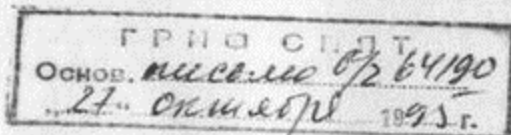


533.6
П692

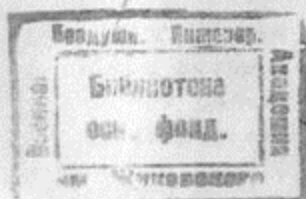
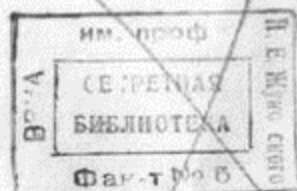
~~Экз. №~~

~~40~~



ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА МИГ-29

Учебное пособие



642304

В книге пронумеровано 316 стр.

Изд. № 11/029831p-P87 "А, Б"

з/и

533.652/075/+624.735.33.045.3/075

В книге приняты следующие сокращения и основные обозначения:

a	- скорость звука;
b_A	- средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла;
$b_{ст}$	- САХ стабилизатора;
$b'_э, b'_н$	- хорды элеронов и рулей направления до оси вращения;
b	- хорда лопатки;
c	- скорость потока;
C_p	- условная теплоемкость продуктов сгорания, ккал/кг-градус
C_x	- коэффициент лобового сопротивления
C_{x_0}	- коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе;
C_{x_1}	- коэффициент индуктивного сопротивления;
C_y^1	- коэффициент подъемной силы;
$C_{y бал}$	- коэффициент подъемной силы сбалансированного самолета
C_{y_0}	- коэффициент подъемной силы при нулевом угле атаки;
C_y^α, C_y^ϕ	- производные коэффициента подъемной силы по углу атаки и отклонению стабилизатора;
$C_{уд}$	- удельный расход топлива;
$F_{кр}$	- площадь критического сечения сопла;
G_t	- подача топлива в основную камеру сгорания;
G_v	- расход воздуха через двигатель;
$G_{т.ч}$	- часовой расход топлива;
$G_{т.ф}$	- подача форсажного топлива;
$F_{б.л}$	- боковая сила трения левого колеса;
$F_{тр}$	- сила трения колес;
g	- ускорение земного притяжения;
G	- сила тяжести;

Н	- высота полета;
i	- средний уклон ВПП, радиан;
j_x	- продольное ускорение;
К	- аэродинамическое качество;
МГ	- "Малый газ";
МФ	- "Минимальный форсаж";
ПФ	- "Полный форсаж";
М	- "Максималь"
M_{ϕ}	- фактическое (истинное) число М полета
K_p, K_{ϕ}	- передаточные отношения от ручки управления к загрузочному механизму, к стабилизатору;
ΔK_u	- запас устойчивости компрессора;
$\Delta K_{у_{вд}}, \Delta K_{у_{нд}}$	- запас устойчивости РВД, РНД;
$L_{кл}$	- текущий ход штока управляющего гидроцилиндра;
$L_{кл. вып}$	- ход штока, соответствующий полностью выпущенному положению клиньев;
$\overline{L}_{кл} = \frac{L_{кл}}{L_{кл. вып}}$	- относительный ход штока управляющего цилиндра;
ℓ	- размах крыла;
L	- дальность полета, путь;
m	- масса самолета;
$m = \frac{G_{В II}}{G_{В I}}$	- степень двухконтурности двигателя;
M	- число М полета;
$m_{т. зем}$	- расходующая масса топлива при работе двигателей на земле;
$m_{т. взл}$	- расходующая масса топлива при взлете;
$m_{т. г. тех}$	- гарантийный технический (7 %-ный) запас топлива;
$m_{т. раз}$	- расходующая масса топлива при разгоне до скорости набора высоты;
$m_{т. наб}$	- расходующая масса топлива на набор заданной высоты;
$m_{т. сн}$	- расходующая масса топлива при снижении;
$m_{т. кр}$	- расходующая масса топлива при полете по кругу и посадке;
$m_{т. зап}$	- навигационный или какой-либо другой запас топлива;
Δm_t	- расход топлива за время выполнения фигуры;
M_x, M_y, M_z	- проекции на оси самолета полного аэродинамического момента;

m_x, m_y, m_z $m_x^\phi, m_x^\delta, m_y^\delta, m_z^\phi$ $M_{y\text{тр}}$ $M_{ш}$ $M_{y\text{фл}}$ $m_{ш}^\phi, m_{ш}^\delta, m_{ш}^\delta$ N n_x, n_y, n_z $n_{нд}, n_{нд\text{пр}}$ $n_{вд}, n_{вд\text{пр}}$ p_N^π p_B^π p_K^π $p_{см}$ p p_N p_o q Q $q, \bar{q}$ q_W S $S_{ст}$ S'_z, S'_N

$$S = \frac{n_{вд}}{n_{нд}}$$

 T_N^π T_g^π T_t^π

- безразмерные коэффициенты моментов крена, рыскания, тангажа;
- коэффициенты эффективности "ножниц" стабилизатора, элеронов, рулей направления, стабилизатора;
- момент трения;
- шарнирный момент рулевой поверхности;
- момент флюгерный;
- коэффициенты шарнирных моментов стабилизатора, элеронов, рулей направления;
- сила нормальной реакции земли;
- продольная, нормальная и боковая перегрузки;
- физическая и приведенная частоты вращения РНД;
- физическая и приведенная частоты вращения РВД;
- полное давление воздуха в невозмущенном потоке;
- полное давление воздуха на выходе из воздухозаборника (перед компрессором);
- давление воздуха за компрессором;
- давление за камерой смешения;
- тяга силовой установки;
- атмосферное давление, соответствующее барометрической высоте, неравной нулю;
- атмосферное давление в стандартных условиях на уровне моря;
- скоростной напор воздушного потока, кгс/м²;
- часовой расход топлива;
- километровый (кг/км) и относительный (кг/км · кг) километровый расходы топлива;
- километровый расход топлива с учетом ветра;
- площадь крыла;
- площадь стабилизатора;
- площади элеронов и рулей направления до оси вращения;
- скольжение роторов;
- температура воздуха на входе в двигатель;
- температура газов перед турбиной;
- температура газов за турбиной;

$T_{\text{ф}}$
 T
 $T_{\text{н}}, T_{\text{н}}^*$

V

$$V_A = \frac{V}{\sqrt{\lambda}}$$

$V_{\text{нр}}$
 $v_{\text{в}}$

$v_{\text{вы}}$
 $V_y, (V_y^*)$

W

$$W_T$$

$$W = \epsilon + \Delta \bar{\sigma}_0$$

X
 X_0

X_1
 $X_{\text{пар}}$
 $\bar{x}_T$

Y

Z

Z

α

$\alpha_{\text{доп}}$

$\alpha_{\text{сос}}$

$\alpha_{\text{НА}}$

α_{Σ}

$\dot{\alpha}$

β

γ

ϵ

δ_a, δ_n

- температура газов в форсажной камере;
- время;
- абсолютная температура воздуха и абсолютная температура заторможенного потока;
- истинная скорость полета;
- индикаторная скорость полета;
- приборная скорость полета;
- ввод в фигуру;
- вывод из фигуры;
- вертикальная скорость набора (установившегося);
- путевая составляющая скорости ветра ("+" - попутного, "-" - встречного);
- объемный запас топлива;
- неоднородность потока в выходном сечении воздухозаборника;
- лобовое сопротивление;
- лобовое сопротивление при нулевой подъемной силе;
- индуктивное сопротивление;
- сопротивление тормозного парашюта;
- центровка самолета, % САХ.
- подъемная сила;
- боковая аэродинамическая сила (кгс);
- боковое отклонение самолета (м);
- угол атаки;
- допустимый угол атаки;
- угол атаки при пилотировании по границе срабатывания системы СОС-3;
- угол установки лопаток направляющих аппаратов;
- суммарный коэффициент избытка воздуха в форсажной камере;
- темп изменения угла атаки;
- угол скольжения;
- угол крена;
- относительная амплитуда пульсаций давления, %;
- углы отклонения элеронов и рулей направления;

δ_z	- угол отклонения закрылков;
$\delta_{\text{нос}}$	- угол отклонения носков крыла;
θ	- угол наклона траектории полета к горизонту;
ρ	- плотность воздуха;
ρ_T	- плотность топлива;
φ	- угол отклонения стабилизатора в продольном канале;
φ_z	- угол отклонения стабилизатора в режиме "ножниц";
ψ	- угол наклона плоскости траектории к горизонту;
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	- угловые скорости крена, рыскания и тангажа;
$\Delta \bar{\sigma}_0$	- относительная величина окружной неравномерности полного давления, %;
μ	- коэффициент динамической вязкости газа;
$\pi_K = \frac{p_K}{p_B}$	- степень повышения давления воздуха в компрессоре;
π_T	- степень расширения газов в турбине;
$\pi_C = \frac{p_{\Phi}}{p_H}$	- степень расширения газов в выходном сопле;
$\pi_{\text{вх}} = \frac{p_{\text{в}}}{p_H}$	- степень повышения давления воздуха в воздухозаборнике;
$\pi_{\Sigma}^* = \pi_{\text{вх}} \cdot \pi_K$	- суммарная степень повышения давления воздуха во входном устройстве и компрессоре двигателя;
ρ	- плотность газа;
$\sigma_{\text{вх}} = \frac{p_{\text{в}}}{p_H}$	- коэффициент сохранения полного давления;
$\Delta = \frac{T_{\Gamma}}{T_H}$	- степень подогрева воздуха в двигателе;
$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$	- отношение плотности воздуха на высоте H_p к плотности воздуха в стандартных условиях на уровне моря.

1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

Легкий фронтовой истребитель МИГ-29 предназначен для уничтожения авиации противника в воздушных боях при завоевании и удержании превосходства в воздухе, прикрытии своих войск от авиационных ударов противника и от его воздушной разведки. В качестве вспомогательных на самолете решаются задачи уничтожения (подавления) наземных или надводных объектов противника и ведение воздушной разведки.

Оборудование самолета позволяет выполнять задания практически в любых метеорологических условиях дня и ночи и заходы на посадку в автоматическом или директорном режиме управления.

Самолет выполнен по "интегральной" схеме с несущим корпусом и механизированным трапециевидным крылом умеренной стреловидности.

Силовая установка состоит из двух двухконтурных двигателей РД-33 со стендовой тягой каждого двигателя: 8300 кгс — на полном форсаже, 5600 кгс — на минимальном форсаже, 5040 кгс — на максимале и 180 кгс — на малом газе. Гондолы двигателей разнесены от плоскости симметрии. Плоские воздухозаборники расположены под передними наплывами корпуса и имеют, кроме обычных, верхние входы, используемые на взлете и посадке для предотвращения попадания в двигатели частиц грунта. Высокое расположение кабины непосредственно за носовым коком, отогнутым книзу от строительной горизонтали (СГ), обеспечивает хороший обзор, особенно необходимый в маневренном воздушном бою и при заходе на посадку.

Самолет имеет двухкилевое вертикальное оперение, дифференциально управляемый стабилизатор, трехопорное шасси, тормозные щитки плавающего типа.

Новая аэродинамическая компоновка самолета, использование на маневре отклоняемых носков крыла в сочетании с большой тяго-

вооруженностью позволяют получить высокие маневренные характеристики в широком диапазоне углов атаки, скоростей и высот полета.

Автоматические системы, примененные в системе управления самолетом (СОС, демпферы, АРУ, АЛУС и др.), позволяют наиболее полно использовать эти маневренные возможности, исключая при этом выход самолета на режим сваливания.

Топливо на самолете размещено в крыльевых и фюзеляжных баках. Кроме того может использоваться подвесной топливный бак, подвешиваемый между гондолами двигателей.

Управляемые и неуправляемые ракеты и бомбы располагаются на шести подкрыльевых точках подвески, встроенная пушка - в левом наплыве корпуса.

Для обеспечения автоматического и директорного управления самолетом и облегчения выдерживания заданных режимов полета, особенно на больших углах атаки, на самолете установлена система автоматического управления САУ-451-03.

Для автоматического контроля работоспособности систем и агрегатов в полете и своевременной информации летчика об отказах (неисправностях) контролируемых систем и их регистрации самолет оборудован обобщенной системой встроенного контроля и предупреждения экипажа "Экран".

Речевое оповещение летчика и наземного пункта управления об аварийных ситуациях в полете производится с помощью речевого информатора П-591Б.

Для регистрации параметров полета самолета, работы его систем и сохранения информации в нормальных и аварийных условиях для последующей расшифровки на самолете установлен бортовой регистратор параметров "Тестер-УЗЛ".

1.2. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1.2.1. Геометрические данные

Общие данные

Габаритная длина самолета со штангой ПВД	17,32 м
Высота самолета при необжатой амортизации	4,73 м
Колея шасси	3,10 м
База шасси	3,645 м

Крыло

Площадь*	38,056 м ²
Размах	11,36 м
Средняя аэродинамическая хорда, м	3,768 м
Удлинение	3,39
Сужение	4,15
Угол поперечного V	-3°
Угол стреловидности крыла по передней кромке	42°
Площадь наплыва	4,71 м ²
Угол стреловидности по передней кромке наплыва	73°30'

Отклоняемые носки

Площадь носков	2,35 м ²
Хорда носка	12 %
Угол отклонения (вниз по потоку)	20°

Закрылки

Площадь закрылков	2,84 м ²
Размах закрылка	1,93 м
Угол отклонения	25°

Элероны

Площадь элеронов	1,45 м ²
Максимальный угол отклонения от нейтрального положения	+20°
Нейтральное положение элеронов (угол отклонения элеронов при нейтральном положении ручки по крену)	5° (оба вверх)

Горизонтальное оперение

Площадь стабилизатора	7,05 м ²
Размах	7,78 м
Средняя аэродинамическая хорда	1,807 м
Удлинение	2,65
Сужение	2,34
Угол поперечного V	-3,5°
Угол стреловидности оси вращения	45°

* Все аэродинамические коэффициенты отнесены к расчетной площади крыла, равной 38 м².

