерные ошибки, отклонения и их исправление

Замедленное вращение самолета

Ошибки:

- ослабление бокового давящего усилия на ручку управления;
- наличие внутреннего скольжения.

Исправление:

- увеличить давящие усилие на ручку управления;
- увеличить угловую скорость скольжения до заданной.

Большая потеря высоты

Ошибки:

- мал угол кабрирования перед вводом в бочку или угол не фиксируется;
- уменьшение угловой скорости вращения после проход крена 80° .

Исправление:

- заметив начавшиеся уменьшение высоты и угловой скорости вращения, увеличить скорость вращения (закончить бочку), установить крен 0° и вывести самолет в горизонтальный полет.

Спираль и ее характеристики

Спираль - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет движется на эксплуатационных углах атаки по спиральной траектории с набором высоты (восходящая спираль) или со снижением (нисходящая спираль).

Спираль с γ до 45° называется мелкой, а с креном более 45° - глубокой.

Основные характеристики и их зависимость от условий ввода и закона пилотирования

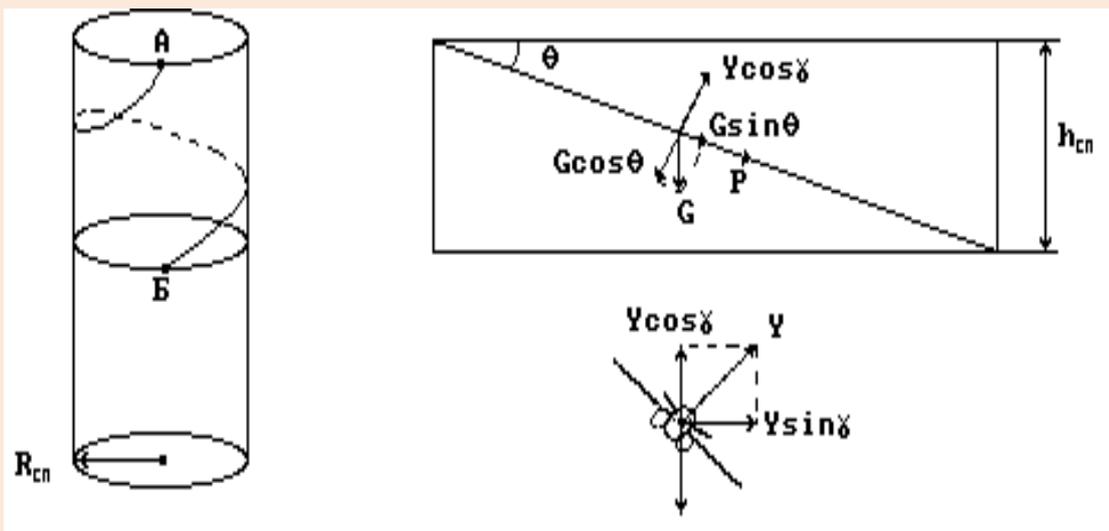


Рис. 21

Уравнения движения центра масс:

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = P - X - G \cdot \sin \Theta$$

$$\frac{dV}{dt} = g(n_x - \sin \Theta)$$

$$\frac{G}{g} \cdot V \cdot \frac{dV}{dt} = Y \cdot \cos \gamma - G \cdot \cos \Theta$$

$$V \cdot \frac{dV}{dt} = g(n_y \cdot \cos \gamma - \cos \Theta)$$

$$\frac{G}{g} \cdot V \cdot \cos \Theta \frac{d\varphi}{dt} = - Y \cdot \sin \gamma$$

$$V \cdot \cos \Theta \frac{d\varphi}{dt} = - g \cdot n_y \cdot \sin \gamma$$

Условием постоянства наклона траектории является

$$V \cdot \frac{d\Theta}{dt} = 0 \quad Y \cdot \cos\gamma = G \cdot \cos\Theta,$$

тогда

$$n_y \cdot \cos\gamma - \cos\Theta = 0 \quad \text{или} \quad n_y = \frac{\cos\Theta}{\cos\gamma}.$$

К основным характеристикам спирали относятся:

- радиус спирали (из 3-го уравнения):

$$\frac{V^2 \cdot \cos^2\Theta}{R_{\text{сп}}} = g \cdot n_y \cdot \sin\gamma, \quad \text{тогда} \quad R_{\text{сп}} = \frac{V^2 \cdot \cos\Theta}{g \cdot \text{tg}\gamma},$$

заменив $\sin\gamma = \sqrt{1 - \cos^2\gamma}$, получим

$$R_{\text{сп}} = \frac{V^2 \cdot \cos^2\Theta}{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2\Theta}}.$$

- время выполнения спирали:

$$t = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{2\pi}{V \cdot \cos\Theta} = \frac{2\pi \cdot V^2 \cdot \cos^2\Theta}{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2\Theta}} = 0,64 \frac{V \cdot \cos\Theta}{\sqrt{n_y^2 - \cos^2\Theta}}.$$

- шаг спирали:

$$h = V \cdot \sin\Theta \cdot t = V \cdot \sin\Theta \cdot 0,64 \frac{V}{\text{tg}\gamma} = 0,64 \frac{V^2 \cdot \sin\Theta}{\text{tg}\gamma}$$

$$\text{или} \quad \frac{h}{2\pi \cdot r} = \text{tg}\Theta, \quad \text{тогда} \quad h = 2\pi \cdot r \cdot \text{tg}\Theta.$$

Чем больше угол крена и меньше скорость, тем меньше радиус и время выполнения спирали.

Влияние угла крена и скорости на шаг спирали неоднозначно:

- с одной стороны с увеличением крена уменьшается время выполнения спирали, а значит и ее шага;

- с другой стороны с увеличением крена потребный угол наклона траектории увеличивается.

$$n_y = \frac{\cos\Theta}{\cos\gamma}; \quad \cos\Theta = n_y \cdot \cos\gamma;$$

$$\text{tg}\Theta = \frac{\sin\Theta}{\cos\Theta} = \frac{\sin\Theta}{n_y \cdot \cos\gamma};$$

$$\text{учитывая, что} \quad \sin\Theta = \frac{P - X}{G} = n_x,$$

$$\text{тогда} \quad \text{tg}\Theta = \frac{n_x}{n_y \cdot \cos\gamma}, \quad \text{а без тяги} \quad \text{tg}\Theta = - \frac{1}{R \cdot \cos\gamma}.$$

Увеличение угла наклона траектории приводит к росту $V_y = V \cdot \sin\Theta$, и шаг спирали увеличивается. Таким образом, по мере увеличения крена шаг спирали сначала уменьшается из-за уменьшения времени ее выполнения. С дальнейшим увеличением крена шаг спирали увеличивается из-за значительного увеличения требуемого угла наклона траектории для сохранения скорости и $V_y > V \cdot \sin\Theta$. Увеличение тяги двигателя при всех равных условиях ведет к уменьшению требуемого угла наклона, а следовательно, и шага спирали.

Выпуск шасси, механизации, тормозных щитков увеличивает аэродинамическое сопротивление самолета, требуемый угол наклона траектории при этом увеличивается, что ведет к увеличению шага спирали.

Выполнение спирали, характерные ошибки, отклонения и их исправление

Спираль выполняется с креном 45° на скорости 400 км/ч при работе двигателей на режиме “Малый газ”. С высоты 3000 м за 1 виток спирали самолет теряет 1000-1500 м высоты.

Перед вводом в спираль перевести самолет на снижение на скорости 400 км/ч, затем координированным отклонением ручки управления и педалей ввести самолет в спираль.

Уменьшение или увеличение скорости при выполнении спирали производится соответствующим изменением угла наклона продольной оси самолета относительно горизонта.

Вывод из спирали производится координированным отклонением ручки управления и педалей с одновременным увеличением оборотов двигателей в процессе вывода из угла снижения.

При выводе из крутой спирали с углом наклона продольной оси самолета к горизонту более 30° вначале убрать крен, затем вывести самолет из пикирования.

Характерные отклонения, ошибки и их исправление: “Зарывание” в процессе выполнения спирали

Ошибки:

- увеличение крена;
- несоответствие нормальной перегрузки величине крена и угла снижения.

Исправление:

- убрать крен и отклонением ручки управления “на себя” уменьшить угол снижения.

Вход в крутую спираль

Ошибки:

- неправильное исправление “зарывания”;
- наличие угловой скорости вращения ω_x (внешнего скольжения).

Исправление:

- убрать крен и скольжение;
- для предотвращения нарастания скорости уменьшить обороты двигателя и выпустить тормозные щитки;
- вывести самолет с горизонтальный полет.

Боевой разворот и его характеристики

Боевой разворот - фигура пилотажа, при выполнении которой самолет энергично набирает высоту с одновременным разворотом на 180° или на заданный угол.

К основным характеристикам боевого разворота, выполняемого по типу восходящей спирали, относятся:

- радиус боевого разворота в горизонтальной плоскости:

$$r = \frac{V_{cp}^2 \cdot \cos\Theta}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V_{cp}^2 \cdot \cos\Theta}{\sqrt{n_y^2 - \cos^2\Theta}} ;$$

- время выполнения: $t = 0,32 \frac{V_{cp}}{g \operatorname{tg} \gamma}$;

- набор высоты за боевой разворот:

$$\Delta H = (V \cdot \sin\Theta)_{cp} \cdot t_{бр}.$$

Схема сил, действующих на самолет при выполнении боевого разворота изображена на рисунке 22.

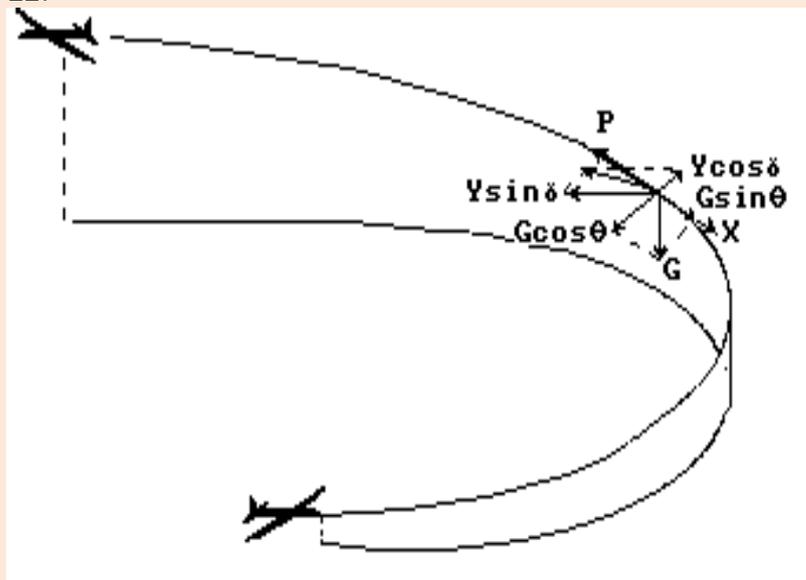


Рис. 22

Выполнение боевого разворота, характерные ошибки, отклонения и их исправление

Боевой разворот разрешается выполнять без подвесок при работе двигателей на максимале.