Максимальные углы отклонения стабилизатора (в плоскости, перпендикулярной оси вращения^{*}):

по тангажу, носок вверх	+15°
по тангажу, носок вниз	-35°
по крену (в режиме "ножниц")	±5°

Вертикальное оперение

Площадь килей	10,1 м ²
Средняя аэродинамическая хорда	2,208 м
Удлинение	1,44
Сужение	5,0
Площадь рулей направления	1,25 м ²
Угол стреловидности по передней кромке	47,5°
Максимальные углы отклонения рулей направления	±25°

Корпус

Длина без ПВД	14,875 м
Площадь тормозных щитков:	
верхнего	0,75 м ²
нижнего	0,55 м ²
Максимальный угол отклонения тормозных щитков:	
верхнего	56°
нижнего	60°
Стояночный угол самолета:	
при необжатой амортизации	2°40'
при полностью обжатой амортизации	1°30'
Максимальный угол касания хвостовой частью корпуса:	
при необжатой амортизации	15°
при полностью обжатой амортизации	9,5°

1.2.2. Массовые данные

Сухая масса самолета	10900 кг
Предвзлетная масса самолета без подвесок и без АПУ, с боекомплектом для пушки (150 патронов) ..	14375 кг
То же с ракетами: двумя Р-60МК и двумя Р-27Р1 ...	15180 кг
То же с подвесным баком	15675 кг

^{*}Пересчет значения угла отклонения стабилизатора, перпендикулярного оси вращения, на значения угла, параллельного потоку, производится по формуле $\varphi_{\parallel} = 0,72\varphi_{\perp}$.

Максимальная предвзлетная масса с ракетами (4хР-60МК + 2хР-27Р1)	15360 кг
То же с авиабомбами калибра 500 кг X.4	16710 кг
Расчетная посадочная масса	12900 кг
Нормальная посадочная масса	14200 кг
Максимальная посадочная масса (посадки с массой 14200...15760 кг должны составлять не более 3 % общего количества посадок)	15760 кг
Запас топлива (при удельном весе, равном 0,785 кгс/л):	
во внутренних баках	3300 кг
в подвесном баке	1175 кг
Эксплуатационная вместимость внутренних топливных баков	4300 л
Вырабатываемая вместимость внутренних топливных баков	4200 л

1.2.3. Летно-технические данные

Тяговооруженность на взлете	1,14
Максимальная скорость полета:	
• у земли	1500 км/ч
• на высоте	2450 км/ч
• Максимальное число М	2,35
• Практический потолок:	
при 50 % топлива	17500 м
при остатке топлива 800 кг	18000 м
Практическая дальность полета без подвесного бака (с 7 %-ным запасом топлива и 4-минутным кругом перед посадкой при удельном весе, равном 0,785):	
у земли (М = 0,5)	710 км
на крейсерской высоте и скорости	1430 км
• Максимальная эксплуатационная перегрузка (при выработке 20 % топлива)	9,0 ед.
Максимальная располагаемая перегрузка по тяге двигателей на высоте 5 км при М = 0,9:	
при выработке 20 % топлива	6,2 ед.
при выработке 50 % топлива	6,7 ед.
Время разгона на высоте 1 км:	
от 600 до 1100 км/ч	13,5 с
от 1100 до 1300 км/ч	8,7 с

Перегоночная практическая дальность с подвесным баком ($H = 13$ км, $M = 0,8$)	2100 км
Скорость отрыва при взлете на максимальном режиме	260...280 км/ч
Длина разбега при взлете на максимальном режиме с взлетной массой 14300 кг с бетонированной ВПП	600 м
Посадочная скорость при посадке с расчетной посадочной массой	250...260 км/ч
Длина пробега с посадочной массой 12900 кг по сухой БВПП:	
с тормозным парашютом	750 м
без тормозного парашюта	1470 м

show

11

2. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА И ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

2.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

2.1.1. Общая компоновочная схема

Аэродинамической компоновкой самолета называют рациональный выбор внешних форм частей самолета и их взаимного расположения, обеспечивающий получение необходимых аэродинамических характеристик.

Основной особенностью аэродинамической компоновки самолета МИГ-29 является применение новой интегральной аэродинамической схемы, при которой обеспечивается участие всей поверхности самолета в создании подъемной силы.

Самолет имеет:

- несущий корпус - развитый по длине и размаху профилированный центроплан со стреловидными наплывами;
- механизированное трапециевидное крыло умеренной стреловидности, расположенное по схеме высокоплана (отклоняемые носки крыла с автоматическим выпуском при маневрировании на больших углах атаки, а также на взлете и посадке, "плавающие" однощелевые закрылки);
- два подкрыльевых регулируемых плоских воздухозаборника внешнего сжатия сверхзвукового потока, обеспечивающих подвод воздуха к двум двухконтурным двигателям РД-33, расположенным в разнесенных гондолах;
- управляемый дифференциально отклоняемый стабилизатор с отключением "ножниц" при выходе носков крыла;
- тормозные щитки "плавающего" типа;
- двухкилевое вертикальное оперение большого удлинения.

Планер самолета эксплуатационными разрезами разделен на корпус, консоли крыла, горизонтальное и вертикальное оперение.

2.1.2. Корпус

Корпус самолета представляет собой профилированный центроплан с расположенной на нем кабиной летчика и с боковыми стреловидными наплывами. Благодаря применению в сечениях корпуса крыльевых профилей существенно повышены несущие свойства всей конструкции самолета (получен большой допустимый коэффициент подъемной силы) и обеспечиваются высокие значения аэродинамического качества, особенно при маневрировании на дозвуковых скоростях.

Расположенные по бокам носовой части корпуса наплывы образуют профилированный носок несущего корпуса. В левом наплыве размещена встроенная одноствольная пушка ГШ-301. Наплывы корпуса можно рассматривать как крыло малого удлинения и большой стреловидности ($73^{\circ}30'$ по передней кромке), существенно влияющее на аэродинамические характеристики самолета в целом.

Большую роль в уменьшении лобового сопротивления самолета играет форма головной части корпуса. Носовая часть выполнена заостренной для уменьшения волнового сопротивления самолета на сверхзвуковых скоростях полета. Ось конуса головной части корпуса отклонена вниз относительно строительной горизонтали. Это обеспечивает улучшенный обзор (вниз до 14°) из кабины летчика, особенно необходимый в маневренном воздушном бою и на посадке.

Впереди носовой части корпуса установлена штанга основного ПВД с генератором вихрей. Резервный ПВД установлен на кронштейне, справа от кабины летчика. По бокам корпуса перед наплывами установлены два датчика угла атаки.

Под передними наплывами корпуса в отдельных гондолах расположены два плоских воздухозаборника с регулирующими горизонтальными клиньями. Такое расположение воздухозаборников позволяет за счет экранирующего эффекта крыла уменьшить изменение их характеристик по углам атаки. Подвод воздуха к двигателям на режимах руления, взлета и посадки (до приборной скорости, равной 200 км/ч) осуществляется с верхней поверхности корпуса через специальные воздухозаборники (верхние входы), при этом основные (осевые) входы перекрываются панелями клиньев. Это сделано для предотвращения попадания частиц грунта в двигатели.

Два двухконтурных двигателя РД-33 расположены снизу хвостовой части центроплана. Именно благодаря такому размещению двигателей и воздухозаборников самолет конструктивно представляет собой вы-

В хвостовой части корпуса, на его верхней и нижней поверхностях, в плоскости симметрии самолета расположены два тормозных щитка "плавающего" типа, максимальные углы отклонения которых равны 56° (верхний) и 60° (нижний), их выпуск на дозвуковых скоростях практически не изменяет балансировку самолета.

Между верхним и нижним тормозными щитками расположен контейнер тормозного парашюта.

В хвостовой части корпуса сверху установлены два киля. Между гондолами двигателей установлен узел крепления подвесного топливного бака вместимостью 1520 л.

2.1.3. Консоли крыла

Консоли крыла трапецевидной формы в плане являются как бы продолжением несущего корпуса самолета.

По концам консолей размещены элероны, нейтральное положение которых соответствует отклонению их на 5° вверх относительно плоскости крыла. В заднюю кромку элеронов по всему размаху вклепана пластина шириной 25 мм, отклоненная на 10° вниз от плоскости хорд элеронов и служащая для уменьшения шарнирного момента.

На правой и левой консолях крыла установлены одношелевые поворотные закрылки "плавающего" типа, отклоняемые на угол 25° на взлете и посадке.

На передних кромках консолей расположены отклоняемые вниз носки, улучшающие маневренные характеристики самолета и ликвидирующие аэродинамическую тряску. Выпуск носков производится автоматически по сигналу выпуска шасси, а при убранном в полете шасси по сигналам СОС. Летчик может выпустить носки одновременно с закрылками нажатием кнопки на щитке управления закрылками. При маневрировании самолета на числах M менее или равных 0,8 и углах атаки 9° и более носки автоматически отклоняются на угол 20° (при убранных закрылках).

На нижней поверхности каждой консоли размещены три узла подвески вооружения.

2.1.4. Характеристики крыла

Крыло самолета умеренной стреловидности, среднего удлинения, малой относительной толщины с пространственной деформацией срединной поверхности (изменением кривизны по размаху).

На несущие свойства самолета, особенно на больших углах атаки, большое влияние оказывают наплывы корпуса.

Срывные явления на них начинают проявляться на значительно больших углах атаки, чем на консолях крыла. Это связано с перетеканием воздуха с нижней на верхнюю поверхность через стреловидные передние кромки, в результате чего: во-первых, уменьшаются разрежения и градиент распределения давления по верхней поверхности на данном угле атаки; во-вторых, перетекание воздуха с нижней на верхнюю поверхность по передним кромкам наплывов корпуса приводит к образованию вихревых жгутов, мощность которых растет с увеличением угла атаки. Эти вихри являются как бы воздушными "перегородками", препятствующими возникновению потоков вдоль размаха крыла к концам, что затягивает образование концевых срывов потока на больших углах атаки.

Таким образом, наличие наплывов корпуса значительно увеличивает допустимый угол атаки самолета.

Носки крыла, автоматически отклоняемые при маневрировании самолета на дозвуковых скоростях на углах атаки более 9° , позволили сохранить до больших углов атаки безотрывное обтекание воздушным потоком консолей крыла. Вследствие этого улучшились несущие свойства крыла, повысилось аэродинамическое качество. Отклонение носков, изменив обтекание крыла, изменило скосы потоков в зоне вертикального оперения, что привело к увеличению путевой устойчивости самолета на больших углах атаки.

Отклонение носков крыла практически ликвидировало срывную аэродинамическую тряску самолета.

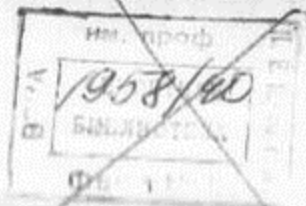
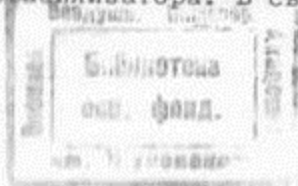
Особенностью интегральной схемы является существенное влияние упругости конструкции на аэродинамические характеристики самолета, в результате чего заметно изменяются характеристики устойчивости и управляемости самолета при изменении приборной скорости и высоты полета.

2.1.5. Оперение

Горизонтальное оперение самолета — управляемый стабилизатор — по высоте расположено вблизи плоскости хорд крыла. Такое расположение горизонтального оперения привело к существенной нелинейности в протекании характеристик продольной устойчивости самолета.

По форме в плане стабилизатор выполнен трапецевидным, большой стреловидности по передней кромке (50°), малого удлинения (2,65), набран из профилей с малой относительной толщиной.

Угол поперечного V равен минус $3,5^\circ$. Ось вращения стабилизатора расположена под углом 45° к продольной оси самолета на 31 % САХ стабилизатора. В связи с этим на дозвуковых скоростях



стабилизатор перекомпенсирован (центр давления находится впереди оси вращения), на сверхзвуковых скоростях имеет нормальную компенсацию. Такое положение оси вращения позволило уменьшить шарнирный момент стабилизатора и потребную мощность бустеров. При отклонении стабилизатора на дозвуковых скоростях бустеры работают в режиме торможения, так как аэродинамические силы, действующие на стабилизатор, стремятся отклонить его в крайнее положение. На сверхзвуковых скоростях аэродинамические силы препятствуют отклонению стабилизатора, и бустеры используются для преодоления возникающего шарнирного момента. Применение в системе управления гидроусилителей, включенных по необратимой схеме, ликвидирует перемену знака усилий на ручке управления от шарнирного момента и обеспечивает летчику прямую управляемость на всех режимах полета.

Управляемый стабилизатор используется как рулевая поверхность в системе продольного и поперечного управления.

Продольное управление самолетом осуществляется синхронным отклонением обеих половин стабилизатора на угол от $+15^\circ$ (носик вверх) до минус 35° (носик вниз, углы измеряются в плоскости, перпендикулярной оси вращения).

При поперечном управлении вместе с отклонением элеронов обе половины стабилизатора отклоняются на равные углы, но в противоположные стороны, образуя "ножницы" стабилизатора.

Дифференциальное управление стабилизатором применено для повышения угловых скоростей крена на больших (более 1000 км/ч) приборных скоростях полета на малых и средних высотах, когда эффективность элеронов заметно снижается вследствие влияния нежесткости конструкции и уменьшения располагаемых по мощности бустеров углов отклонения элеронов из-за возникающих больших шарнирных моментов.

При отклонении органов поперечного управления (элеронов и дифференциального стабилизатора) наряду с моментами крена возникают моменты рыскания. На малых углах атаки при отклонении ручки управления по крену момент рыскания от органов поперечного управления "подкручивающий", способствует увеличению угловой скорости крена, а на углах атаки более $18...20^\circ$ — "тормозящий", уменьшает угловую скорость крена. В связи с этим на самолете реализовано автоматическое отключение "ножниц" стабилизатора одновременно с выходом носков крыла.

Вертикальное оперение самолета образовано двумя киями, расположенными по бокам задней части корпуса и имеющими рули направления.

Наличие двух килей относительно большой площади ($10,1 \text{ м}^2$) и удлинения (1,44), отклоненных от вертикальной плоскости на 6° , обеспечивает вполне удовлетворительную поперечную устойчивость самолета во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета. Отклонение носков крыла на больших углах атаки улучшает обтекание килей, благодаря чему их эффективность сохраняется до углов атаки $30...35^\circ$.

2.2. ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

2.2.1. Подъемная сила

Аэродинамическая подъемная сила, действующая на самолет в полете, направлена по нормали к вектору скорости и расположена в плоскости симметрии самолета (при отсутствии скольжения). Величина этой силы определяется несущими способностями частей самолета, углом атаки, скоростью и высотой полета. Связь подъемной силы со скоростью и высотой (плотностью воздуха или атмосферным давлением на заданной высоте) выражается через безразмерный коэффициент подъемной силы

$$Y = C_y q S = C_y \frac{\rho v^2}{2} S = 0,7 C_y \rho M^2 S. \quad (2.1)$$

Коэффициент подъемной силы самолета с учетом балансировки определяется выражением

$$C_{y, \text{бал}} = C_{y_0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\Delta\varphi} \Delta\varphi. \quad (2.2)$$

Несущие свойства крыла характеризуются приращением коэффициента подъемной силы при изменении угла атаки на один градус и зависят от угла атаки, положения отклоняемых носков и закрылков, внешних подвесок, числа M полета и скоростного напора (рис. 2.1).

Величины, приведенные на рис. 2.1, справедливы только для углов атаки до начала образования местных срывов потока на крыле. При возникновении и развитии концевых срывов потока несущая способность крыла снижается, приращение коэффициента подъемной силы уменьшается.

На рис. 2.2 приведена зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки сбалансированного самолета при различных числах M полета с учетом отклонения носков крыла на углах атаки более 9° при M менее или равном 0,8.

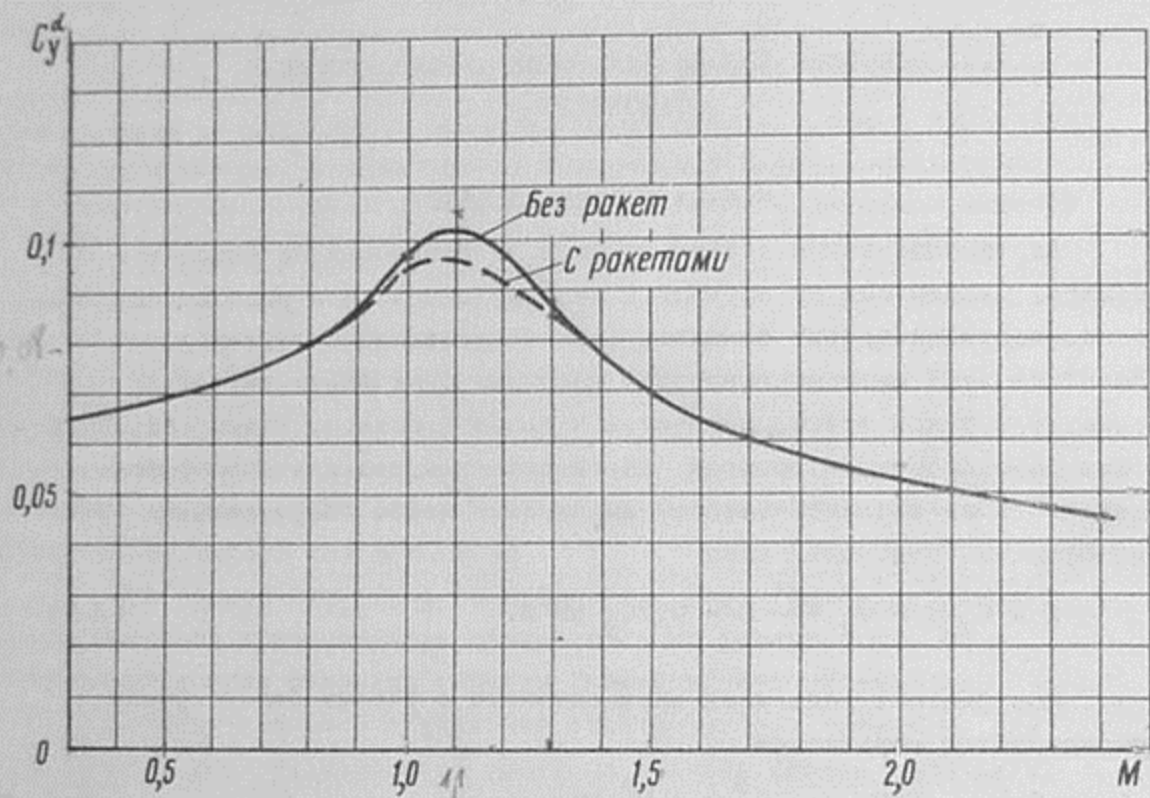


РИС. 2.1. ЗАВИСИМОСТЬ ПРИРАЩЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ
САМОЛЕТА ПРИ ИЗМЕНЕНИИ УГЛА АТАКИ НА 1° ОТ ЧИСЛА M ПОЛЕТА
($\varphi = 0$, $\alpha \leq 7 + 15^\circ$)

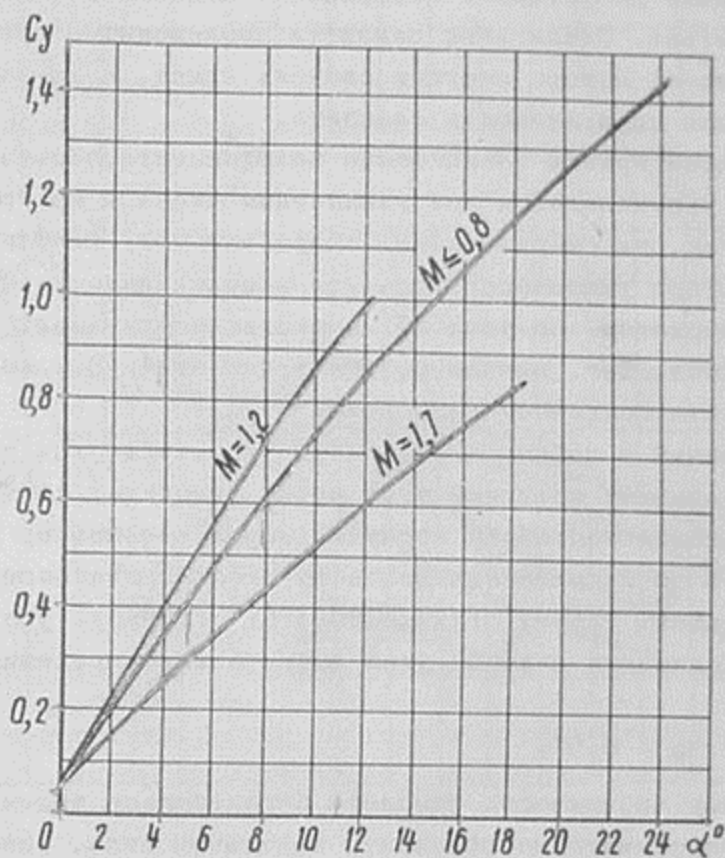


РИС. 2.2. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ САМОЛЕТА ОТ УГЛА АТАКИ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЛАХ M ПОЛЕТА ($\varphi = \varphi_{\text{бал}}$)

На углах атаки менее $15...7^\circ$ эта зависимость линейная (увеличение угла атаки приводит к пропорциональному увеличению коэффициента подъемной силы). Дальнейший рост угла атаки сопровождается уменьшением наклона кривой. В момент выпуска носков крыла на угле атаки 9° кривая практически не изменяется. При увеличении угла атаки больше допустимого коэффициент подъемной силы продолжает увеличиваться. Сваливание самолета происходит на угле атаки более 30° не из-за потери несущих свойств крыла, а из-за ухудшения поперечной управляемости самолета.

Угол наклона кривых зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки увеличивается при увеличении числа M на трансзвуковых скоростях, на сверхзвуковых скоростях рост коэффициента подъемной силы при увеличении угла атаки менее интенсивный.

Выпуск закрылков на угол 25° существенно улучшает несущие свойства самолета. Так, например, при углах атаки $8...10^\circ$ прирост коэффициента подъемной силы равен $0,2$.

Установленный в кабине совмещенный указатель угла атаки и перегрузки показывает истинный угол атаки самолета; датчики угла атаки, находящиеся сбоку корпуса, перед наплывами, в полете устанавливаются по направлению местного деформированного потока, то есть под местным углом, отличающимся от истинного угла атаки. В случае необходимости местный угол атаки можно определить по формуле

$$\alpha_M = 1,9\alpha - 6,5^\circ. \quad (2.3)$$

Маневренные возможности самолета определяются величиной максимально допустимого коэффициента подъемной силы, зависимость которого от числа M приведена на рис. 2.3. Высокая несущая способность самолета позволяет получить большие значения этого коэффициента. На скоростях полета, соответствующих числам M менее 1, эффективность управляемого стабилизатора велика и позволяет создать углы атаки больше допустимых (при пересиливании СОС), поэтому на дозвуковых скоростях допустимый угол атаки назначается из условия предотвращения потери поперечной управляемости. На сверхзвуковых скоростях полета создать угол атаки, равный допустимому, невозможно даже при полном отклонении ручки управления на себя в связи с уменьшением эффективности стабилизатора и увеличением степени продольной устойчивости самолета по перегрузке. На больших дозвуковых скоростях на высоте менее $5...6$ км и на сверхзвуковых скоростях располагаемый коэффициент подъемной силы определяется величиной перегрузки, максимально допустимой по прочности конструкции самолета.

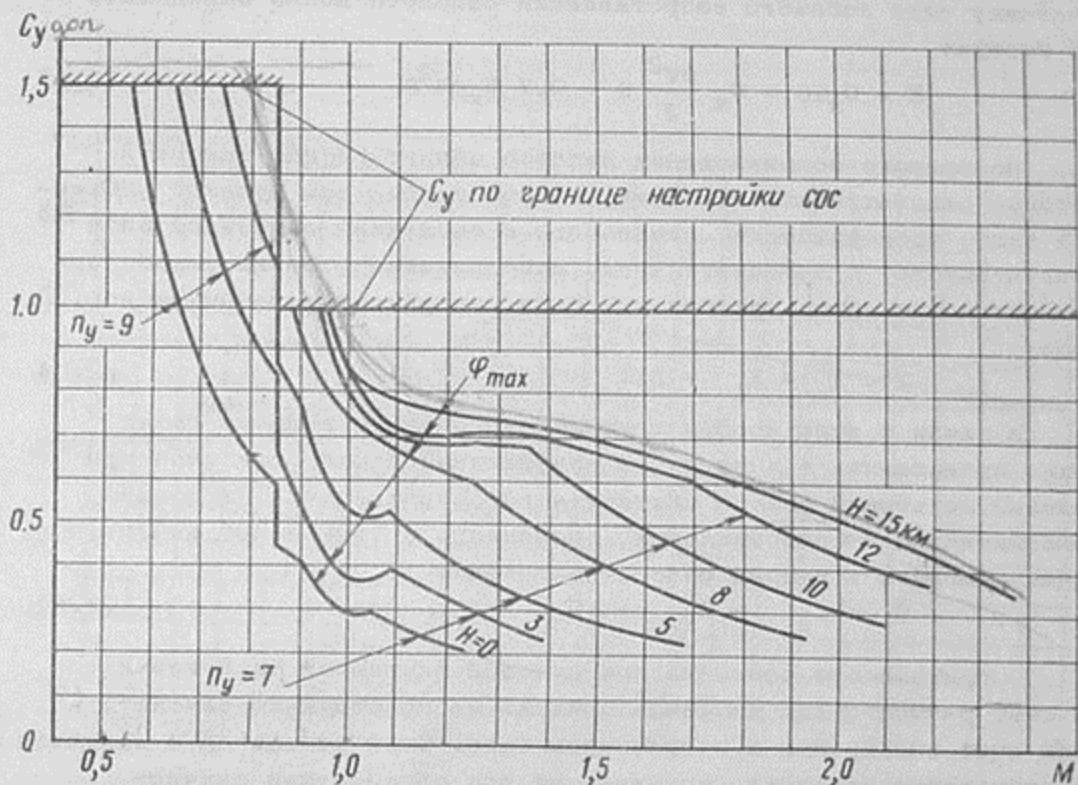


РИС. 2.3. ЗАВИСИМОСТЬ МАКСИМАЛЬНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ОТ ЧИСЛА М ПОЛЕТА (самолет с ракетами, $m = 13290 \text{ кг}$)

2.2.2. Лобовое сопротивление

В полете на самолет действует аэродинамическая сила лобового сопротивления, направленная в сторону, обратную вектору скорости. Величину силы лобового сопротивления самолета можно определить по формуле

$$X = C_x \rho S = C_x \frac{\rho v^2}{2} S = 0,7 C_x \rho M^2 S. \quad (2.4)$$

По природе возникновения лобовое сопротивление самолета удобнее рассматривать как сумму сопротивления при нулевой подъемной силе, сопротивления, связанного с созданием подъемной силы (индуктивного) и дополнительного сопротивления, возникающего при наличии подвесок вооружения или бака, выпуске тормозных щитков, шасси

$$X = X_0 + X_i + \Delta X. \quad (2.5)$$

В связи с этим коэффициент лобового сопротивления также можно представить в виде суммы коэффициентов сопротивления при нулевой подъемной силе и индуктивного сопротивления, а также дополнительного сопротивления, связанного с изменением конфигурации самолета и режима работы двигателя:

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i} + \Delta C_x. \quad (2.6)$$

Сопротивление самолета при нулевой подъемной силе возникает за счет разности сил давления воздуха на конструкцию самолета и за счет сил трения в пограничном слое. Сюда относится и волновое сопротивление самолета, возникающее при образовании скачков уплотнения на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета и связанное с изменением на больших числах M картины распределения давления по профилю.

Коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе на докритических числах M несколько уменьшается с увеличением числа M от $M = 0,2$ до $M = M_{кр}$ за счет изменения сопротивления трения (рис. 2.4). На числах M больше критического он интенсивно увеличивается, что связано с образованием волнового сопротивления. На свехзвуковых скоростях с увеличением числа M коэффициент постепенно уменьшается из-за увеличения наклона скачков уплотнения и, как следствие, уменьшения их интенсивности.

Отклонение носков крыла при маневрировании самолета на дозвуковых скоростях увеличивает коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе.