Перед вводом в боевой разворот установить заданные скорость и высоту полета, после чего плавным отклонением ручки управления на себя и в сторону выполняемого разворота перевести самолет в набор высоты с начальным креном 10-15°, постепенно за 3-5 с увеличивая перегрузку до 3,5-4,5, не превышая допустимой перегрузки.

В конце второй трети боевого разворота не превышать крен 65-70°. По мере уменьшения скорости в процессе боевого разворота своевременно уменьшать перегрузку, чтобы не превысить максимально допустимого угла атаки.

После разворота самолета на 110-120° постепенно уменьшать углы крена и тангажа координированным отклонением ручки управления (по диагонали от себя) и педалей с таким расчетом, чтобы вывести самолет в горизонтальный полет после разворота на 180° при скорости не менее 300 км/ч без подвесок и с 2×Р-60 и не менее 350 км/ч с I и II группой подвесок.

Высота, набираемая за боевой разворот, существенно зависит от манеры пилотирования и начального угла крена.

При вводе с высот не более 1000 м и скоростью 600-800 км/ч самолет набирает за боевой разворот 1800-3500 м, при этом меньшие значения набираемой высоты относятся к большим перегрузкам, меньшим скоростям ввода и более тяжелым подвескам.

Если требуется уменьшить время выполнения боевого разворота, то независимо от набираемой высоты энергично выполнить первую половину кривой с начальным креном 15-45°, при подходе носовой части самолета к горизонту вывести самолет из крена. Ввод в такой боевой разворот разрешается выполнять при тех же условиях, что и при вводе в петлю Нестерова.

Характерные отклонения, ошибки и их исправление:

Уменьшение скорости во второй половине менее 300 км/ч

Ошибки:

- позднее начало вывода;
- угол тангажа в процессе боевого разворота больше заданного;
- ранняя уборка оборотов двигателя.

Исправление:

- увеличить крен до 110°;
- обороты максимал;
- выбором ручки на себя, не допуская аэродинамической тряски и скольжения, опустить нос самолета ниже горизонта;
- по достижении скорости 300-350 км/ч убрать крен, вывести самолет в горизонтальный полет и уменьшить обороты двигателя до заданных.

Глава 7

Выполнение взлета, полета по кругу, посадки и их характеристики

Взлет и его характеристики, их зависимость от эксплуатационных факторов

Взлет – ускоренное движение самолета с момента старта с места и до набора высоты и скорости, обеспечивающих безопасный перевод самолета в набор высоты.

Схема сил на разбеге представлена на рисунках 1 и 2.

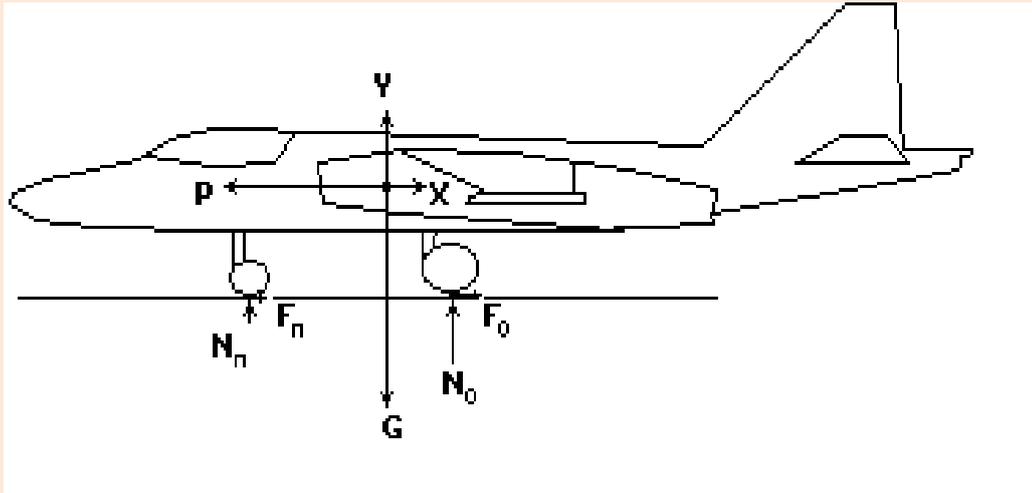


Рис. 1 Разбег на трех колесах

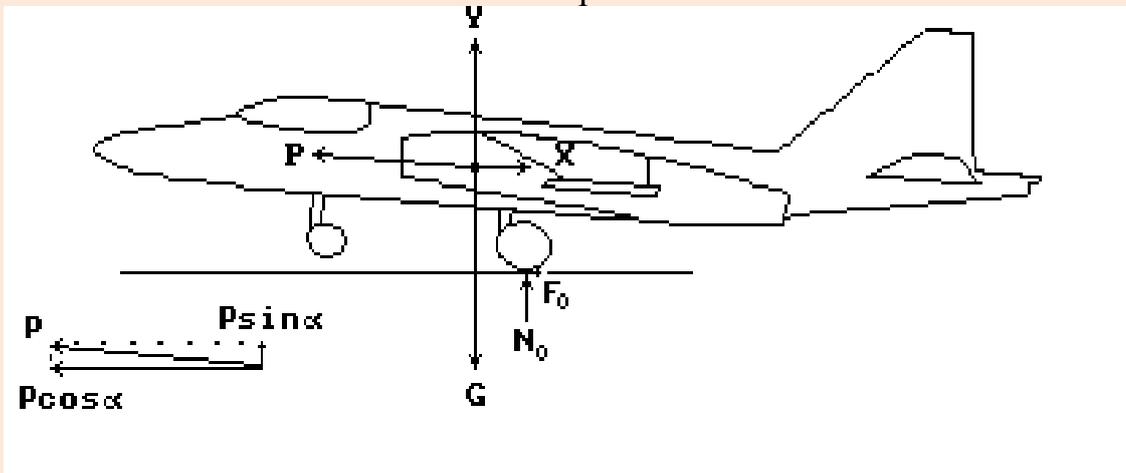


Рис. 2 Разбег на двух колесах

Уравнения движения центра масс самолета:

$$\frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - F_{тр} \quad \frac{dV}{dt} = \frac{g}{G} (P \cos \alpha - X - F_{тр})$$

$$\frac{G}{g} V \frac{d\Theta}{dt} = Y + P \sin \alpha + N - G \quad V \frac{d\Theta}{dt} = \frac{g}{G} (Y + P \sin \alpha + N - G)$$

$$\frac{G}{g} V \cos \Theta \frac{d\varphi}{dt} = 0 \quad F_{тр} = f N \quad N = N_0 + N_{п}$$

Взлет состоит из следующих этапов:

- разбег до момента подъема переднего колеса;
- подъем переднего колеса;
- разбег с поднятым передним колесом;

В ПК L_p увеличивается на 500 – 600 м, в МК на 100 – 150 м.

Уклон ВПП в один градус приводит к изменению L_p на 30 – 50 м.

Когда условия взлета отличаются от стандартных, основные характеристики взлета определяют по номограммам, помещенным в Руководстве по летной эксплуатации самолета, книга II стр. 14 – 15.

Обоснование техники выполнения взлета. Характерные отклонения, ошибки летчика, исправление отклонений

К основным особенностям взлета на боевом самолете по сравнению с Л-39 относится скоротечность, что требует от летчика четкой системы распределения внимания.

На взлетно-посадочных режимах самолет имеет высокую эксплуатационную надежность, сравнительно прост в управлении. Но требует от летного состава отличных знаний вопросов практической аэродинамики, твердых навыков в технике пилотирования, а также знания особенностей руления, которые заключаются в следующем:

- перед выруливанием установить ВПК, включить механизм разворота переднего колеса (МРК); увеличить обороты двигателей до 60%, отпустить тормоза и начать руление;

- с началом движения убрать обороты до малого газа, чтобы к началу разворота скорость была не более 15 км/ч ;

- следует помнить, что при малом отклонении педалей углы поворота переднего колеса малы, а с увеличением отклонения педалей углы поворота переднего колеса возрастают.

После начала разворота необходимо визуально оценивать процесс разворота и своевременно отклонять педали для достижения потребного радиуса разворота;

- самолет без подвесок на оборотах малого газа рулит с ускорением, по этому для выдерживания заданной скорости (30 км/ч по прямой и 15 км/ч на разворотах) необходимо периодически пользоваться тормозами;

- при разворотах самолет имеет тенденцию к кренению в сторону, противоположную к развороту, при этом, чем больше скорость, тем больше кренение;

- направление на рулении выдерживать небольшими отклонениями педалей. Торможение педалями при первоначальном обучении для летчика непривычно, по этому в процессе руления левую руку следует держать на рукоятке аварийного торможения в готовности, при необходимости использовать аварийное торможение для остановки самолета;

- при длительных остановках (линия предварительного старта, технический пост) целесообразно использовать аварийное торможение, так как длительное удержание самолета на тормозах утомляет летчика;

-самолет на рулении по прямой устойчив при условии, что летчик удерживает педали в нейтральном положении.

Взлет выполняется в положении механизации ВПК.

После выруливания на ВПП прорудить по прямой 10 – 15 м, установить переднее колесо по линии взлета, остановить самолет с помощью основных тормозов и полностью зажать их. Проверить правильность показаний КПП и НПП, кнопкой согласования курса перед взлетом пользоваться запрещается, застопорить привязные ремни, вывести обороты двигателя на 70%.

Получив разрешение на взлет, плавно растормозить колеса и начать разбег с одновременным увеличением оборотов двигателей до максимальных.

Самолет начинает движение плавно, без разворотов, направление на разбеге выдерживать плавными и короткими отклонениями педалей. Ручку управления удерживать в нейтральном положении.

При достижении скорости 160 – 180 км/ч при нормальной взлетной массе и 220 – 200 км/ч при максимальной взлетной массе плавным взятием РУС на 2 /3 – 3 /4 хода на себя начать подъем переднего колеса. Отрыв переднего колеса происходит не сразу после взятия РУС на себя, а с небольшим запаздыванием (нормальный взлетный угол- концевая часть основного ПВД находится на линии естественного горизонта). После отрыва переднего колеса подвести концевую часть основного ПВД к линии естественного горизонта, зафиксировать этот угол и удерживать его до момента отрыва самолета.

Разбег при взлете без подвесок скоротечен, время разбега с поднятым носовым колесом составляет 3 -5 с (конец подъема носового колеса до взлетного положения практически совпадает с отрывом самолета).

В момент отрыва самолет устойчив. Возникающие крены легко устраняются отклонением элеронов.

После отрыва сохранять взлетный угол, на высоте 10 - 15 м установить кран шасси на уборку, увеличить угол набора по КПП до 15° и продолжать выдерживать его. Тенденцию самолета к опусканию носа из-за смещения центра тяжести вперед при уборке шасси устранить незначительным взятием РУС на себя.

На высоте не менее 100 м и скорости не более 350 км/ч механизацию крыла установить в положение МК. На скорости 400 км/ч и высоте 200 м установить механизацию в положение ПК. Проконтролировать уборку шасси, механизацию крыла по сигнализации.