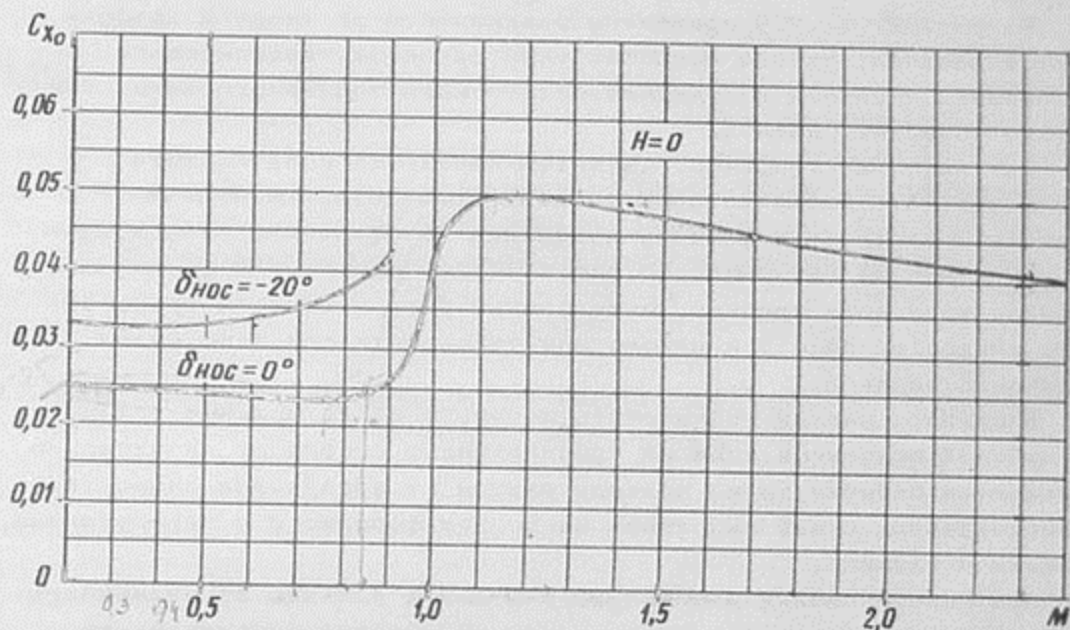


РИС. 2.4. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА БЕЗ ПОДВЕСОК ОТ ЧИСЛА M И ПОЛОЖЕНИЯ НОСКОВ КРЫЛА

Коэффициент сопротивления, приведенный на рис. 2.4, соответствует высоте, равной нулю, и не учитывает изменения вязкости воздуха по высоте полета, поэтому к коэффициенту лобового сопротивления необходимо вносить высотную поправку, зависимость которой от числа M приведена на рис. 2.5.

Выпуск шасси увеличивает коэффициент лобового сопротивления на 0,03.

На рис. 2.6...2.9 приведены зависимости от числа M коэффициентов дополнительного сопротивления самолета, возникающего при наличии подвесок вооружения, подвесного топливного бака, при выпуске тормозных щитков.

Как видно из графиков, характер изменения коэффициента дополнительного лобового сопротивления самолета при наличии подвесок аналогичен характеру изменения коэффициента сопротивления для самолета без подвесок: постоянство по числу M до начала развития волнового кризиса, интенсивный рост в области трансзвуковых скоростей полета и монотонное уменьшение при дальнейшем увеличении числа M .

В связи с резким увеличением лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе на трансзвуковых скоростях значительно уменьшаются избытки тяги, поэтому разгон от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым лучше выполнять на полном форсаже и с перегрузками, близкими к единице.

При пилотировании необходимо учитывать большую эффективность тормозных щитков, так как при их выпуске лобовое сопротивление увеличивается более чем в два раза.

При работе двигателей на режиме малого газа лобовое сопротивление самолета увеличивается из-за влияния воздухозаборников. Прирост коэффициента лобового сопротивления в зависимости от числа M , угла атаки и высоты полета приведен на рис. 2.10.

Индуктивное сопротивление самолета связано с потерями энергии, возникающими при образовании вихрей по концам крыла и на наплывах корпуса. Зависимость коэффициента индуктивного сопротивления от коэффициента подъемной силы для различных чисел M полета самолета с отклоненными и убранными носками крыла приведена на рис. 2.11 и 2.12. Как видно из графиков, коэффициент индуктивного сопротивления самолета при неизменном числе M по мере увеличения угла атаки увеличивается из-за увеличения мощности вихрей. В связи с этим для сохранения скорости при увеличении перегрузки на маневре необходимо увеличивать режим работы двигателей.

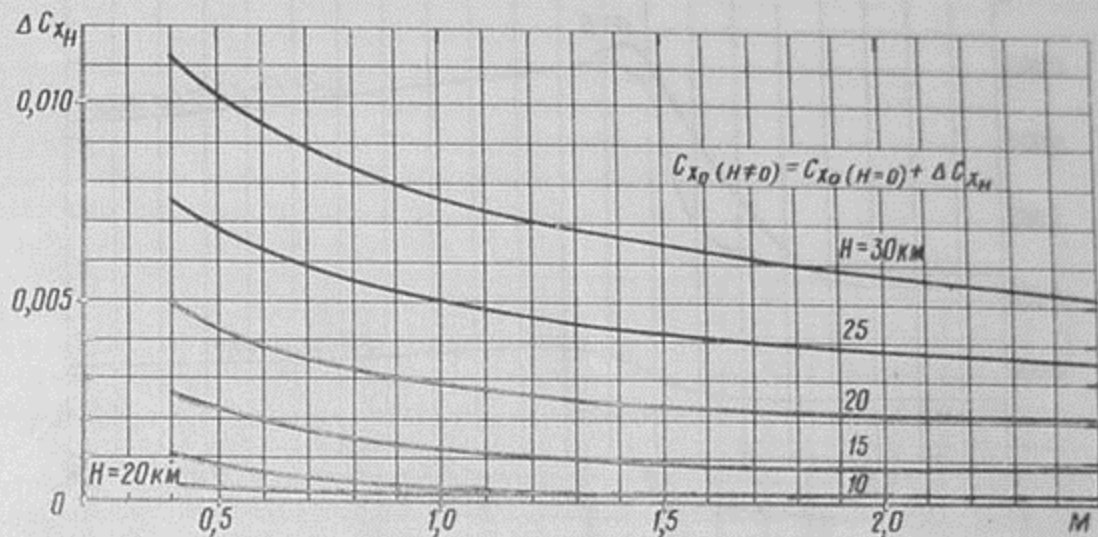


РИС. 2.5. ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА M НА ВЫСОТНУЮ ПОПРАВКУ К КОЭФФИЦИЕНТУ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

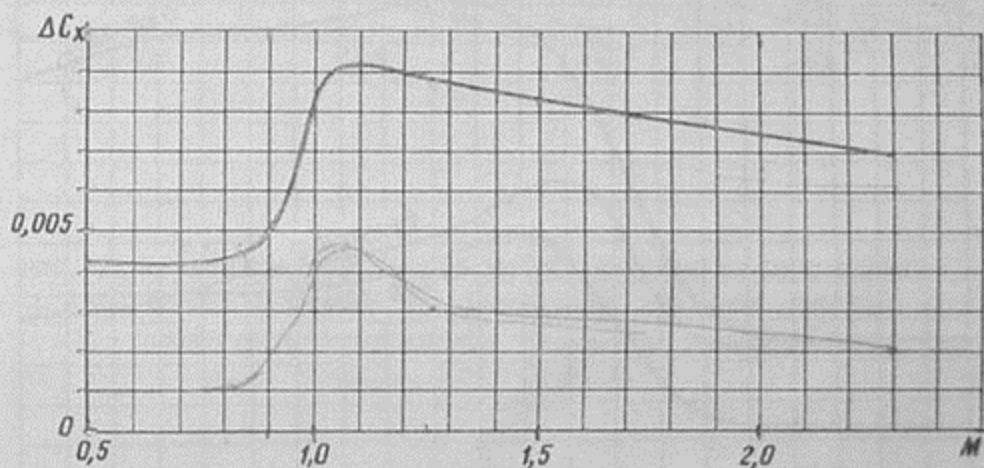


РИС. 2.6. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ НАЛИЧИИ РАКЕТ 2хР-27Р1 И 2хР-60МК ОТ ЧИСЛА M ПОЛЕТА

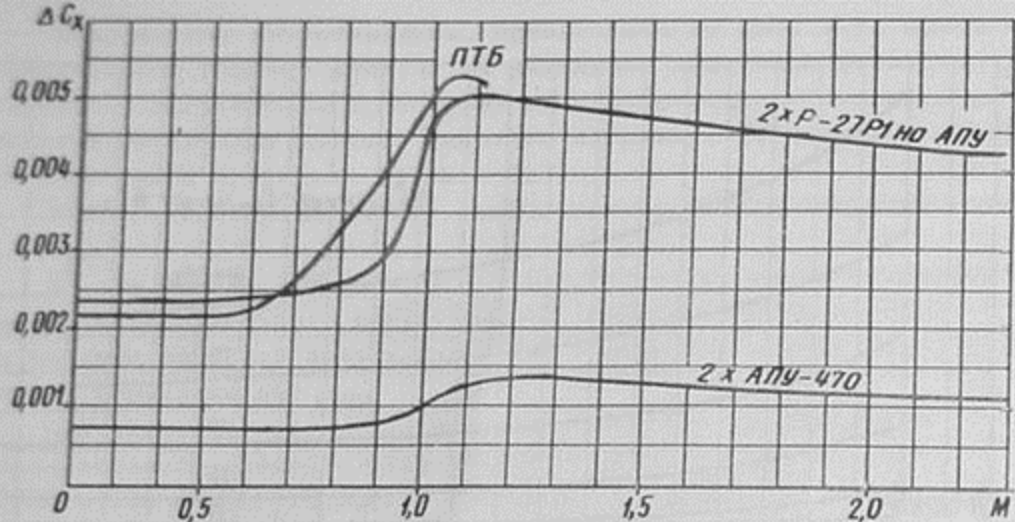


РИС. 2.7. ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА M ПОЛЕТА НА КОЭФФИЦИЕНТ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ НАЛИЧИИ РАКЕТ И ПОДФЮЗЕЛЬНОГО ТОПЛИВНОГО БАКА

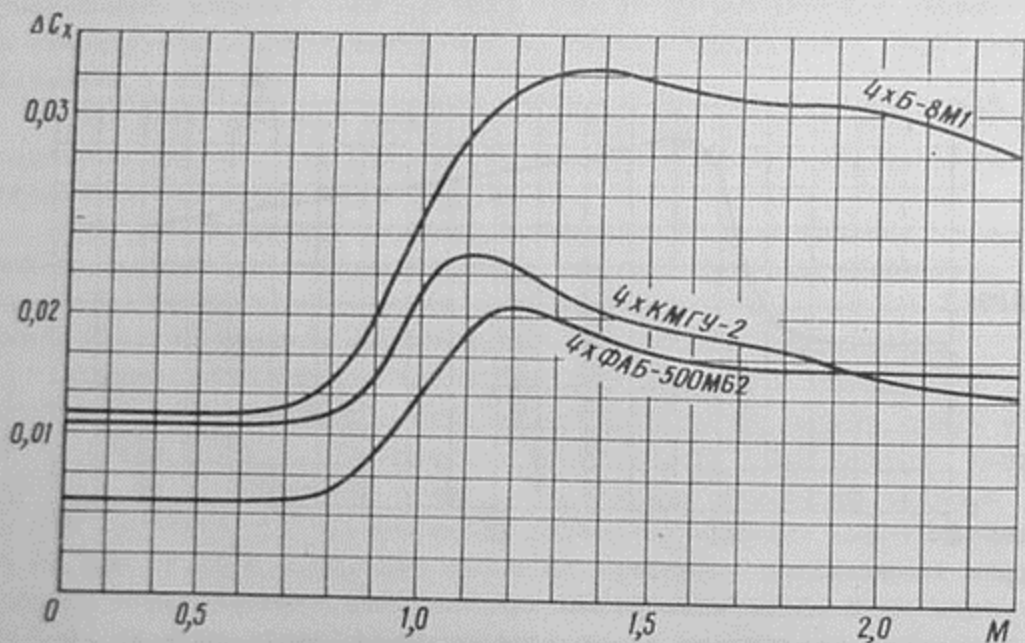


РИС. 2.8. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ НАЛИЧИИ ПОДВЕСОК НА ДЕРЖАТЕЛЯХ ОТ ЧИСЛА M ПОЛЕТА

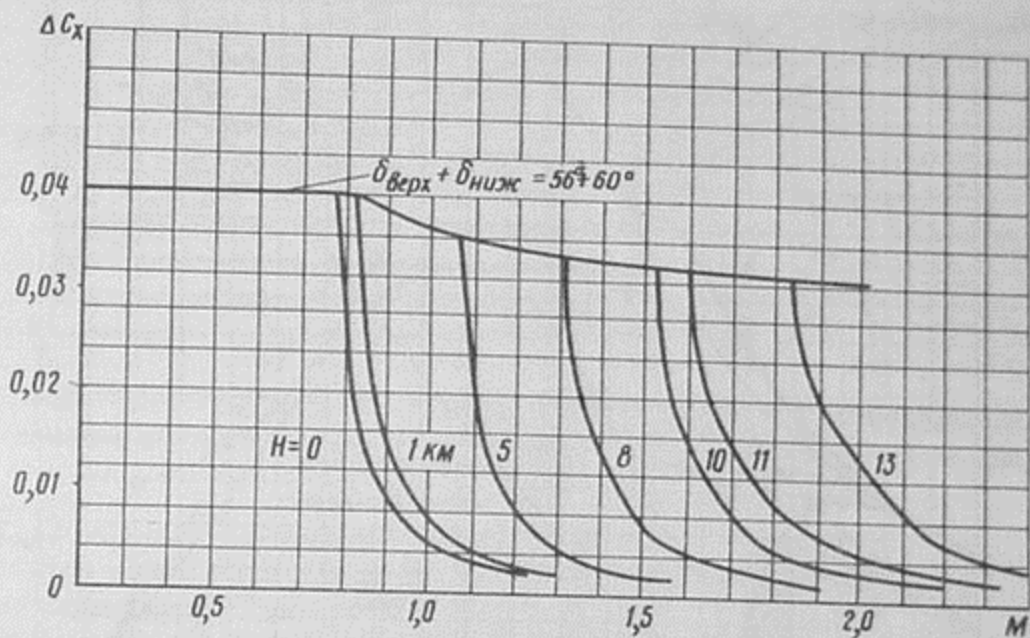


РИС. 2.9. ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА M И ВЫСОТЫ ПОЛЁТА НА ПРИРАЩЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЁТА ПРИ ВЫПУСКЕ ТОРМОЗНЫХ ШИТКОВ (с учетом закона "плавания")

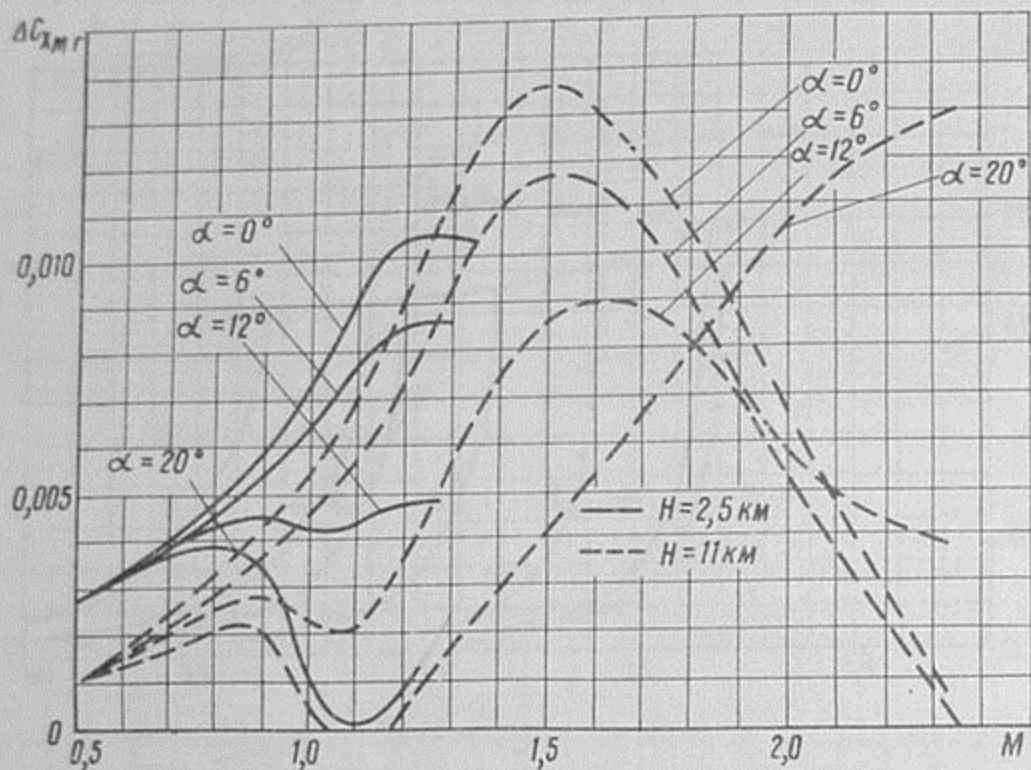


РИС. 2.10. ЗАВИСИМОСТЬ ПРИРОСТА КОЭФФИЦИЕНТА ЛОБОВОГО СОПРОТИВ-
ЛЕНИЯ САМОЛЕТА ИЗ-ЗА ВЛИЯНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ПРИ РАБОТЕ
ДВИГАТЕЛЕЙ НА МАЛОМ ГАЗЕ ОТ ЧИСЛА M , УГЛА АТАКИ И ВЫСОТЫ
ПОЛЕТА

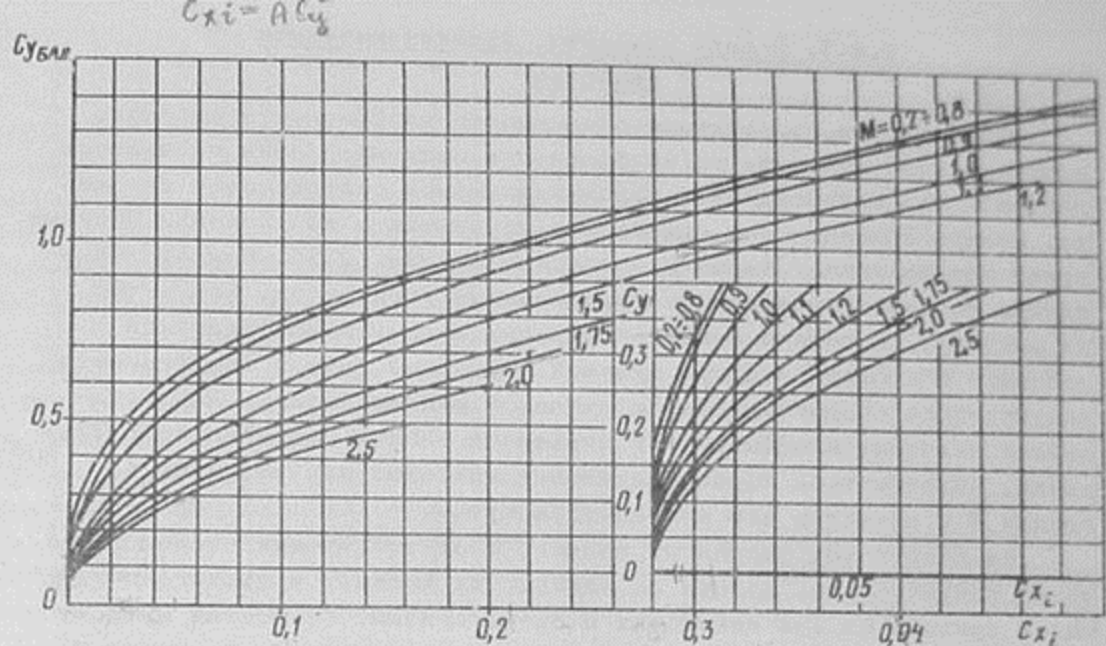


РИС. 2.11. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ОТ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ (НОСКИ И ЗАКРЫЛКИ УБРАНЫ) ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЕЛ M

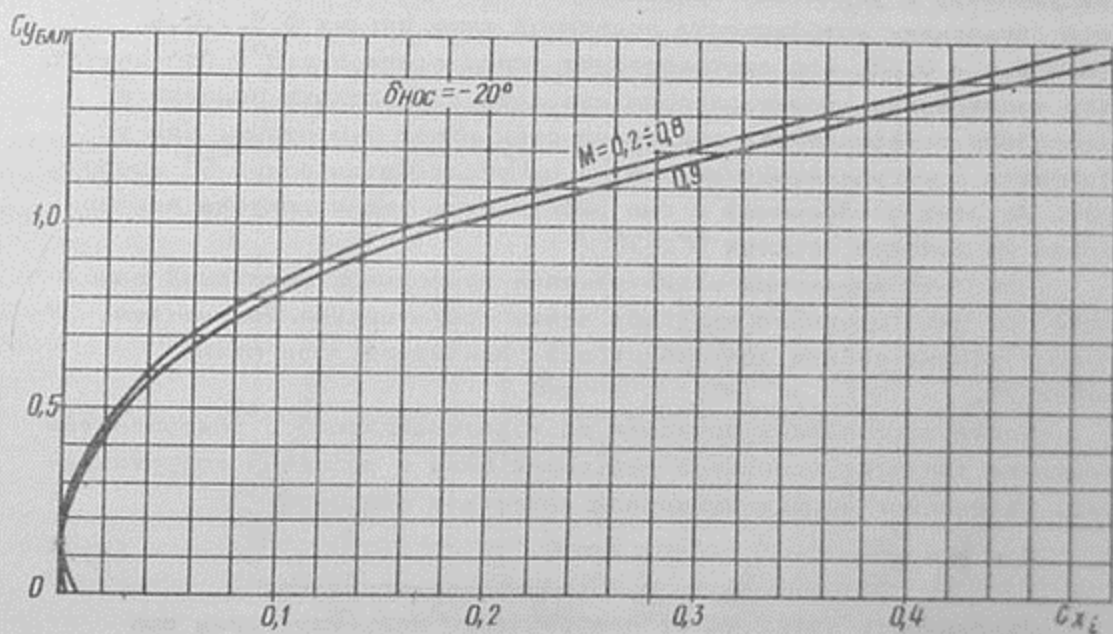


РИС. 2.12. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА ОТ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ (НОСКИ ВЫПУЩЕНЫ, ЗАКРЫЛКИ УБРАНЫ)

Графическое изображение зависимости коэффициента лобового сопротивления самолета от коэффициента подъемной силы называется поляррой. Она характеризует аэродинамическое совершенство самолета. Поляры самолета без подвесок с убранными и выпущенными носками крыла для различных чисел M приведены на рис. 2.13. Каждой точке поляры соответствует вполне определенный угол атаки. Как видно из рисунка, по поляре можно определить величину коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе и коэффициента индуктивного сопротивления на заданном режиме полета, наивыгоднейшее значение коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления, максимальное аэродинамическое качество при различных числах M и качество для любого угла атаки.

На дозвуковых скоростях полета, соответствующих числах M менее критического, поляра не зависит от числа M и представлена одной кривой. На трансозвуковых и сверхзвуковых скоростях каждому числу M соответствует своя поляра в связи с изменением по числу M составляющих коэффициента лобового сопротивления.

Из приведенных графиков видно, что поляры, соответствующие выпущенному и убранному положению носков крыла, пересекаются при значениях коэффициента подъемной силы, равных $0,5 \dots 0,6$ ($M = 0,6 + 0,8$), что соответствует углам атаки $8 \dots 9^\circ$. Это значит, что маневренные характеристики самолета с убранными носками в диапазоне коэффициентов подъемной силы менее $0,6$ лучше, чем у самолета с выпущенными носками, а на углах атаки более 9° наоборот. Из этих соображений и был выбран угол атаки выпуска носков крыла на маневре, равный 9° .

Для предотвращения возникновения продольных колебаний самолета при пилотировании на углах атаки срабатывания автоматики носков уборка носков происходит при уменьшении угла атаки менее 7° .

Одним из основных показателей аэродинамического совершенства самолета является отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению, называемое аэродинамическим качеством самолета

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{C_Y}{C_X} \quad (2.7)$$

Зависимость качества от коэффициента подъемной силы при $M = 0,6$ показана на рис. 2.14. Аэродинамическое качество самолета влияет на характеристики дальности и продолжительности полета. С увеличением качества уменьшаются километровые и часовые расходы

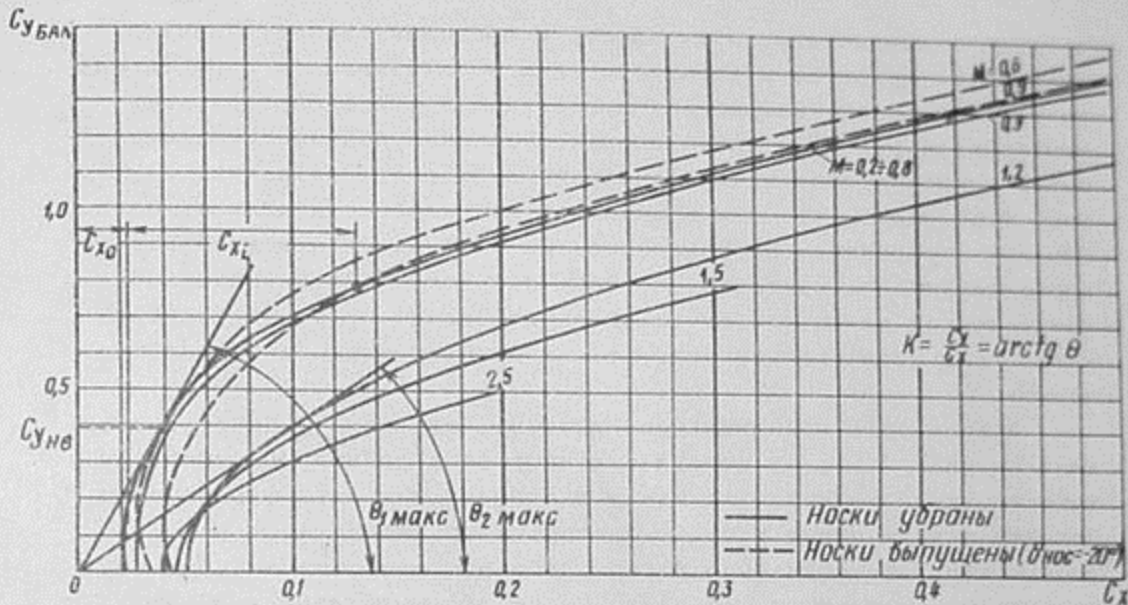


РИС. 2.13. ПОЛЯРА САМОЛЕТА БЕЗ ПОДВЕСОК (ЗАКРЫЛКИ УБРАНЫ, $H = 0$) ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЕЛ M

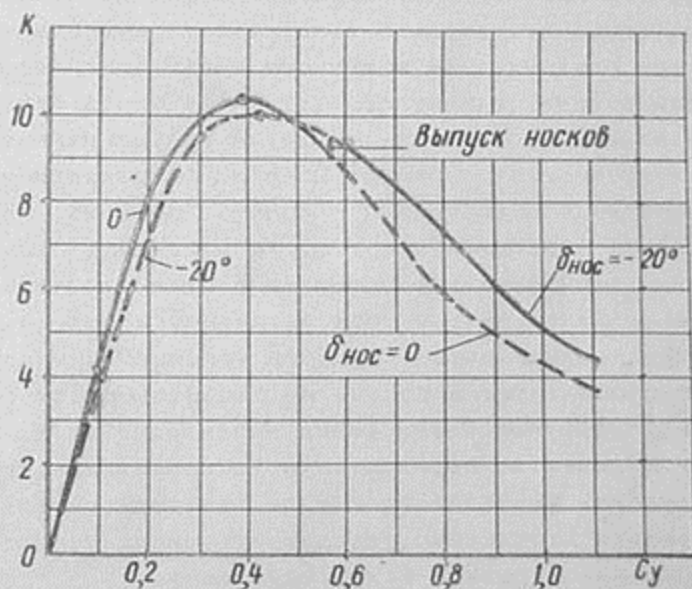


РИС. 2.14. ЗАВИСИМОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА САМОЛЕТА ОТ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ПРИ РАЗЛИЧНОМ ПОЛОЖЕНИИ НОСКОВ КРЫЛА ($M = 0.6$, самолет без подвесок)

топлива и увеличиваются дальность и продолжительность полета. Улучшаются при этом и характеристики установившихся (предельных по тяге) виражей: возрастает предельная по тяге перегрузка, уменьшается радиус и время виража. Особенно большое значение имеет величина максимального аэродинамического качества. Из рис. 2.14 видно, что она зависит от положения отклоняемых носков. Самолет с убранными носками крыла имеет большее максимальное аэродинамическое качество, поэтому для получения максимальной практической дальности лучше выполнять полет на таком режиме, когда углы атаки меньше углов атаки автоматического отклонения носков.