При уборке механизации крыла самолет несколько “проседает”. При этом может наблюдаться стремление самолета к подниманию носа, из-за смещения фокуса вперед к центру масс, обусловленное некоторым отставанием по времени перестановки стабилизатора на уменьшение отрицательного угла отклонения при уборке механизации.

По достижении скорости 500 км/ч уменьшить обороты до 90% и продолжать дальнейший набор высоты.

За 100 - 150 м до Н = 600 м начать плавный перевод самолета в горизонтальный полет с одновременным уменьшением оборотов двигателей до 75 %.

Характерные отклонения, ошибки летчика, исправление отклонений

Уклонение от заданного направления на разбеге

Ошибки:

- неточная ориентация носового колеса перед взлетом;
- неправильная установка самолета перед взлетом на ВПП;
- длинные (большие) отклонения педалей при исправлении направления.

Исправление: плавными и короткими отклонениями педалей исправить направление и продолжить взлет.

Отрыв на повышенной скорости

Ошибка:

- взлетный угол атаки меньше заданного.

Исправление: в случае своевременного определения недостаточного подъема носового колеса выбором РУС на себя установить заданный угол.

Отрыв на пониженной скорости

Ошибка:

- позднее и энергичное отклонение РУС на себя для подъема носового колеса.

Исправление: не отрывая взгляда от земли задержать РУС, подобрать заданный угол набора высоты.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ВЗЛЕТЕ

№ п/п	Ограничения	Причина ограничения
1.	Максимальная взлетная масса - 17350 кг	по прочности шасси
2.	Максимальная путевая скорость отрыва - 300 км/ч	по прочности пневматики
3.	Максимальная боковая составляющая скорости ветра не более 13 м/с. С несимметричной подвеской не более 7 м/с. С отказавшими БУ - 45А не более 5 м/с.	по управляемости на разбеге
4.	Максимальная попутная составляющая скорости ветра не более 5 м/с.	по прочности пневматиков

5.	Скорость выпуска и полета с выпущенными шасси не более 400 км/ч.	по прочности шасси
----	--	--------------------

Построение маршрута и обоснование техники выполнения полета по кругу

Полет по кругу выполнять на высоте и скорости, установленных для данного аэродрома (с выпущенными шасси на скорости не более 400 км/ч, с механизацией в ВПК не более 350 км/ч), обычно $V_{пр}=500$ км/ч и $H=500-600$ м.

На дальности по ППД 4-6 км выполнить слитно первый и второй развороты с креном $35-40^\circ$ на курс, обратный посадочному.

На прямой перед третьим разворотом (на траверзе ДПРМ) на скорости не более 400 км/ч выпустить шасси. Незначительную разбалансировку самолета устранить отдачей РУС от себя.

Выпустить механизацию крыла в положение МК.

Ввод в третий разворот начинать после пролета траверза ДПРМ при КУР= 250° (110°).

Третий разворот выполнять на постоянной высоте и скорости 350 км/ч с креном 45° на угол 100° .

После выполнения третьего разворота, на прямой установить скорость 320-340 км/ч ($n_{дв}=65\%$) и перевести механизацию крыла в ВПК. При выпуске механизации крыла самолет несколько “вспухает” и незначительно тормозится. При этом может наблюдаться продольная разбалансировка (самолет стремится опустить нос), обусловленная некоторым отставанием по времени перестановки стабилизатора в положение МК ($-3^\circ 17'$) и ВПК ($-7^\circ 56'$).

Перейти на снижение с вертикальной скоростью 3-5 м/с.

Предупреждение: В случае энергичного крена самолета или увода ручки управления при выпуске механизации крыла необходимо убрать механизацию крыла в положение, при котором не наблюдается крена самолета. Посадку производить в этой конфигурации.

При полете с выпущенной механизацией в ВПК на углах атаки $5-6^\circ$ и менее могут возникнуть толчки на ручке управления в продольном канале с усилиями до 2-3 кг, а при отдаче ручки от себя на углах атаки менее 3° давящие усилия на ручке управления переходят в тянущие до 5 кг (при стриммированной в горизонтальном полете ручке управления). Это объясняется перекомпенсацией органов продольного управления. Данные явления на точность пилотирования и безопасность полетов не влияют.

Ввод в четвертый разворот выполнять на скорости 320 км/ч и высоте 400 м с креном 30° .

Вывод из четвертого разворота закончить по оси ВПП с таким расчетом, чтобы при снижении по глиссаде к моменту пролета ДПРМ высота составляла 200 м, а скорость 300 км/ч.

Посадка самолета и ее характеристики

Посадка - это замедленное движение самолета от момента начала выравнивания до окончания пробега.

Посадке предшествует предпосадочное снижение.

Посадка состоит из следующих этапов:

- выравнивание,
- выдерживание,
- пробег на двух колесах,
- пробег на трех колесах.

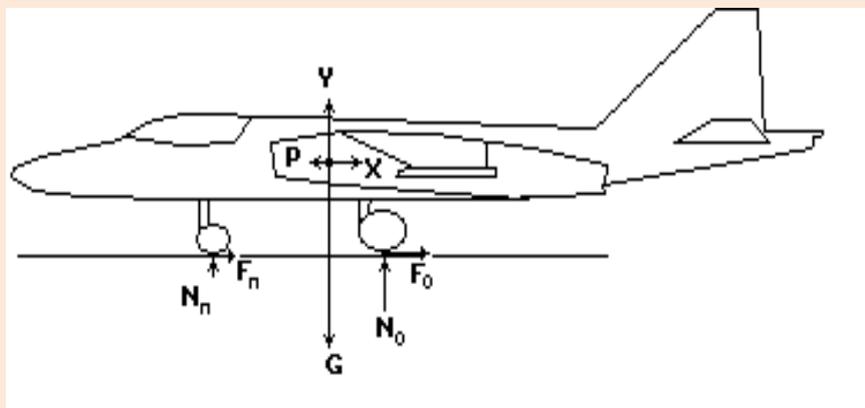


Рис. 3

Уравнения движения центра масс

$$\frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = P - X - F_{тр}$$

$$\frac{G}{g} V \frac{d\Theta}{dt} = Y + N - G$$

$$\frac{G}{g} V \cos \Theta \frac{d\varphi}{dt} = 0$$

$$\frac{dV}{dt} = j_{x\text{cp}} = g \cdot n_{x\text{cp}}$$

$$V \frac{d\Theta}{dt} = g \cdot \left(\frac{Y + N - G}{G} \right) = 0$$

$$V \cos \Theta \frac{d\varphi}{dt} = 0$$

где: $N = N_0 + N_n$; $F_{тр} = f \cdot N$; $n_{x\text{cp}} = \left(\frac{P}{G} - \frac{X + F_{тр}}{G} \right)$

К основным характеристикам посадки относят: посадочную скорость ($V_{\text{пос}}$), время ($t_{\text{пр}}$) и длину пробега ($L_{\text{пр}}$).

Из условия, что в момент касания $Y = G$ или $C_{y\text{пос}} \frac{\rho \cdot V_{\text{пос}}^2}{2} = G$,

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y \text{ пос}} \cdot \rho \cdot S}}$$

Таким образом, $V_{\text{пос}}$ зависит от посадочной массы самолета, плотности воздуха (температуры и давления), угла атаки в момент посадки ($C_{y \text{ пос}}$) и использование механизации крыла ($C_{y \text{ пос}}$).

В стандартных условиях, в зависимости от посадочной массы при ВПК и $\alpha_{\text{пос}} = 10 - 13^\circ$ ($C_{y \text{ пос}} = 1,55 - 1,7$)

$$V_{\text{пос}} = 215 - 230 \text{ км/ч.}$$

Время пробега зависит от тех же факторов, что и $V_{\text{пос}}$, а также от вида, состояния и уклона ВПП, от использования тормозного парашюта и от наличия ветра.

$$t_{\text{пр}} = - \frac{V_{\text{пос}}}{j_{x \text{ ср}}} \quad t_{\text{пр}} = - \frac{V_{\text{пос}} \pm u}{j_{x \text{ ср}}}$$

$$L_{\text{пр}} = - \frac{V_{\text{пос}}^2}{2 j_{x \text{ ср}}} \quad L_{\text{пр}} = - \frac{(V_{\text{пос}} \pm u)^2}{2 j_{x \text{ ср}}}$$

Таким образом, длина пробега зависит от тех же факторов, что и время пробега, и составляет в стандартных условиях, в зависимости от посадочной массы, с выпущенным тормозным парашютом 500 - 700 м.

Изменение угла атаки на один градус приводит к изменению $V_{\text{пос}}$ на 5 км/ч и $L_{\text{пр}}$ на 30 м.

Изменение массы самолета на 400 кг приводит к изменению $V_{\text{пос}}$ на 5 км/ч, $L_{\text{пр}}$ изменяется пропорционально, то есть, например, изменение массы на 10 % приводит к изменению $L_{\text{пр}}$ на 10 %.

В ПК $V_{\text{пос}}$ увеличивается на 45 - 50 км/ч и $L_{\text{пр}}$ на 500 - 600 м.

В МК $V_{\text{пос}}$ увеличивается на 10 - 15 км/ч и $L_{\text{пр}}$ на 100 - 150 м.

При посадке без тормозного парашюта $L_{\text{пр}}$ увеличивается на 500 - 600 м, а задержка с выпуском тормозного парашюта на 4 - 5 с увеличивает $L_{\text{пр}}$ на 300 - 350 м.

В тех случаях, когда атмосферные условия на аэродроме отличаются от стандартных, посадочные характеристики определяются с помощью номограмм, помещенных в Руководстве по летной эксплуатации, книга II стр. 16.

Обоснование техники выполнения предпосадочного снижения и посадки

Время полета от ДПРМ до ВПП 50 - 52 с, время полета от БПРМ до ВПП 12 - 13 с. Среднее аэродинамическое качество составляет $6,5 \div 6,8$ ед (ВПК) на участке ДПРМ - ВПП.

После прохода ДПРМ продолжать выдерживать режим снижения ($V_y = 3 - 4$ м/с, $\theta_{сн} = - 2^\circ 46'$) и плавно уменьшать скорость до 280 - 260 км/ч к моменту прохода БПРМ ($H = 40 - 60$ м).

После пролета БПРМ уменьшать скорость снижения с таким расчетом, чтобы к началу выравнивания она была 270 - 250 км/ч (в зависимости от посадочной массы).

Заданный угол снижения выдерживать отклонением ручки управления. Темп уменьшения скорости регулировать изменением оборотов двигателей ($n_{дв} = 65 - 60$ %).

На высоте 20 - 30 м перевести взгляд на землю вперед и влево под углом $10 - 15^\circ$ в направлении снижения самолета.

С высоты 8 - 6 м начать выравнивание самолета с таким темпом, чтобы подвести самолет к земле на высоте $0,5 \div 1$ м. Закончив выравнивание, плавно убрать РУД на упор малого газа и, продолжая выбирать РУС на себя соразмерно приближению самолета к земле, создать нормальный посадочный угол $10 - 13^\circ$ ($V_{пос} = 215 - 230$ км/ч).

После касания ВПП основными колесами и начала устойчивого пробега, плавно опустить носовое колесо, выпустить тормозной парашют (на скорости не более 230 км/ч) и начать торможение, постепенно увеличивая давление в тормозах по мере уменьшения скорости пробега.