Зависимость максимального качества от числа M полета приведена на рис. 2.15. На дозвуковых скоростях полета максимальное качество не изменяется по числу M и имеет наибольшую величину. При увеличении числа M более критического наблюдается его уменьшение, обусловленное ростом лобового сопротивления из-за проявления сжимаемости воздуха. После формирования головных скачков уплотнения по мере увеличения угла их наклона с ростом числа M снижение максимального качества замедляется.

Максимальному аэродинамическому качеству соответствует наивыгоднейший угол атаки, равный $5...6^\circ$. Полет на заданных высоте и скорости при заданной перегрузке (горизонтальный полет, набор высоты, снижение, вираж и т.п.) может осуществляться на углах атаки как больших, так и меньших наивыгоднейшего. Следовательно, этим режимам полета соответствует определенная величина аэродинамического качества, которая меньше максимального значения. В зависимости от режима полета и характера маневра различают качество горизонтального полета, подъема, снижения, виража с заданной перегрузкой и т.д. На рис. 2.15 приведены кривые качества горизонтального полета в зависимости от числа M и высоты полета. Как видно, в горизонтальном полете на заданной высоте при определенной массе самолета максимальное аэродинамическое качество реализуется только на одной скорости (числе M) полета, при которой угол атаки равен наивыгоднейшему. При всех других числах M качество горизонтального полета меньше максимального. Для получения максимального качества горизонтального полета с ростом высоты необходимо увеличивать число M полета, чтобы угол атаки сохранялся равным наивыгоднейшему.

При криволинейном маневрировании на заданной скорости величина аэродинамического качества зависит от перегрузки, так как при этом изменяется угол атаки. Максимальное качество на маневре от перегрузки не зависит и соответствует тем же значениям угла

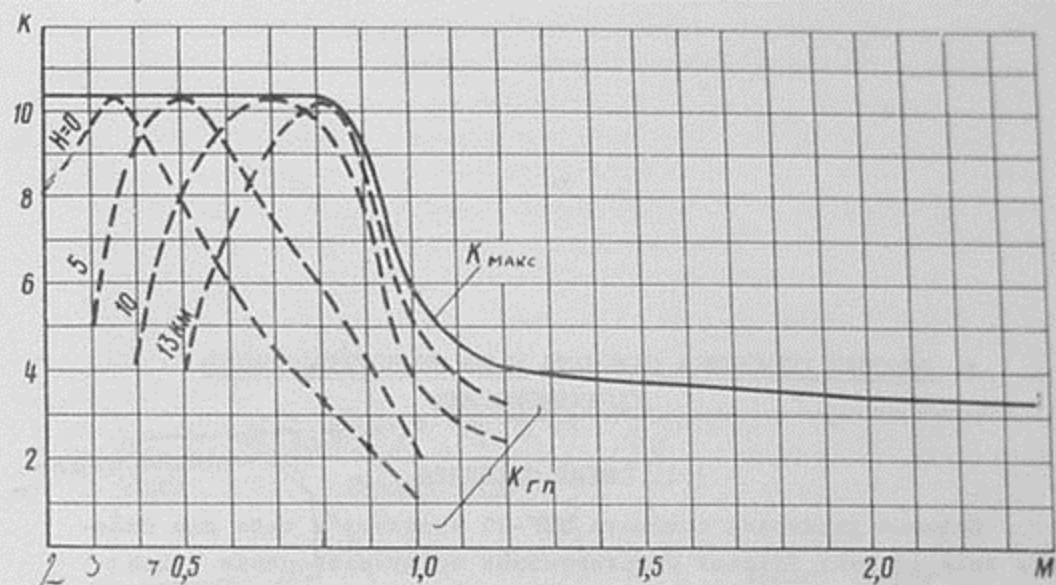


РИС. 2.15. ЗАВИСИМОСТЬ МАКСИМАЛЬНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА САМОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ ОТ ЧИСЛА M (самолет без подвесок)

атаки и коэффициента подъемной силы, что и в горизонтальном полете, поэтому при вводе в маневр на большой скорости (когда углы атаки малы) аэродинамическое качество до определенной перегрузки увеличивается по сравнению с его величиной в горизонтальном полете.

3. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЕТА И ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Силовая установка самолета МИГ-29 включает в себя два плоских подкрыльевых боковых сверхзвуковых воздухозаборника и два двигателя РД-33 со сверхзвуковыми выходными устройствами.

3.2. ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ САМОЛЕТА

3.2.1. Компоновка воздухозаборников на самолете и назначение их основных элементов

Для подвода воздуха к двигателям на самолете МИГ-29 используются два плоских сверхзвуковых воздухозаборника внешнего сжатия, расположенных под наплывами корпуса.

Оба воздухозаборника и системы их автоматического регулирования АРВ-29Д идентичны и работают независимо друг от друга. Подача воздуха к каждому из двух двигателей осуществляется от соответствующего воздухозаборника по изолированному самолетному каналу, поперечное сечение которого постепенно изменяется от прямоугольного на входе до круглого на выходе.

Схема воздухозаборника представлена на рис. 3.1 при трех положениях органов его механизации: полетном (сплошные линии), взлетно-посадочном (штриховые линии) и стояночном (штрихпунктирные линии).

Поверхность торможения каждого воздухозаборника образована горизонтально расположенным четырехступенчатым клином, обеспечивающим в полете с большими сверхзвуковыми скоростями эффективное сжатие воздуха в системе четырех косых и одного прямого (замыкающего) скачков уплотнения. Первая и вторая ступени клина соединены шарнирно, вторая и жестко связанные с ней третья и четвертая ступени клина образуют переднюю поворотную (регулируе-

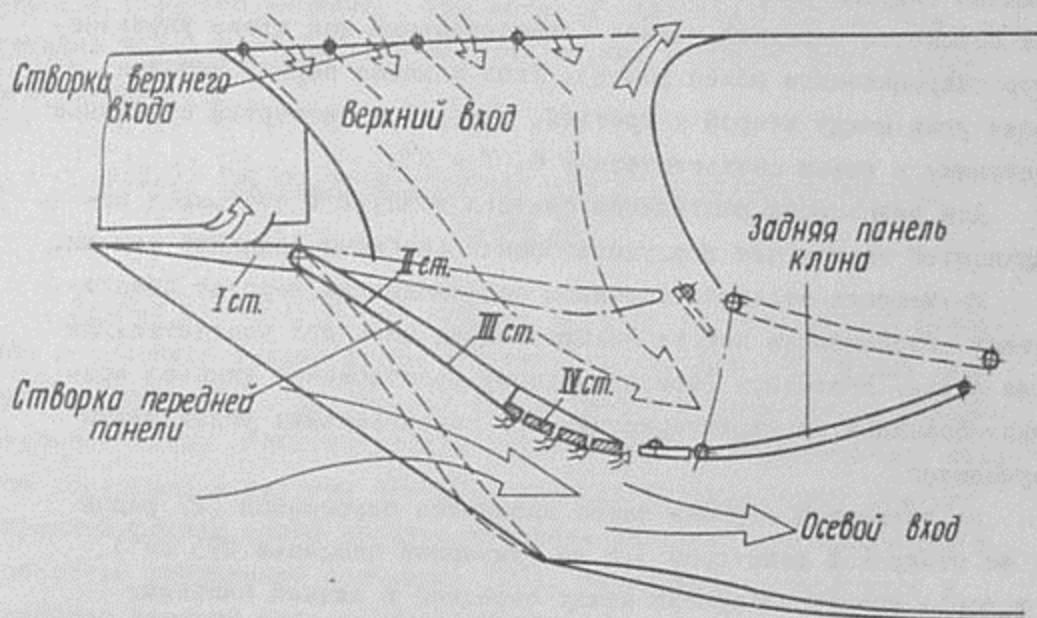


РИС. 3.1. СХЕМА ВОЗДУХОЗАБОРНИКА:

- — полетное положение;
- взлетно-посадочное положение;
- · - · - стояночное положение

ную) панель, положение которой определяется относительным ходом штока управляющего гидроцилиндра:

$$\bar{L}_{\text{кл}} = \frac{L_{\text{кл}}}{L_{\text{кл. вып}}}.$$

Задняя поворотная панель расположена во внутреннем канале за горлом воздухозаборника.

В процессе регулирования воздухозаборника угол наклона четвертой ступени клина может изменяться от $12^{\circ}13'$ при полностью убранном положении передней панели (относительный ход штока управляющего гидроцилиндра равен нулю) до $33^{\circ}25'$ при выпущенном полетном положении передней панели (относительный ход штока управляющего гидроцилиндра равен 100 %). Угол наклона первой ступени, а также углы между второй и третьей, третьей и четвертой ступенями постоянны и равны соответственно 6, 7 и 6° .

Для уменьшения растекания сжатого воздуха в стороны с поверхностей торможения воздухозаборники снабжены боковыми щеками.

Размещение воздухозаборников под наплывами корпуса обеспечивает стабилизацию потока воздуха перед ними при положительных угла атаки. Благодаря горизонтальному расположению клиньев воздухозаборников их характеристики при положительных углах атаки улучшаются.

На четвертой ступени клина выполнена перфорация (27 рядов по 48 отверстий диаметром 5,2 мм суммарной площадью 275 см^2), а в горле воздухозаборника между передней и задней панелями имеется щель площадью 250 см^2 . Через перфорацию и щель отсасывается воздух из пограничного слоя, нарастающего на поверхности торможения, что позволяет существенно улучшить структуру потока на выходе из воздухозаборника и повысить запас его газодинамической устойчивости. Отсасываемый воздух эвакуируется по тракту отсоса на верхнюю поверхность наплыва.

Для предотвращения попадания в воздухозаборник пограничного слоя, образующегося на нижней поверхности наплыва крыла, между кромкой первой ступени клина и наплывом имеется щель высотой около 70 мм, в которой установлен профилированный клин слива, обеспечивающий растекание в сторону сливаемого пограничного слоя.

С целью защиты двигателей от попадания посторонних предметов при работе на старте, при разбеге, пробеге и рулении каждый воздухозаборник, кроме обычного осевого входа, имеет еще так называемый верхний вход — специальный канал в наплыве крыла для подвода воздуха сверху при полностью перекрытом осевом входе.

При работе двигателя на земле размещенная на передней панели створка клина отклонена вниз и полностью перекрывает осевой вход, задняя панель отклонена вверх, а подпружиненные створки верхнего входа находятся в открытом положении под действием разрежения, возникающего в самолетном канале при работе двигателя в стартово-посадочных условиях.

В полетных условиях створка клина прижата к передней панели, а подпружиненные створки верхнего входа прикрыты (воздух поступает только через осевой вход).

На земле при неработающем двигателе створки верхнего входа зафиксированы в закрытом положении, а панели клина отклонены вверх в убранное положение, при котором обеспечивается осмотр каналов воздухозаборника и лопаток первых ступеней компрессора двигателя.

3.2.2. Работа воздухозаборников во взлетно-посадочных условиях

Разбег и взлет. После запуска двигателей при наличии давления в основной гидросистеме самолета по сигналу РУД "Малый газ" одного (любого) из двигателей осуществляется расфиксация створок верхнего входа обоих воздухозаборников. Сигналы расфиксации створок поступают в системы АРВ-29Д, которые устанавливают створку передней панели клина воздухозаборника запускаемого двигателя в полностью выпущенное положение (ВП), перекрывая осевой вход и открывая верхний вход воздухозаборника.

Перед взлетом необходимо проконтролировать исправность агрегатов и узлов систем АРВ-29Д: при кратковременном (на 1...2 с) увеличении частоты вращения роторов двигателей до 80...90 % на правом борту кабины летчика должны высвечиваться трафареты КОНТРОЛЬ ВХОД. ЛЕВ. (ПРАВ.). Если хотя бы один из трафаретов не высвечивается или не гаснет при возвращении РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ, то это означает, что соответствующая АРВ-29Д неисправна, производить взлет запрещается.

В процессе разбега самолета до скорости по прибору больше или равной (200 ± 10) км/ч воздух подводится к двигателям через верхние входы воздухозаборников. При достижении указанной скорости системы АРВ-29Д осуществляют уборку створок передних панелей воздухозаборников, то есть открытие их осевых входов. Таким образом, переход воздухозаборников на работу с открытым осевым входом, занимающий около 1,5...2,0 с, производится до отрыва самолета от ВПП, поскольку скорость отрыва по прибору более 200 км/ч.

Если бы этот переход осуществлялся на приборной скорости, большей скорости отрыва (после отрыва), то затруднялось бы пилотирование самолета из-за его перебалансировки в момент открытия осевых входов воздухозаборников. При открытии осевых входов на приборных скоростях менее 200 км/ч не исключалась бы возможность попадания в двигатель посторонних предметов.

После взлета самолета и уборки шасси при поступлении в системы АРВ-29Д сигналов от конечных выключателей убранного положения створок панелей и сигнала убранного положения левой опоры шасси панели клиньев воздухозаборников переводятся на режим автоматического управления в полете. При неисправности хотя бы одной из систем АРВ-29Д (осевой вход не открыт) в кабине летчика на экране высвечивается трафарет ВЕРХНИЙ ВХОД и одновременно по телефонам передается речевая информация "Верхний вход воздухозаборника. Не разгоняйся выше М 08".

Посадка и пробег. После выпуска шасси системы АРВ-29Д устанавливают клинья воздухозаборников в полностью убранное положение (ПУ). При посадке самолета и торможении до приборной скорости менее 200 км/ч передние створки-панели занимают полностью выпущенное положение (ВП) и перекрывают осевые входы, а задние устанавливаются в убранное положение, обеспечивая подвод воздуха через верхние входы. При этом на имеющихся в кабине индикаторах положения клиньев (ИПК) показывающие шторки устанавливаются на отметке ВП. Если одна из шторок ИПК не установилась на отметке ВП, необходимо перед рулением выключить соответствующий двигатель; если обе шторки не заняли положение ВП, руление по аэродрому запрещается.

После выключения двигателей установкой РУД на СТОП передние створки-панели автоматически переводятся в убранное положение (ПУ), а створки верхних входов стопорятся в закрытом положении механизмом "фиксации-расфиксации".