Характерные отклонения, ошибки летчика, исправление отклонений

Высокое выравнивание

Ошибки:

- подход к ТНВ на повышенной скорости;
- неправильное направление взгляда.

Исправление: задержать РУС на месте, а затем, по мере приближения к земле, произвести посадку на два основных колеса. В случае окончания выравнивания на $H > 2$ м, не отрывая взгляда от земли, продолжать посадку, вывести обороты двигателей до 100 % и уйти на второй круг.

Взмывание

Ошибки:

- повышенная скорость на выдерживании;
- неправильное направление взгляда.

Исправление:

а) при посадке на повышенной скорости в момент отхода самолета от земли отклонением РУС на себя прекратить дальнейший отход от земли, затем по мере приближения самолета к земле произвести нормальную посадку на два основных колеса;

б) при посадке на нормальной или пониженной скорости в момент отхода от земли задержать РУС на месте, а затем по мере приближения самолета к земле соразмерным, но энергичным выбором РУС на себя произвести посадку на два основных колеса.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ПОСАДКЕ

№ п/п	Ограничения	Причина ограничений
1.	Максимальная посадочная масса - 12200 кг	по прочности шасси
2.	Предельная посадочная масса - 13300 кг	по прочности шасси
3.	Выпуск механизации в ВПК производить на скорости не более 350 км/ч	по устойчивости и управляемости
4.	Максимально допустимые путевые скорости на посадке: - при касании основных колес 280 км/ч - при касании переднего колеса 265 км/ч	по прочности пневматиков
5.	Выпуск тормозного парашюта при боковой составляющей скорости ветра не более 10 м/с	по управляемости на пробеге
6.	Максимальная скорость при выпуске тормозного парашюта 230 км/ч	по прочности конструкции парашюта
7.	Максимальная скорость начала торможения 240 км/ч	по энергоемкости тормозов

Особенности взлета и посадки с боковым ветром

Особенности взлета с боковым ветром

Взлет и посадка на самолете разрешается при боковой составляющей ветра не более 13 м/с.

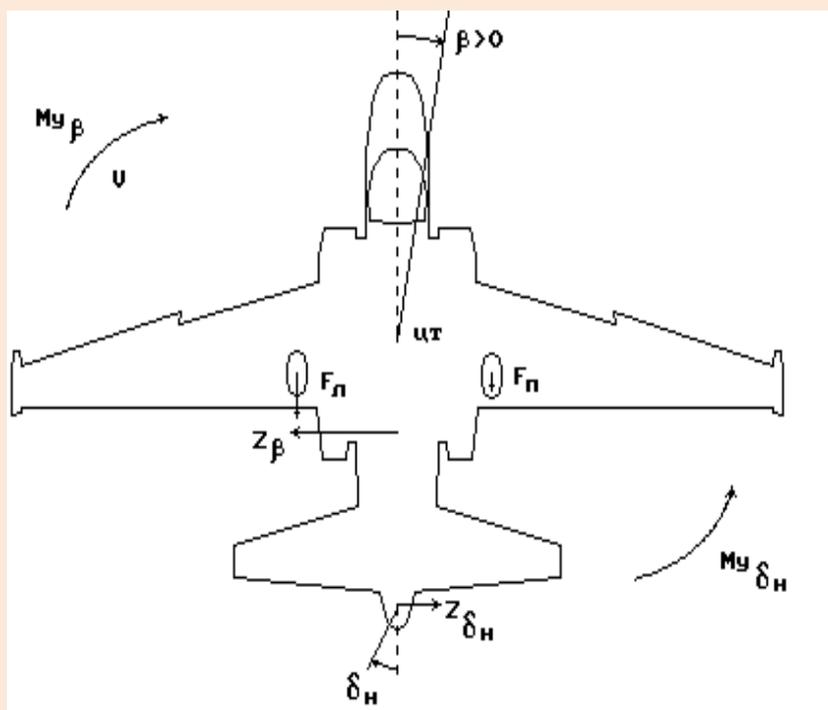


Рис . 4

При этом самолет разворачивается против ветра под действием путевого момента устойчивости $M_{y\beta}$, который необходимо компенсировать управляющим моментом (отклонением руля направления) $M_{y\delta_H}$.

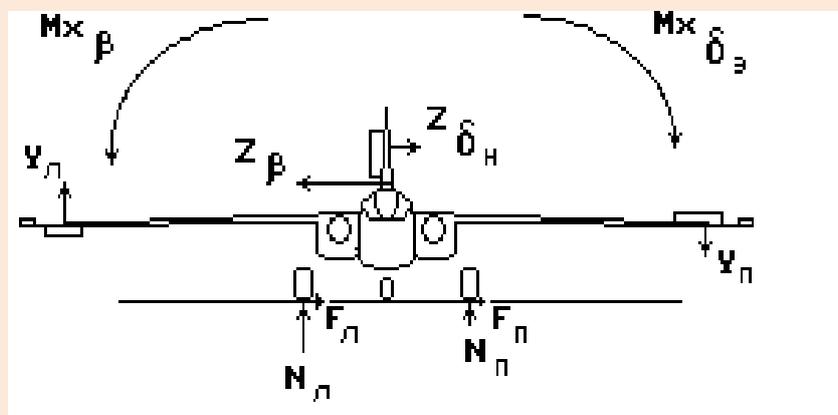


Рис. 5

На самолет действует и поперечный момент устойчивости $M_{x\beta}$. Он стремится накренить самолет по ветру, этому препятствуют силы реакции земли. При отрыве, когда силы реакции исчезают, может неожиданно возникнуть крен, поэтому на разбеге кренящий момент $M_{x\beta}$ необходимо своевременно компенсировать отклонением элеронов ($M_{x\delta_\varepsilon}$).

Кроме того боковая сила Z_β стремится сместить (“сдуть”) самолет с ВПП, этому препятствуют силы трения скольжения $F_{ск}=f \cdot N$. Для увеличения сил скольжения рекомендуется подъем носового колеса производить несколько меньше, чем в штиль (на $1-2^\circ$).

Наибольшая трудность при взлете с боковым ветром заключается не в том, чтобы сохранить направление, а в том, чтобы к моменту отрыва полностью компенсировать элеронами и рулем направления поперечный и путевой моменты (сбалансировать самолет).

Особенности захода на посадку с боковым ветром

Заход на посадку при наличие бокового ветра можно осуществлять тремя способами:

- подбором угла сноса;
- подбором угла скольжения и созданием крена в сторону бокового ветра, при сохранении курса;
- комбинированным подбором угла сноса и скольжения.

При первом способе самолет летит без бокового смещения, однако курс отличается от посадочного на величину угла упреждения. По мере уменьшения скорости на предпосадочном снижении потребный угол упреждения растет. На выравнивании и выдерживании, когда скорость полета близка к посадочной, при боковом ветре 10-12 м/с угол упреждения составляет 8-10°. Такое положение самолета по отношению к оси ВПП в момент приземления фактически обуславливает посадку с юзом, если вовремя не развернуть самолет перед касанием по оси ВПП. Поэтому такой способ в чистом виде может использоваться при посадке с боковой составляющей ветра не более 8 м/с.

Второй способ обеспечивает полет самолета с посадочным курсом, но при этом необходимо накренить самолет в сторону ветра на угол γ для обеспечения равенства: $Y \sin \gamma = Z_{\beta} \cos \gamma$. При таком способе борьбы со сносом на посадке по мере уменьшения скорости потребный крен несколько увеличивается, при этом увеличивается потребное отклонение педали, противоположной крену. В процессе выдерживания и создания посадочного положения необходимо убрать крен, чтобы обеспечить одновременное касание ВПП основными колесами.

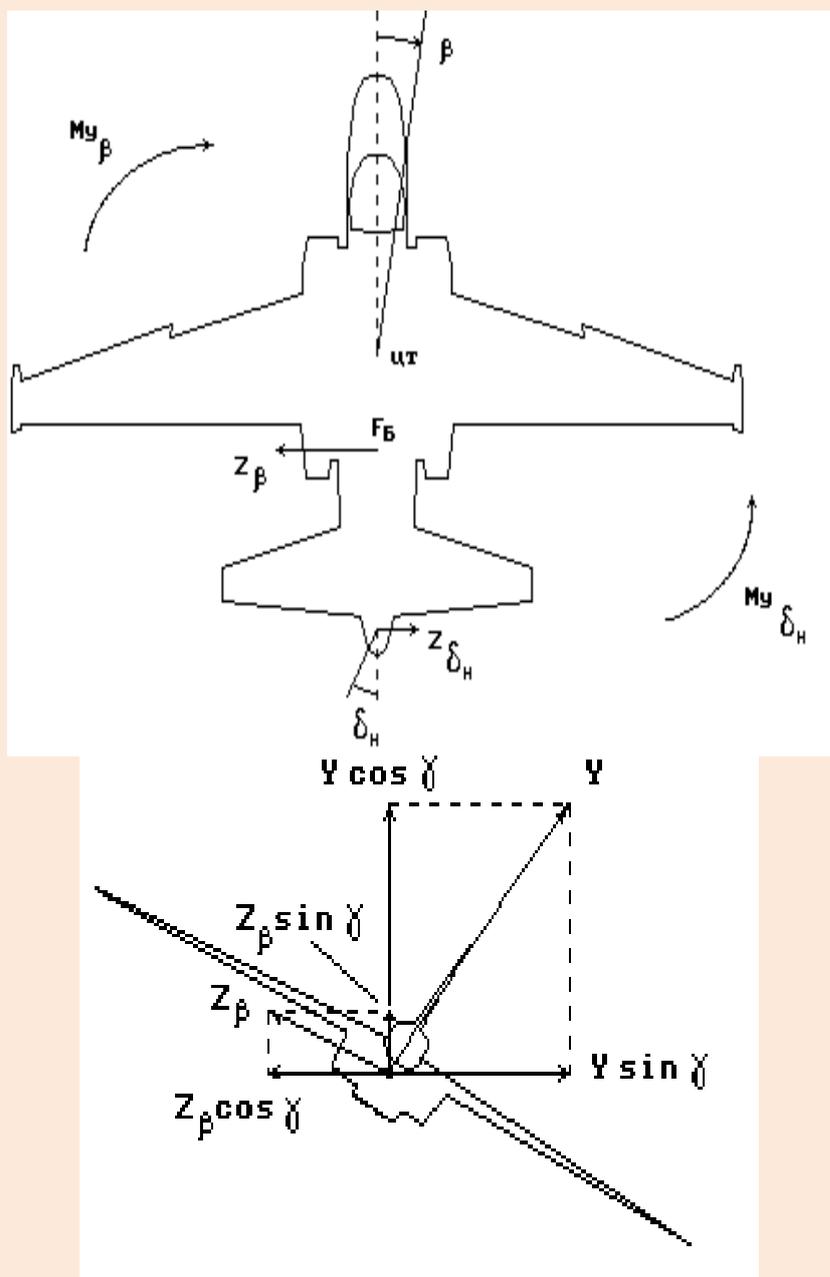


Рис. 6

Посадка этим способом предпочтительнее. Однако необходимо помнить, что опускать нос самолета сразу после посадки опасно, так как отклонена педаль и носовое колесо может быть повернуто не по оси ВПП.