3.2.3. Программы регулирования воздухозаборников и работа систем АРВ-29Д в полете

Автоматическое управление клиньями воздухозаборников в полете осуществляется системами АРВ-29Д, устанавливающими передние и задние панели в то или иное положение в зависимости от величины приведенной частоты вращения (приведенного числа оборотов) РНД двигателей

$$n_{нд пр} = n_{нд} \sqrt{\frac{288}{T_n (1 + 0,2M^2)}} \quad (3.1)$$

Обычно этот параметр принимается в качестве задающего для программ регулирования воздухозаборников, так как он косвенно характеризует потребный для силовой установки расход воздуха при заданных значениях физической частоты вращения РНД, скорости полета (числа M) и температуры наружного воздуха. При этом программа регулирования задается, как правило, линейной зависимостью $\bar{L}_{кл} = f(n_{нд, пр})$.

В системах АРВ-29Д с целью более точного учета влияния условий полета и режимов работы двигателей на расход воздуха, потребный для силовой установки, предусмотрены не одна, а три программы регулирования (см. рис. 3.2), задаваемые в общем случае функциональными зависимостями $\bar{L}_{кл} = f(n_{нд, пр}, M, H)$.

III программа регулирования работает на всех высотах в диапазоне $M \leq 1,15$ и на высотах до 3000 м на числах $M < 1,5$.

На высотах более 3000 м в диапазоне $1,15 \leq M < 1,5$ автоматическое управление воздухозаборниками осуществляется по II программе с ограничением выхода клиньев (относительный ход штока управляющего гидроцилиндра равен $60 \pm 2,5$ %).

При $M \geq 1,5$ на любой высоте полета работает I программа регулирования, при которой выдвижение клина может изменяться от 0 до 100 %, т.е. от полностью убранного до выпущенного полетного положения. Время выпуска клина от 0 до 100 % составляет 1...2 с; время полной уборки клина от положения 100 % лежит в пределах 1,5...2,0 с.

В целях повышения запасов газодинамической устойчивости силовой установки при стрельбе из бортового оружия в системах АРВ-29Д предусмотрена коррекция программ регулирования воздухозаборников: при срабатывании автомата противопомпажной защиты (АПЗ) осуществляется дополнительный выпуск клиньев, величина которого не превышает $10 \pm 1,5$ % и ограничивается на каждой из трех программ достижением соответствующего предельного выдвижения клиньев 35, 60 и 100 %.

Если в процессе торможения самолета клинья воздухозаборников не убираются автоматически, следует пользоваться ручной (аварийной) уборкой из кабины летчика. Аварийная уборка клиньев возможна как при наличии, так и при отсутствии давления в гидравлической части систем АРВ-29Д.

В случае самопроизвольного выдвижения клина до 55 % при работе автоматики воздухозаборников по третьей программе производится автоматическое стопорение панелей в этом положении и высвечивание на экране в кабине летчика трафарета ВОЗД. ЗАБ. ЛЕВ.

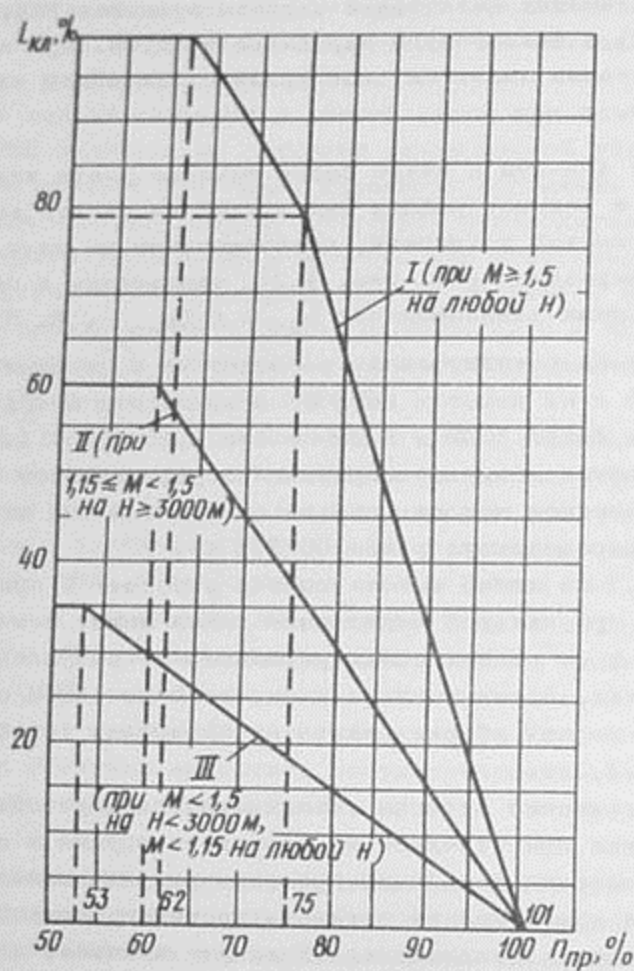


РИС. 3.2. ПРОГРАММЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

(ПРАВ.), сопровождаемое речевой информацией "Отказ автоматики левого (правого) воздухозаборника".

Контроль за работой систем АРВ-29Д в полете осуществляется по положению шторок индикаторов положения клиньев (ИПК). Следует помнить, что при неодинаковых значениях физической частоты вращения РНД левого и правого двигателей положения шторок соответствующих индикаторов будут различными.

3.2.4. Эксплуатационные характеристики и неустойчивые режимы работы воздухозаборников

Эксплуатационные характеристики сверхзвуковых воздухозаборников получают при продувках их моделей в аэродинамических трубах, а также в летных испытаниях. Основными из таких характеристик являются зависимости от условий полета и режима работы двигателя ряда параметров, определяющих:

- эффективность рабочего процесса воздухозаборника;
- неоднородность потока на выходе из него;
- газодинамическую устойчивость воздухозаборника.

Эффективность рабочего процесса воздухозаборника принято оценивать коэффициентом сохранения полного давления

$$\sigma_{вх} = \frac{p_{в}^*}{p_n^*} \quad (3.2)$$

Расход воздуха через двигатель и полное давление перед выходным соплом прямо пропорциональны коэффициенту сохранения полного давления. По этой причине тяга двигателя существенно зависит от его величины: 1 % уменьшения коэффициента сохранения полного давления соответствует примерно 1,5 % уменьшения тяги.

Неоднородность потока в выходном сечении воздухозаборника оценивают комплексным параметром

$$W = \epsilon + \Delta \sigma_0. \quad (3.3)$$

Чем выше уровень пульсаций и больше окружающая неравномерность полного давления в выходном сечении воздухозаборника, тем меньше значение действительного противопомпажного запаса компрессора двигателя. Относительная амплитуда пульсаций давления, относительная величина окружающей неравномерности полного давления и соответственно параметр неоднородности возрастают с увеличением физической частоты вращения ротора двигателя, при косом обдуве воздухозаборника (в полетах на больших углах атаки или со скольжением), а также при значительных выдвиганиях клина (на больших сверхзвуковых скоростях полета).

характеризуется противопомпным запасом – величиной перемещения клина на уборку от положения, соответствующего при заданном значении приведенной частоты вращения РНД номинальной программе регулирования, до положения, при котором наступает неустойчивая работа – помпаж воздухозаборника. Как известно, помпаж воздухозаборника, представляющий собой автоколебательный низкочастотный процесс изменения давления в канале, может возникать на сверхзвуковых скоростях при неблагоприятных сочетаниях условий полета и режима работы двигателя и является режимом, недопустимым в эксплуатации.

Основные эксплуатационные характеристики воздухозаборников самолета МИГ-29 представлены на рис. 3.3...3.5.

Как видно из рис. 3.3, где даны зависимости коэффициента сохранения полного давления, относительной амплитуды пульсаций давления, относительной величины окружной неравномерности полного давления и параметра неоднородности потока от приведенной частоты вращения РНД в стартовых условиях ($H = 0$, $M = 0$, подвод воздуха через верхние входы), с увеличением приведенной частоты вращения РНД двигателей характеристики воздухозаборников ухудшаются: при увеличении приведенной частоты вращения РНД от 50 до 100 % коэффициент сохранения полного давления снижается с 0,98 до 0,85, а параметр неоднородности потока увеличивается с 1 до 7,5 %. Ухудшение характеристик в данном случае вызывается увеличением скорости течения воздуха в каналах воздухозаборников, особенно в области открытых створок верхних входов, где появляются местные срывы потока.

На рис. 3.4 показаны зависимости тех же параметров от числа M для условий полета с углом атаки примерно 2° при $T_n = 216,7$ К и при номинальных программах регулирования двигателей и воздухозаборников в процессе разгона самолета.

До $M = 0,16$, соответствующего приборной скорости 200 км/ч, подвод воздуха осуществляется через верхние входы с невысоким и почти постоянным коэффициентом сохранения полного давления, равным 0,85, при значительном уровне неоднородности потока (7,5 %). Переход на осевые входы сопровождается резким повышением коэффициента сохранения полного давления и уменьшением параметра неоднородности потока за счет более плавного (бессрывного) течения воздуха в каналах воздухозаборников. Рост коэффициента сохранения полного давления продолжается до M , примерно равного 0,95, после чего он быстро падает по мере увеличения интенсивности скачков уплотнения в сверхзвуковом потоке. Параметр неоднородности в диапазоне $0,8 < M < 1,5$ остается практически постоянным и

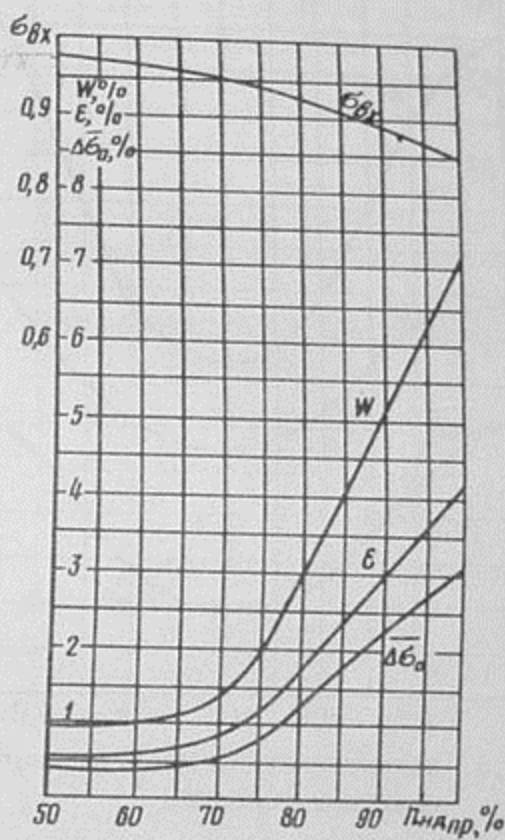


РИС. 3.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ В СТАРТОВЫХ УСЛОВИЯХ

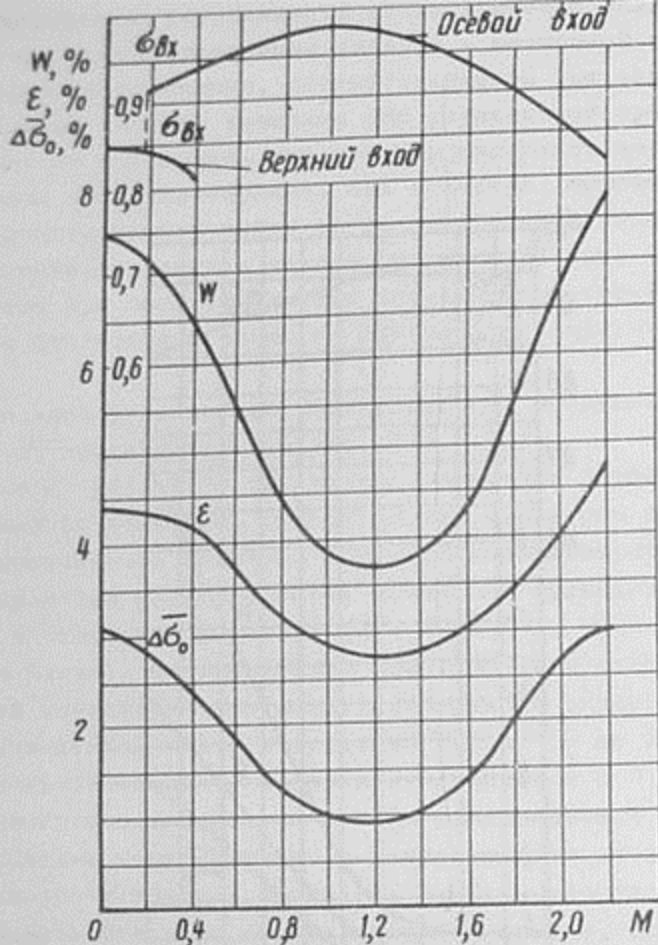


РИС. 3.4. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ В ПОЛЕТНЫХ УСЛОВИЯХ

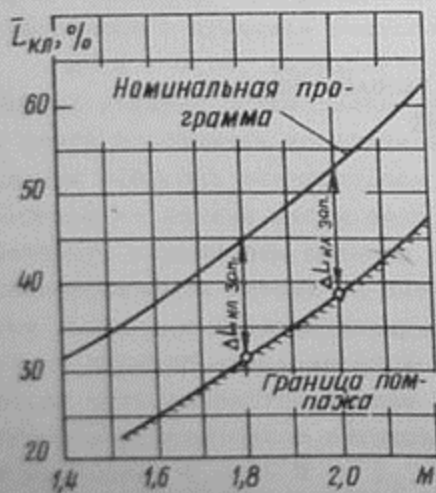


РИС. 3.5. ПРОТИВОПОМПАЗНЫЕ ЗАПАСЫ
ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ

равным приблизительно 4 %, а при дальнейшем разгоне самолета, сопровождаемом выдвижением клиньев, значения параметра неоднородности возрастают и достигают примерно 7 % на $M = 2$.

На рис. 3.5 показано ориентировочное расположение границы помпажа воздухозаборников самолета МИГ-29 относительно номинальной программы их регулирования в процессе разгона на высотах полета $H > 11000$ м. Эта граница построена по результатам летних испытаний, в которых уборка клиньев от положений, соответствующих номинальной программе, производилась вручную до появления характерных помпажных колебаний давления в каналах с частотой около 5 Гц. На числах M , равных 1,8 и 2, противопомпажные запасы в летних испытаниях составили примерно 14 %, причем важно отметить, что при помпаже воздухозаборников двигатели работали устойчиво.