Поэтому указанный способ может применяться при боковой составляющей ветра не более 8 м/с.

Третий способ посадки наиболее целесообразен для самолета, особенно когда боковая составляющая ветра близка к максимально допустимой. В этом случае на снижении требуется значительно меньшее усилие для выдерживания небольшого балансирующего крена и угла упреждения, педали находятся почти в нейтральном положении. К моменту касания ВПП основными колесами плавным отклонением педалей установить самолет по оси

ВПП, удерживая его от крена РУС, а при опускании носового колеса педали установить в положение, близкое к нейтральному. На пробеге с опущенным передним колесом тенденцию к развороту против ветра парировать с помощью управляемого переднего колеса и при необходимости с помощью основных тормозов.

Посадка и взлет “конвейером”. Уход на второй круг

Посадку и взлет “конвейером” разрешается выполнять на бетонированной ВПП.

На самолете без подвесок возможно выполнение 6 взлетов и посадок с продолжительностью полета по кругу не более 10 мин. При этом, при выполнении первой посадки остаток топлива не должен превышать 1950 кг. При последней посадке остаток топлива не должен быть менее 600 кг. Расход топлива при полете по кругу на самолете без подвесок составляет 30 кг/мин.

При посадке после касания основными колесами ВПП по мере уменьшения скорости плавно опустить переднее колесо. При опускании переднего колеса педали установить в нейтральное положение.

После опускания переднего колеса, выдерживая направление с помощью педалей, перевести РУД (не допуская несинхронного движения РУД левого и правого двигателей) в положение максимал и произвести взлет.

Необходимо учитывать, что взлет при малых остатках топлива скоротечен, поэтому особое внимание обращать на недопущение выхода за ограничения по скорости в ВПК.

Суммарная длина пробега за посадку-взлет конвейером не превышает 600м.

Уход на второй круг в ПК, МК и ВПК самолета возможен с любой высоты вплоть до касания ВПП, однако решение об уходе на второй круг необходимо принимать на высоте не менее 25-30 м.

Приняв решение об уходе на второй круг, необходимо увеличить обороты двигателей до максимальных и по мере увеличения скорости уменьшать угол снижения с таким расчетом, чтобы на скорости 280-300 км/ч, а на высоте полета не менее 100 м убрать механизацию крыла в два этапа, после чего повторить заход на посадку.

Приемистость двигателей от малого газа до оборотов 99% равна 5,5-7,5 с.

Особенности выполнения посадки в полетной и маневренной

конфигурации

Посадка самолета в ПК и МК выполняется, если отказала система выпуска механизации крыла в ВПК или стабилизатор не занял взлетно-посадочное положение.

При выполнении посадки необходимо учитывать более высокое качество и меньший коэффициент подъемной силы.

Скорость на предпосадочном снижении и посадочная скорость увеличиваются в ПК на 45 - 50 км/ч, а в МК на 10 - 15 км/ч.

Проход ДПРМ осуществляется на высоте 270 - 300 м, БПРМ 80 -90м.

Техника пилотирования на участках выравнивания, выдерживания и приземления требует от летчика повышенного внимания, движения рулями должны быть плавными. После приземления действия летчика такие же, как и при выполнении обычной посадки.

Особенности взлета и посадки с грунта

Полеты разрешается выполнять с аэродромов с длиной ГВПП не менее 1400 м при боковой составляющей скорости ветра не более 8 м/с с одиночными самолетами при следующих условиях:

- в летний, осенне-весенний периоды года, с сухой ГВПП при следующих прочностях грунта и соответствующих взлетных массах:

- 7-9 кг/см² - с массой не более 14700 кг;

- более 11 кг/см² - с массой не более 17000кг;

- в зимний период с замерзшей ГВПП, очищенной от снега или покрытой свежеснежившим снегом толщиной не более 15 см, со взлетной массой не более 17000 кг;

- максимальная посадочная масса при посадке на ГВПП - 11550 кг, предельно допустимая - 12200 кг.

Полеты с ГВПП разрешается выполнять только с симметричной подвеской.

В зависимости от состояния грунта (снежного покрова) руление производить на повышенных оборотах 60-80% (55-70%). На рулении не допускать отклонения педалей более чем на 1/2 хода из-за возможности юза. Для облегчения выполнения разворота рекомендуется увеличивать обороты внешнего или уменьшить обороты внутреннего двигателя до 5%. С целью сохранения поверхности грунта развороты на рулении производить с увеличенным радиусом, не допуская остановки самолета и полных нажатий на тормозные педали.

Самолет на максимальном режиме работы двигателей не удерживается на ГВПП с помощью тормозов - появляется юз с заторможенными колесами, сдвигающий верхний слой грунта. Поэтому на старте, не удерживая самолет

на тормозах, необходимо плавно увеличить обороты двигателей и начать разбег.

В первой половине разбега ручку управления самолетом удерживать в нейтральном положении, возникающие развороты и рыскания устранять своевременным дозированным отклонением педалей не более чем на 1/2 хода, учитывая запаздывание реакции самолета на управляющие воздействия, в зависимости от состояния поверхности ГВП.

Продольные колебания на разбеге, возникающие за счет неровностей и неоднородности грунта, уменьшается с ростом скорости. До подъема носового колеса продольные колебания самолета парировать не рекомендуется.

При достижении скорости 200 км/ч ручку управления самолетом взять на себя на 2/3-3/4 хода и удерживать в этом положении до отрыва самолета от ВПП. Самолет отрывается от ВПП сразу после отрыва носового колеса. Скорость отрыва самолета при взлете составляет 240-265 км/ч в зависимости от прочности грунта, толщины снежного покрова и взлетной массы. Чем меньше прочность грунта или чем больше толщина и плотность неукатанного снежного покрова, тем больше скорость отрыва переднего колеса, а значит, больше и скорость отрыва самолета.

Длина разбега по ГВП на 100-200 м больше по сравнению с длиной разбега по БВП.

Заход на посадку на ГВП выполняется также же, как на БВП.

При посадке во избежание удара передней опоры шасси посадочную скорость следует увеличить на 10-12 км/ч. Чем меньше прочность грунта и чем больше толщина и плотность неукатанного снежного покрова, тем энергичней опускается переднее колесо после приземления вследствие больших сил сопротивления.

После опускания переднего колеса выпустить тормозной парашют (на скорости не более 230 км/ч) и плавно начать торможение.

Для разгрузки передней опоры шасси ручку управления самолетом после опускания носового колеса рекомендуется удерживать в посадочном положении.

Выпуск тормозного парашюта уменьшает нагрузку на носовое колесо и предотвращает его зарывание при торможении.

Особенностью пробега самолета является интенсивное разрушение поверхности ГВП заторможенными колесами в конце пробега. Для предупреждения этого явления необходимо в конце пробега, сообразуясь с оставшейся частью ВПП, уменьшить давление в тормозах колес и, не допуская полной остановки самолета, срулить с ВПП.

Длина пробега по ГВП увеличивается примерно на 100-150 м по сравнению с БВП за счет менее интенсивного торможения.

Производить посадку с боекомплектом ВПУ запрещается.

В случае крайней необходимости разрешается посадка на ГВП с 1/2 боекомплекта, при этом посадочную скорость необходимо увеличить на 20 км/ч и принять во внимание возможность выкатывания самолета за ВПП.

Особенности выполнения взлета и посадки с отказавшим двигателем

Отказ одного двигателя на взлете

Признаки:

- внезапный и резкий разворот в сторону отказавшего двигателя;
- изменение звука работы силовой установки;
- резкое снижение оборотов и уменьшение скорости;
- резкое изменение температуры газов за турбиной.

Действия:

А) до отрыва самолета от ВПП:

- прекратить взлет;
- принять все меры для остановки самолета;
- при опасности столкновения с препятствиями или другой непосредственной угрозе жизни летчика при скорости более 100 км/ч катапультироваться, при скорости менее 100 км/ч сбросить фонарь, после выкатывания с ВПП убрать шасси и обесточить самолет.

Б) после отрыва самолета от ВПП:

- взлет продолжать, уменьшив угол набора и не допуская уменьшения скорости полета менее 280 км/ч (РУД отказавшего двигателя установить в положение СТОП);
- отклонением рулей парировать кренящий и разворачивающий моменты от работающего двигателя;
- в случае уменьшения скорости полета при одном работающем двигателе немедленно сбросить подвески;
- набрать высоту 1000 м;
- прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки;
- развороты в сторону отказавшего двигателя выполнять с креном не более 30°;
- установить режим полета, рекомендованный для запуска (высота не более 5000 м и в диапазоне приборных скоростей 350-600 км/ч), и произвести запуск двигателя;
- если запустить двигатель невозможно, то следовать на аэродром посадки и произвести посадку на одном работающем двигателе.

Полет с одним отказавшим двигателем не вызывает особых затруднений в технике пилотирования. Расход рулей для парирования появляющегося скольжения не превышает 1/2 хода ручки по крену и 1/2 хода педалей.

При отказе одного двигателя полет возможен на одном работающем двигателе в полетной и маневренной конфигурациях до высоты 3000 м на

скорости не более 600 км/ч, на высотах более 3000 м при числах М, равных или менее 0,6, но не менее скорости 350 км/ч.

Полет по кругу выполнять на скорости 400 км/ч, на посадочном курсе на удалении 8-6 км и скорости 350 км/ч выпустить шасси (при авторотирующем двигателе время выпуска несколько увеличивается, при неавторотирующем - выпустить шасси аварийно), после чего выпустить механизацию крыла (при неавторотирующем двигателе механизацию крыла не выпускать).

На глиссаде снижения скорость выдерживать на 15-20 км/ч больше, чем при заходе на посадку с двумя работающими двигателями.

При выдерживании на планировании скорости 300-320 км/ч обороты работающего двигателя составляют 85-87%.

Предпосадочное снижение выполняется с уменьшением скорости с таким расчетом, чтобы к началу выравнивания она составляла 270-260 км/ч.

На посадке и пробеге действия летчика не отличаются от нормальной посадки.

Отказ двух двигателей в полете

Признаки:

- резкое уменьшение скорости полета;
- изменение звука работы двигателей;
- падение температуры газов за турбинами;
- резкое снижение оборотов обоих двигателей.

Действия:

- установить РУД двигателей в положение СТОП;
- произвести запуск двигателей;
- если ни один из двигателей до высоты 1000 м не запустился, попытки запуска прекратить и при наличии благоприятных условий для посадки произвести посадку с выпущенными или убранными шасси;
- при невозможности выполнения такой посадки катапультироваться.

Приняв решение на выполнение посадки необходимо:

- доложить руководителю полетов о принятом решении;
- сбросить подвески в безопасном месте;
- установить скорость планирования 340-370 км/ч;
- отключить демпфер курса;
- выпустить шасси (при авторотирующих двигателях время выпуска увеличивается до 30 с);
- выпустить механизацию крыла в ВПК (время выпуска увеличивается до 20 с). В процессе выпуска шасси и механизации крыла из-за падения давления в гидросистемах усилия на ручке управления в поперечном канале возрастают;
- застопорить плечевые ремни;

- сбросить фонарь (на скорости более 270 км/ч);
- на высоте 100-150 м начать уменьшать угол планирования с таким расчетом, чтобы подвести самолет на высоту начала выравнивания (8-10 м) на скорости 260-280 км/ч, после чего выравнивание и посадку выполнять также, как и при работающих двигателях;
- после приземления выпустить тормозной парашют и затем обесточить самолет. На пробеге пользоваться аварийным торможением.

Глава 8

Характеристики дальности и продолжительности полета

Введение

Дальность и продолжительность полета являются одними из важнейших летно-технических характеристик боевого самолета. Поражение наземной цели на заданном удалении от аэродрома базирования, ведение воздушной разведки, перегон самолета к новому месту базирования и другие задачи невозможно выполнить без знания характеристик дальности и продолжительности полета. Эти характеристики для различных этапов полета сведены в “Руководстве по расчету дальности и продолжительности полета” данного типа самолета в виде графиков, таблиц и номограмм. Правильное и умелое использование “Руководства” требует от летчика хороших знаний аэродинамических характеристик самолета, характеристик двигателя, их зависимость от различных эксплуатационных факторов.

Часовой и километровый расходы топлива. Режимы максимальной дальности и продолжительности полета

Часовым расходом топлива $Q_{ч}$ называется количество топлива, расходуемое за один час полета на заданных скорости и высоте, режиме работы двигателя.

$$Q_{ч} = C_{уд} \cdot R_{п} \text{ [кг/ч]},$$

где $C_{уд}$ - удельный расход топлива [кг топл/кг тяги · час].

В установившемся горизонтальном полете $R_{п} = X_{гп}$.

$$Q_{ч} = C_{уд} \cdot X_{гп} \quad \text{или} \quad Q_{ч} = C_{уд} \cdot G/K.$$

Если считать, что $C_{уд}$ не зависит от скорости полета, то минимальный часовой расход получается на наивыгоднейшей скорости, где аэродинамическое качество максимальное.

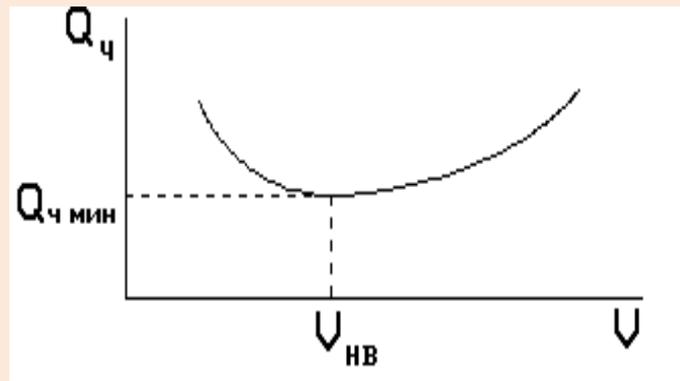


Рис. 1

Километровым расходом топлива q_k называется количество топлива, расходуемого на один километр пути при заданных скорости и высоте полета, режиме работы двигателя.

$$q_k = \frac{Q_{\text{ч}}}{V} = \text{Суд} \frac{X_{\text{гп}}}{V} = \text{Суд} \frac{G}{K V} \quad [\text{кг/км}]$$

Минимальный километровый расход топлива в установившемся горизонтальном полете будет на такой скорости, при которой отношение $X_{\text{гп}}/V$ минимальное. Чтобы найти эту скорость, надо провести касательную к кривой потребной тяги из начала координат.

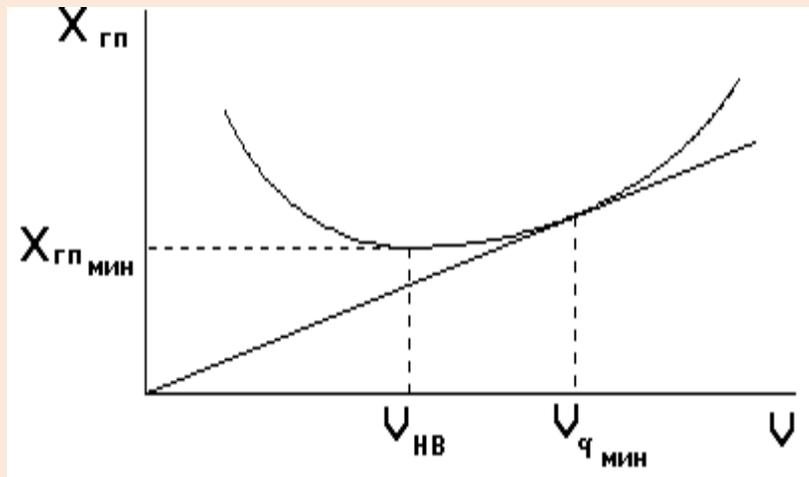


Рис. 2

Зависимость километрового расхода топлива от скорости полета на заданной высоте показана на рисунке 3.

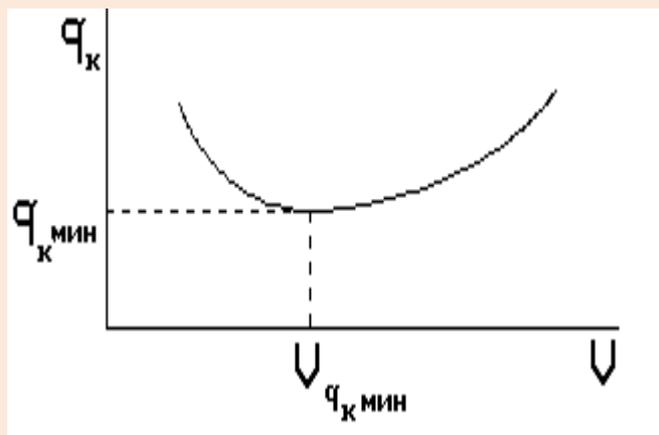


Рис. 3

Рассмотрим влияние высоты полета на часовой и километровой расходы топлива.

С увеличением высоты до 11 км Суд уменьшается из-за уменьшения температуры воздуха.

Кроме того, при увеличении высоты необходимо увеличивать обороты, то есть, уменьшать степень дросселирования двигателя. При уменьшении степени дросселирования Суд сначала уменьшается, а затем увеличивается.

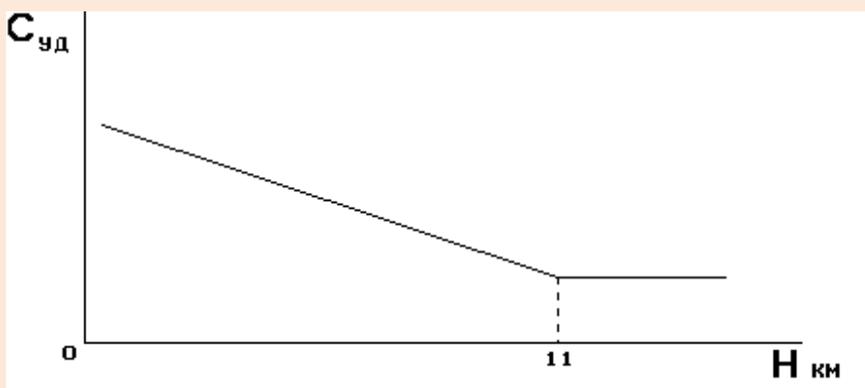


Рис.4

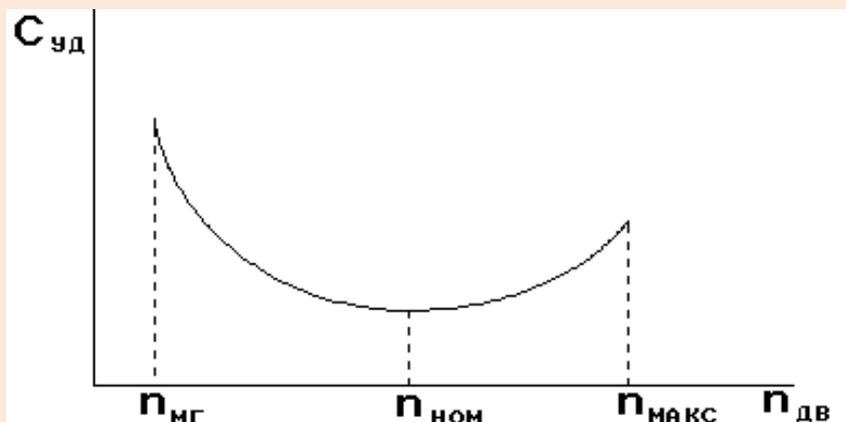


Рис. 5

В результате с увеличением высоты часовой и километровой расходы топлива уменьшаются. При этом километровой расход уменьшается интенсивнее, чем часовой, так как при постоянной приборной скорости увеличивается истинная, следовательно, уменьшается отношение $X_{гп}/V$. На высотах, где потребные обороты более номинальных,

часовой и километровой расходы топлива увеличиваются при увеличении высоты полета.

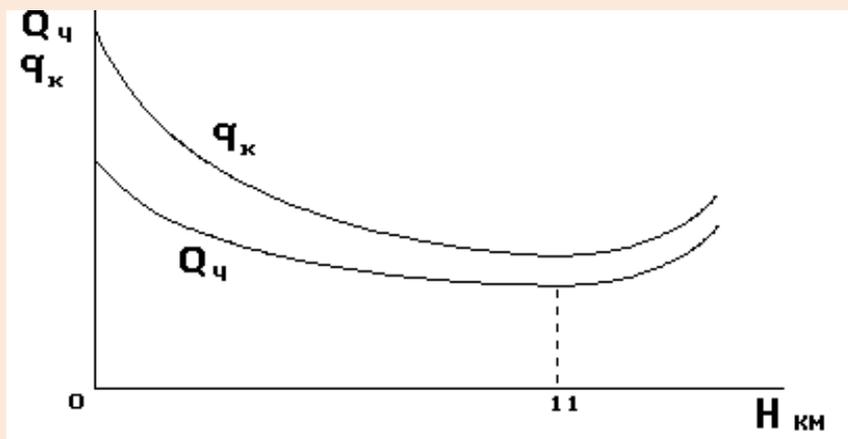


Рис. 6

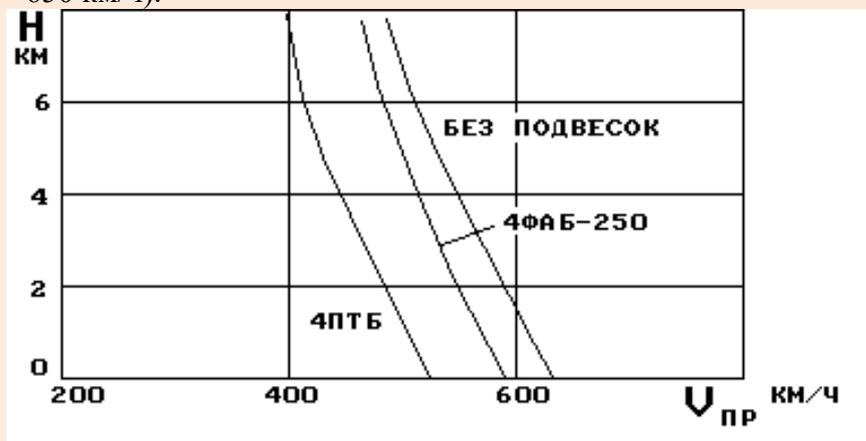
Максимальная дальность и продолжительность полета будет зависеть от запаса топлива на самолете и значений минимальных километровой и часовой расходов топлива.

$$L_{\text{макс}} = \frac{G_{\text{т гп}}}{q_{\text{к мин}}} \quad t_{\text{макс}} = \frac{G_{\text{т гп}}}{Q_{\text{ч мин}}}$$

Режим максимальной продолжительности полета соответствует приборной скорости 390 км/ч в ПК на высоте практического потолка для всех вариантов подвесок.

На практике скорость режима максимальной продолжительности увеличивают на 20-30 км/ч для обеспечения запаса по скорости до области вторых режимов.

Режим максимальной дальности соответствует полету на практическом потолке, а приборная скорость минимального километровой расхода с увеличением высоты уменьшается. При полете без подвесок режим максимальной дальности на высоте 200 м соответствует $V_{\text{пр}} = 620$ км/ч (истинная скорость 625 км/ч), а на высоте 7000 м $V_{\text{пр}} = 460$ км/ч ($V = 650$ км/ч).



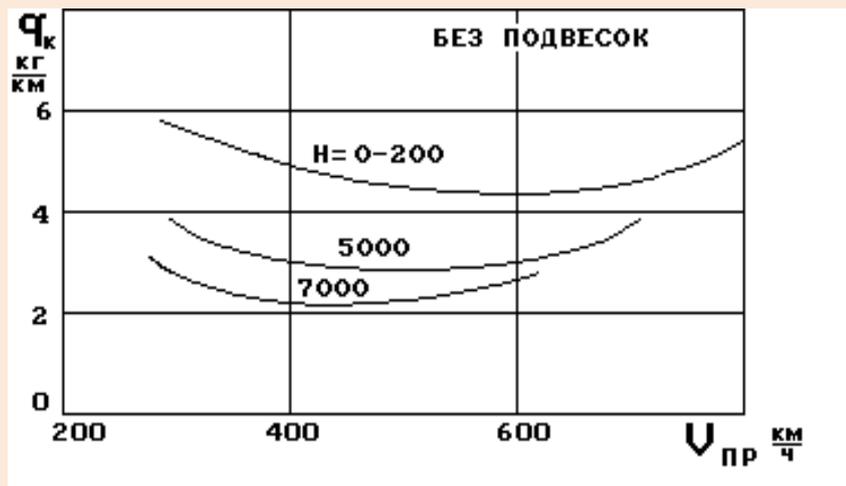


Рис. 7

Максимальные перегоночные дальности горизонтального полета на высоте 7000 м самолета с двумя ракетами Р-60 соответствуют:

- без ПТБ $L = 975$ км, $t = 100$ мин,
- 4 ПТБ-800 $L = 1490$ км, $t = 170$ мин.

На часовой и километровой расходы топлива оказывают влияние:

- температура наружного воздуха,
- масса самолета,
- наличие подвесок,
- конфигурация самолета,
- наличие ветра.

Влияние эксплуатационных факторов на характеристики дальности и продолжительности полета

А. Влияние температуры

При полете по маршруту летчик выдерживает заданный режим по приборным значениям скорости и высоты. Оценим влияние отклонения температуры от стандартной для условий постоянного скоростного напора (приборной скорости) и давления (высоты по высотомеру). Заметим, что при указанных условиях будет соблюдаться и постоянство числа M . (Если $q = 0.7$ р $M^2 S = \text{const}$, то при $p = \text{const}$ также будет и $M = \text{const}$).

Из курса теории авиационных двигателей известно, что с ростом температуры воздуха при неизменных оборотах удельный расход топлива возрастает

$$C_{уд} = C_{уд} c \sqrt{T/T_c}$$

Кроме того, при $M = \text{const}$ увеличение температуры приводит к увеличению истинной скорости ($V = M a$), что также ведет к росту удельного расхода топлива.

Следовательно, при увеличении температуры наружного воздуха часовой расход увеличивается по закону

$$Q_{ч} = Q_{ч} c \sqrt{T/T_c}$$

Километровый расход топлива от температуры практически не зависит ($a = 20\sqrt{T}$)

$$q_k = \frac{Q_{ч}}{V} = \frac{Q_{ч} c \sqrt{T/T_c}}{M a c \sqrt{T/T_c}} = \frac{Q_{ч} c}{M a c} = \text{const}$$

При изменении температуры на 5° часовой расход топлива и продолжительность полета изменяются на 1%.

Б. Влияние массы самолета

С увеличением массы самолета увеличиваются часовой и километровый расходы топлива, причем, чем больше высота полета, тем значительнее это влияние.

В “Руководстве по расчету дальности и продолжительности полета” самолета приводятся номограммы для определения километрового расхода топлива для $G = 12500$ кг (q_0). В случае, если фактический вес самолета отличается от указанного, определяется коэффициент μ и соответствующий километровый расход $q_k = \mu q_0$.

В. Наличие подвесок

Наличие подвесок на самолете приводит к увеличению его массы и аэродинамического сопротивления. В результате этого часовой и километровый расходы топлива увеличиваются.

Для учета изменения аэродинамического сопротивления самолета в зависимости от варианта подвесок вводится так называемый показатель лобового сопротивления (ПЛС), значения которого приведены в “Руководстве по расчету дальности и продолжительности полета”.

Суммарное значение ПЛС определяется следующим образом:

$$\text{ПЛС} = \text{ПЛС}_{\text{сн}} + \text{ПЛС}_{\text{вп}}, \text{ где:}$$

$$\text{ПЛС}_{\text{сн}} = 78,$$

$\text{ПЛС}_{\text{вн}}$ - показатель лобового сопротивления внешних подвесок.

Наиболее сильное влияние на часовой и километровый расходы топлива оказывают такие варианты подвесок, как 32 ОФАБ-100, показатель лобового сопротивления которого равен 210.

Если при полете без подвесок на высоте 200м $q_k = 4.27$ кг/км, то при подвеске такого варианта $q_k = 6.4$ кг/км.

Подвеска 8 ФАБ-500 приводит к увеличению q_k до 5.5 кг/км. Хотя при этом увеличение веса самолета больше, ПЛС для этого варианта меньше (138), поэтому и километровый расход увеличен в меньшей степени.

Г. Влияние ветра

Ветер не влияет на аэродинамические характеристики самолета и высотно-скоростные характеристики двигателя, поэтому часовой расход топлива от ветра не зависит.

Киловметровый расход топлива зависит от путевой скорости, то есть от величины и направления ветра.

$$q_k = \frac{Q_{\text{ч}}}{V \pm u} \quad \begin{array}{l} + \text{ (при попутном ветре)} \\ - \text{ (при встречном ветре)} \end{array}$$

Порядок расчета практической дальности и продолжительности полета указан в “Руководстве”.

Глава 9

Выполнение группового полета и его характеристики

Введение

В основном боевые действия штурмовой авиации носят характер групповых полетов. Поэтому одним из основных видов боевой подготовки летного состава является отработка групповой слетанности.

Основой успешного выполнения полета в боевом порядке или в строю является умение летать в паре.

Наиболее характерными особенностями группового полета являются:

- близость самолета ведущего психологически воздействует на поведение летчика, ограничивая объем его внимания;
- ведомый летчик действует в соответствии с эволюциями и по командам ведущего;
- непрерывные колебания параметров строя вынуждают летчика ведомого самолета в течении всего полета то увеличивать, то уменьшать скорость, регулировать величину дистанции, интервалы и принижения (превышения), это вызывает большое напряжение физических и моральных сил и ведет к быстрому утомлению летчика.

Параметры строя и их выдерживание при пилотировании

Групповой полет - совместный полет двух и более самолетов в общем боевом порядке под управлением одного командира.

Взаимное расположение самолетов в группе определяется заданными параметрами:

Д - дистанция

И - интервал

h - принижение (превышение)

L - дальность

УВ - угол визирования

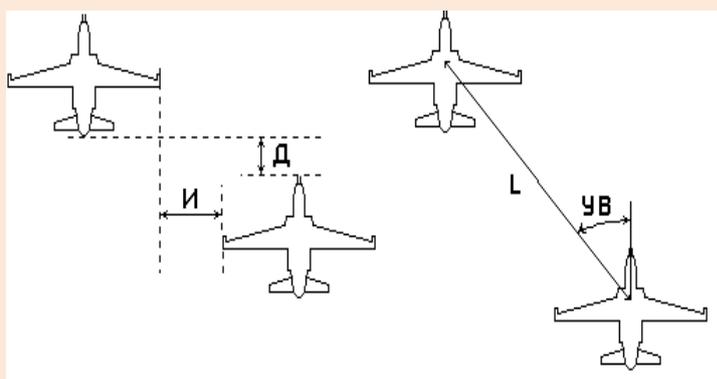


Рис. 1

Выбор боевого порядка (строя) производится командиром в зависимости от характера выполняемой задачи и условий полета.

Боевые порядки в зависимости от дистанций, интервалов и превышений (принижений) между самолетами могут быть сомкнутые, разомкнутые и рассредоточенные.

Сомкнутый боевой порядок - расположение самолетов в паре (звене) на дальностях, интервалах, превышениях (принижениях), при которых ведомые повторяют маневр ведущего без изменения своего места в группе. При этом обеспечиваются огневое взаимодействие и выполнение атак с индивидуальным прицеливанием каждого летчика.

В разомкнутом боевом порядке самолеты следуют относительно друг друга на увеличенных дистанциях в пределах визуальной видимости.

В рассредоточенном боевом порядке самолеты, пары, звенья следуют относительно друг друга вне визуальной видимости. Их взаимное положение определяется установленным порядком выполнения полета.

Полет в рассредоточенном боевом порядке позволяет выполнять боевые задачи ночью, в сумерках и в сложных метеорологических условиях.

При первоначальном обучении групповой слетанности на средних и малых высотах рекомендуется выполнять полеты в боевом порядке “пеленг самолетов”, где дальность между самолетами 75 м, угол визирования 30°, принижение 5 - 10 м (превышение при полетах на малой высоте). В дальнейшем при отработке маневрирования и боевого применения рекомендуется выдерживать в паре боевой порядок “пеленг самолетов” - дальность 150 - 200 м, угол визирования 30°, принижение 20 - 25 м (превышение 5 - 10 м), а затем “фронт самолетов” - дальность 75 - 100 м, угол визирования 75 - 80°, принижение (превышение) 10 - 15 м.

Выполнение группового полета на самолете не имеет принципиальных отличий от выполнения его на других типах самолетов. Однако в отличие от других типов самолетов при выполнении группового полета необходимо учитывать ряд особенностей:

- достаточно высокую тяговооруженность;
- большое время приемистости в диапазоне оборотов двигателей от малого газа до оборотов 80%;
- возможность появления разницы в оборотах правого и левого двигателей при управлении двигателями с помощью двух РУД.

В то же время самолет имеет улучшенные условия обзора из кабины, что облегчает выдерживание ведомым боевого порядка при выполнении энергичных маневров.

Для выдерживания своего места в боевом порядке ведомый летчик должен уметь с достаточной точностью определять угол визирования и дальность до самолета ведущего и своевременно исправлять отклонения от заданных параметров.

Дальность определяется глазомерно, по видимому размеру самолета ведущего и восприятию характерных элементов конструкции. Так, например, на дальности 200 м хорошо различимы руль направления, балочные держатели, на дальности 100 м - переплет фонаря кабины, трубка ПВД, сопло двигателя.

Заданный угол визирования определяется запоминанием положения линии визирования, проходящей через характерные элементы конструкции самолета.

Величина превышения (принижения) определяется по положению самолета ведущего относительно горизонта, а также по положению проекции самолета ведущего на остеклении фонаря кабины.

При полете на постоянной скорости и заданной высоте ведущий не изменяет режима работы двигателей (или изменяет в небольших пределах, для сохранения заданного режима полета). Ведомый, наблюдая за самолетом ведущего, выдерживает заданные угол визирования и дальность до самолета ведущего и при их изменении незначительным увеличением (уменьшением) оборотов двигателя, кратковременным выпуском тормозных щитков и координированным созданием кренов до 5- 10° восстанавливает заданный боевой порядок.

При этом точность выдерживания заданных параметров боевого порядка во многом зависит от того, как быстро ведомый заметил их изменение и на сколько своевременно он реагирует на эти изменения.

При полете на переменных скоростях маневрирование скоростью ведущий производит за счет увеличения или уменьшения оборотов двигателя. Ведомый, заметив изменение дистанции, плавно перемещает РУД и при подходе к заданной дальности устанавливает режим работы двигателей с таким расчетом, чтобы к моменту восстановления дистанции до заданной уравнивать скорость полета своего самолета со скоростью самолета ведущего.

При значительном отставании от ведущего ведомому для восстановления боевого порядка не следует поспешно и резко увеличивать обороты двигателей до положения "Максимальный", так как это приводит к чрезмерному увеличению скорости и, как правило, к обгону ведущего. При энергичном сближении необходимо выпустить тормозные щитки и уменьшить обороты двигателей.

Если ведомый начал обгонять ведущего, он должен немедленно доложить ему об этом, с одновременным увеличением интервала уменьшить обороты двигателей и выпустить тормозные щитки. После отставания от ведущего произвести пристраивание установленным порядком.

Особенности выполнения взлета по одному и в паре.

Пристраивание и перестроение

Взлет

В начале обучения групповым полетам, а также в усложненных условиях (узкая или скользкая ВПП и т.п.) взлет группы выполняется по одному.

Расстановка самолетов на ВПП при взлете по одному должна быть такой же, как при взлете парой.

При взлете по одному действия ведущего и ведомого не отличаются от взлета одиночного самолета. Ведомый летчик с началом разбега самолета ведущего включает секундомер и по истечении заданного временного интервала и по команде руководителя полетов отпускает тормоза и начинает взлет. При первоначальном обучении групповой слетанности ведомому начинать взлет не ранее отрыва самолета ведущего.

Пристраивание

После взлета ведущему выполнять полет на скорости 500 км/ч до пристраивания самолета ведомого. Пристраивание к ведущему производить на прямой при полете от второго к третьему развороту или после выхода из круга при полете в зону групповых полетов. После выхода на прямую пристраивание производится с разрешения ведущего.

Ведомый устанавливает режим работы двигателей, обеспечивающий превышение скорости на 100 - 150 км/ч, и продолжает сближение до дальности 300 - 500 м, имея принижение (превышение) и интервал относительно самолета ведущего. С дальности 300 - 500 м в зависимости от скорости сближения ведомый уменьшением оборотов двигателей и выпуском тормозных щитков уменьшает скорость сближения с таким расчетом, чтобы на дальности 150 м она была равна нулю. Заняв заданную дальность при угле визирования в пределах 40 - 45° и с принижением 20 - 25 м, ведомый координированным созданием крена до 5 - 10 ° устанавливает заданный угол визирования.

После занятия своего места в боевом порядке ведомый докладывает об этом ведущему. В процессе пристраивания ведущий, используя перископ и зеркала боевого обзора, следит за действиями ведомого и при необходимости по радио корректирует его действия при выполнении пристраивания.

Взлет в паре

Взлет в паре производится в правом или левом пеленге (в зависимости от направления ветра) на дистанции 30 - 40 м и интервале 20 - 30 м. При взлете в паре с узкой ВПП интервал уточняется командиром (но не менее 10 м). Получив разрешение на взлет, ведущий подает команду ведомому на

увеличение оборотов. По этой команде ведущий и ведомый увеличивают обороты до 65 - 70%. Подав команду на начало взлета, ведущий отпускает тормоза и с началом движения самолета переводит РУД с темпом 2 - 3 с в положение "Максимал".

После трагивания самолета ведущего, ведомый также растормаживает колеса и увеличивает обороты до максимальных с темпом, обеспечивающим сохранение заданной дистанции до самолета ведущего.

Направление взлета и заданный интервал выдерживаются с помощью МРК, а после поднятия переднего колеса - рулем направления. Подъем переднего колеса ведомый выполняет по самолету ведущего.

Отделение самолетов от ВПП происходит независимо друг от друга по достижении ими скорости отрыва. Уборку шасси ведущему производить несколько выше, чем обычно, на высоте 20 - 25м для обеспечения безопасной высоты уборки шасси ведомому. После отрыва на высоте 10 - 15 м ведомый самостоятельно убирает шасси, а при достижении установленной скорости - механизацию крыла в два этапа.

Если на разбеге или после отрыва ведомый обгоняет ведущего, он обязан доложить ему об этом и, не изменяя положения РУД, продолжать взлет самостоятельно, сохраняя направление.

Ведущий, получив доклад, держит в поле зрения самолет ведомого и после набора высоты круга выходит вперед, предупредив об этом ведомого, после чего ведомый выполняет пристраивание.

Перестроение

Выполнение перестроений, связанных с изменением угла визирования и дальности, производится изменением режима работы двигателей и созданием кренов до 5 - 10° для изменения интервалов.

Перестроение, связанное с изменением ведомым своего места относительно самолета ведущего (смена пеленга), производится в следующем порядке:

- ведущий по радио или эволюцией самолета подает команду на перестроение и продолжает полет по прямой на установившемся режиме;

- ведомый летчик уменьшением оборотов двигателей (кратковременным выпуском тормозных щитков) увеличивает дальность до 150 - 200м и принижение до 20 - 25м (при полете на малых высотах превышение 10 - 15м), а затем, создав крен 15 - 20°, переходит на другую сторону. Переход закончить в момент достижения угла визирования 30°, при этом боковое движение самолета устраняется созданием обратного крена 20 - 30°.

В процессе перестроения ведомый не должен терять из виду самолет ведущего, проекция которого перемещается по неподвижной части остекления фонаря кабины. После перестроения установить заданный боевой порядок и доложить ведущему.

Оглавление

1. Аэродинамическая компоновка и аэродинамические характеристики боевого самолета	3
Аэродинамическая компоновка боевого самолета и ее обоснование	3
Аэродинамические характеристики самолета	10
2. Диапазон скоростей и высот полета, углов атаки и перегрузок	14
Кривые Н.Е. Жуковского и их анализ	14
Характерные скорости горизонтального полета, их зависимость от эксплуатационных факторов	16
Диапазон высот и скоростей полета, физическая сущность его ограничений	17
Располагаемая нормальная перегрузка, ее зависимость от режима полета. Эксплуатационные ограничения нормальной перегрузки	19
Предельная по тяге нормальная перегрузка, ее зависимость от различных факторов	22
Располагаемая тангенциальная перегрузка, ее зависимость от режима полета	23
3. Характеристики устойчивости и управляемости боевого самолета	25
Статическая устойчивость самолета по перегрузке	25
Статистическая устойчивость самолета по скорости	27
Динамические свойства самолета в продольном движении	30
Характеристики продольной управляемости самолета	32
Путевая статическая устойчивость самолета	34
Поперечная статическая устойчивость самолета	36
Динамические свойства самолета в боковом движении	38
Боковая управляемость самолета	40
Реакция самолета по крену на отклонение руля направления	43
4. Критические режимы полета	44
Особенности полета на больших углах атаки. Сваливание самолета	44
Штопор самолета. Действия летчика при выводе из штопора	46
5. Выполнение прямолинейных полетов и их характеристики	48
Характеристики разгона и торможения самолета, их зависимость от различных факторов	48

Области первых и вторых режимов полета, особенности пилотирования в области вторых режимов	51
Характеристики набора высоты, их зависимость от различных факторов	54
Характеристики снижения, их зависимость от различных факторов	56
6. Выполнение криволинейных маневров и их характеристики	59
Виращ и его характеристики	59
Выполнение виража, характерные ошибки, отклонения и их исправление	64
Пикирование и его характеристики	65
Техника выполнения пикирования	67
Горка и ее характеристики	68
Техника выполнения горки	70
Переворот, его характеристики, область его выполнения	71
Выполнение переворота, характерные ошибки, отклонения и их исправление	74
Петля Нестерова, ее характеристики, область выполнения	75
Выполнение петли Нестерова, характерные ошибки, отклонения и их исправление	78
Полупетля и ее характеристики, область выполнимости полупетли	79
Выполнение полупетли, характерные ошибки, отклонения и их исправление	80
Бочка и ее характеристики	81
Выполнение бочки, характерные ошибки, отклонения и их исправление	83
Спираль и ее характеристики	84
Выполнение спирали, характерные ошибки, отклонения и их исправление	86
Боевой разворот и его характеристики	87
Выполнение боевого разворота, характерные ошибки, отклонения и их исправление	88
7. Выполнение взлета, полета по кругу, посадки и их характеристики	90
Взлет и его характеристики, их зависимость от эксплуатационных факторов	90
Обоснование техники выполнения взлета. Характерные отклонения, ошибки летчика, исправление отклонений	92
Характерные отклонения, ошибки летчика, исправление отклонений	94

Построение маршрута и обоснование техники выполнения полета по кругу	95
Посадка самолета и ее характеристики	96
Обоснование техники выполнения предпосадочного снижения и посадки	98
Характерные отклонения, ошибки летчика, исправление отклонений	99
Особенности взлета и посадки с боковым ветром	100
Посадка и взлет “конвейером”. Уход на второй круг	103
Особенности выполнения посадки в полетной и маневренной конфигурации	104
Особенности взлета и посадки с грунта	104
Особенности выполнения взлета и посадки с отказавшим двигателем	106
8. Характеристики дальности и продолжительности полета	109
Часовой и километровый расходы топлива. Режимы максимальной дальности и продолжительности полета	109
Влияние эксплуатационных факторов на характеристики дальности и продолжительности полета	113
9. Выполнение группового полета и его характеристики	116
Параметры строя и их выдерживание при пилотировании	116
Особенности выполнения взлета по одному и в паре.	
Пристраивание и перестроение	119