3.3. СХЕМА, РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ РД-33

Двигатель РД-33 является двухвальным, двухконтурным турбореактивным двигателем с форсажем (ТРДДФ), с относительно небольшой степенью двухконтурности, со смещением потоков перед общей форсажной камерой и с регулируемым сверхзвуковым реактивным соплом. Схема двигателя с характерными сечениями газозоудного тракта приведена на рис. 3.6.

Компрессор двигателя - двухвальный, двухкаскадный, с низконапорным четырехступенчатым вентилятором (компрессором низкого давления - КНД) и регулируемым высоконапорным девятиступенчатым компрессором высокого давления (КВД). Воздух, поступающий в двигатель, разделяется в КНД на два потока. Один поток сжимается в периферийной части лопаток вентилятора и поступает во второй (внешний) контур двигателя. Другая часть потока воздуха проходит по первому (внутреннему) контуру двигателя. Сжатие этого воздуха осуществляется последовательно в центральной части вентилятора (КНД) и в КВД. Отношение расхода воздуха через второй контур к расходу воздуха через первый контур называется степенью двухконтурности двигателя $\pi = \frac{G_{в II}}{G_{в I}}$.

Двухконтурные двигатели обладают лучшей экономичностью на бесфорсажных режимах по сравнению с одноконтурными ТРД в дозвуковом диапазоне скоростей полета. Это связано с тем, что наличие второго контура обуславливает уменьшение скорости истечения газа из сопла, а значит, и уменьшение разницы между этой скоростью и скоростью полета. В результате уменьшаются потери кинетической

энергии реактивной струи, характеризуемые величиной $0,5 (c_c - V)^2$, а значит, большая часть этой кинетической энергии используется для совершения полезной работы по перемещению летательного аппарата в воздухе (растет тяговый к.п.д. двигателя). Эта особенность ТРДЦ проявляется тем сильнее, чем выше значение степени двухконтурности двигателя. Степень двухконтурности двигателя изменяется при изменении режима его работы. При снижении частоты вращения ротора двигателя, увеличении числа M полета или уменьшении высоты ниже 11 км (когда падает приведенная частота вращения ротора двигателя) степень двухконтурности двигателя растет и снижается при их обратном изменении.

Для обеспечения требуемой экономичности двигателя в широком диапазоне высот и скоростей полета, а также получения хороших разгонных характеристик самолета компрессор его двигателя должен иметь сравнительно высокую степень повышения давления воздуха $\pi_k = \frac{P_k}{P_v}$ (где в числителе – давление воздуха за компрессором, в знаменателе – давление воздуха на входе в него). Для двигателя РД-33 на максимальном режиме его работы в условиях взлета степень повышения давления воздуха равна 21.

Степень повышения давления воздуха в компрессоре зависит от величины приведенной частоты его вращения. Уменьшение приведенной частоты вращения ротора двигателя приводит к снижению степени повышения давления, а увеличение – к росту.

При проектировании компрессора геометрические параметры его проточной части (профиль меридионального сечения, профили и углы установки лопаток и т.п.) определяются для одного расчетного режима. Обычно этот режим определяется расчетным значением приведенной частоты вращения ротора двигателя, близкой к 100 %. При этом и степень повышения давления воздуха равна расчетной.

При уменьшении степени повышения давления меньше расчетного значения уменьшается соответственно и плотность воздуха по тракту компрессора. В результате площади проходных сечений вдоль канала компрессора оказываются недостаточными для обеспечения расчетных значений осевых скоростей потока, особенно в последних ступенях. Поэтому осевая скорость потока в последних ступенях возрастает, а углы атаки, с которыми обтекаются лопатки рабочих колес этих ступеней, уменьшаются. Вследствие этого последние ступени работают менее эффективно, что вызывает падение осевой скорости и соответствующее увеличение углов атаки в первых ступенях. Такой процесс отклонения углов атаки от их расчетных значений в первых и последних ступенях принято называть рассогласованием работы ступеней на нерасчетных режимах работы компрессора.

При значительном отклонении режима работы компрессора от расчетного в сторону малых величин степени повышения давления воздуха углы атаки в первых ступенях могут достичь критических значений, что приведет к срыву потока в них и может вызвать нарушение устойчивой работы компрессора и силовой установки в целом.

Если изменение режима работы компрессора будет таким, что степень повышения давления воздуха станет выше расчетной (например, в условиях взлета при низких температурах наружного воздуха или при полетах с малой скоростью, когда приведенная частота вращения ротора двигателя больше расчетной), то картина будет обратной: увеличение плотности воздуха по тракту компрессора вызовет падение осевой скорости потока, особенно в последних ступенях. Это приведет к увеличению углов атаки в них. В первых же ступенях компрессора скорости потока практически не изменятся. Таким образом, в этом случае наиболее вероятен срыв на последних ступенях, который также может привести к нарушению устойчивой работы двигателя.

Очевидно, чем выше значение расчетной степени повышения давления воздуха, тем больше степень сужения проточной части компрессора, тем сильнее проявляются рассмотренные выше явления и тем уже диапазон режимов, в котором нерегулируемый одновальный компрессор работает устойчиво. Расширить этот диапазон на двигателе РД-33 позволяет двухвальная схема компрессора, где каждый из каскадов имеет свой привод (соответственно от турбины низкого и турбины высокого давления). Роторы низкого и высокого давления кинематически не связаны между собой, и компрессоры могут иметь различную частоту вращения. Это позволяет обеспечивать регулирование компрессора на нерасчетных режимах его работы. Сущность такого регулирования заключается в том, что на нерасчетных режимах, изменяя соотношение частот вращения отдельных роторов, характеризуемое величиной скольжения $S = n_{вд} / n_{нд}$, можно влиять на величину углов атаки в ступенях каскадов. Так, например, при уменьшении степени повышения давления ниже расчетной КНД из-за увеличения углов атаки в его ступенях "затяжелается", в то время как в КВД в последней группе ступеней углы атаки уменьшаются и он "затяжелается" в существенно меньшей степени, чем КНД (или даже "облегчается"). Если при этом увеличить частоту вращения РВД относительно частоты вращения РНД, то есть повысить скольжение роторов, то уменьшится дросселирующее воздействие компрессора высокого давления на поток, выходящий из КНД. Поэтому осевые скорости воздуха в КНД возрастут, а углы атаки соответственно

упадут и опасность возникновения неустойчивой работы КИД снизится. Одновременно относительный рост частоты вращения РВД, означающий также увеличение окружной скорости в ступенях КВД, приводит к увеличению углов атаки в них. Таким образом, рост скольжения роторов в рассматриваемом случае приведет к приближению углов атаки в обоих каскадах к их расчетным значениям.

Аналогичным образом можно показать, что в случае увеличения степени повышения давления выше расчетной уменьшение скольжения роторов приведет к обратной картине и углы атаки по тракту компрессора также будут приближаться к оптимальным значениям.

Однако следует отметить, что компрессор высокого давления двигателя РД-33 является высоконапорным (на максимальном режиме в условиях влета степень повышения давления компрессора РВД равна 7), поэтому он и сам нуждается в регулировании на нерасчетных режимах из-за рассогласования его первых и последних ступеней. Например, в случае снижения степени повышения давления воздуха в компрессоре РВД ниже расчетной при уменьшении углов атаки в последних ступенях КВД (как это было показано выше) в его первых ступенях (то есть в средних ступенях компрессора в целом) углы атаки будут меняться незначительно (могут даже несколько возрасти). При увеличении же скольжения в процессе регулирования компрессора в целом, когда в КВД будет наблюдаться рост углов атаки на всех его ступенях, их величина на первых ступенях может достичь опасных значений, близких к критическим. По этой причине первые три ступени КВД выполнены с поворотными направляющими аппаратами, прикрытые которых на пониженных значениях приведенной частоты вращения РВД позволяет снизить углы атаки на первых ступенях КВД и обеспечить устойчивую работу во всем эксплуатационном диапазоне режимов работы двигателя.

В качестве дополнительного мероприятия, направленного на расширение диапазона устойчивой работы вентилятора и безвибрационной работы рабочих лопаток его первой ступени, над рабочим колесом этой ступени в корпусе вентилятора выполнено целевое устройство. Оно представляет собой кольцевой канал с целевой решеткой (рис. 3.7, а). По мере уменьшения приведенной частоты вращения РИД (то есть увеличения углов атаки на лопатках первой ступени) растет перепад давлений между точками А и Б (рис. 3.7, б) и возникает кольцевое течение воздуха над рабочим колесом. Оно, с одной стороны, повышает осевую скорость (уменьшает углы атаки) на периферии рабочего колеса, а с другой стороны, оттесняет основной поток к втулке. Это суживает площадь, занимаемую ядром

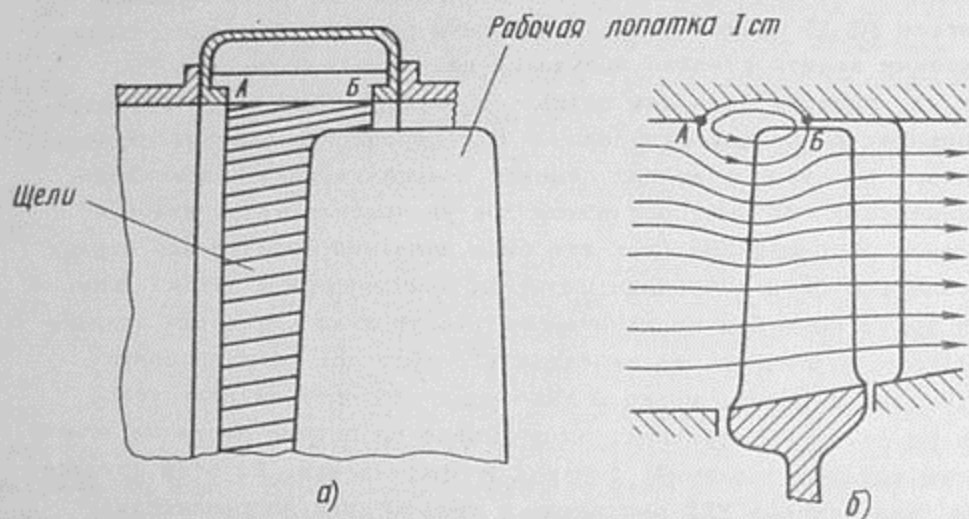


РИС. 3.7. ЩЕЛЕВОЕ УСТРОЙСТВО:

а - схема устройства; б - влияние кольцевого течения на основной поток; А, Б - точки

потока, что приводит к росту осевой скорости в нем и в итоге к уменьшению углов атаки. Щели же поглощают энергию появляющихся пульсаций потока. В результате расширяется диапазон устойчивой работы вентилятора, повышается его к.п.д. и уменьшается вероятность возникновения зон вращающегося срыва, являющихся источником возбуждения опасных вибраций длинных лопаток первой ступени.

Кроме того, наличие второго контура, являющегося постоянно действующим каналом перепуска воздуха за вентилятором, также способствует повышению его газодинамической устойчивости при приведенной частоте вращения РНД ниже расчетной (повышаются осевые скорости потока в КНД, и соответственно снижаются углы атаки на его лопатках). При этом эффект перепуска воздуха усиливается по мере отклонения режима работы компрессора от расчетного режима в сторону уменьшения степени повышения давления воздуха (степень двухконтурности растет с уменьшением приведенной частоты вращения РНД).

Однако при увеличении приведенной частоты вращения РНД наблюдается обратная картина: из-за уменьшения степени двухконтурности второй контур оказывает дросселирующее воздействие на КНД, и его газодинамическая устойчивость снижается. При приведенной частоте вращения РНД выше расчетной углы атаки на лопатках КНД по этой причине могут достигать опасных значений, поэтому на двигателе РД-33 предусмотрено ограничение максимально допустимого значения приведенной частоты вращения РНД.

В результате указанного регулирования компрессора не только расширяется диапазон режимов его устойчивой работы, но и обеспечивается достаточно высокое значение коэффициента полезного действия компрессора, что улучшает данные двигателя по экономичности.

Следует отметить, однако, что применение этих мероприятий на двигателе не исключает полностью возможности возникновения неустойчивой работы двигателя в условиях эксплуатации, особенно на переходных режимах (разгон двигателя, сброс газа, включение и выключение форсажа и т.п.). Для предотвращения потери устойчивости работы двигателя в этих случаях необходима правильная регулировка элементов системы его автоматического управления, а также строгое выполнение требований Инструкции по эксплуатации самолета и его силовой установки.

За КВД сжатый воздух поступает в кольцевую камеру сгорания. Такая камера при большом числе завихрителей с форсунками (двадцать четыре) и хорошем перемешивании топлива с воздухом

обеспечивает высокую полноту сгорания топлива и более равномерное по окружности температурное поле перед лопатками турбины на различных режимах работы двигателя.

Турбина двигателя - осевая, двухвальная, двухступенчатая. Она состоит из турбины высокого давления (ТВД), которая служит для привода КВД, и турбины низкого давления (ТНД), которая приводит во вращение вентилятор. Для обеспечения надежной работы турбины в условиях высоких температур предусматривается ее охлаждение. Сопловой аппарат ТВД охлаждается воздухом, отбираемым из-за последней ступени компрессора, а рабочие лопатки и диски ТВД, а также сопловой аппарат ТНД охлаждаются воздухом, отбираемым из-за пятой ступени КВД.

Горячие газы за турбиной низкого давления смешиваются в камере смешения (с помощью смесителя) с воздухом, поступающим из второго контура (за вентилятором).

За камерой смешения располагается общая для обоих контуров форсажная камера сгорания. Для плавного изменения тяги двигателя на режимах форсажа в форсажной камере размещены три ступени топливных коллекторов, включаемых и выключаемых последовательно в зависимости от режима работы двигателя. Воспламенение и розжиг форсажного топлива при включении форсажа осуществляются с помощью "огневой дорожки". С этой целью в основной камере сгорания расположена струйная (по потоку) форсунка кратковременной подачи топлива розжига форсажа, а за ТНД установлена центробежная (против потока) форсунка, которая обеспечивает переброс пламени от струйной форсунки к первой ступени топливных коллекторов форсажной камеры. Применение такой системы розжига форсажной камеры позволило обеспечить устойчивое и надежное включение форсажа во всем эксплуатационном диапазоне режимов полета.

Из форсажной камеры газ поступает в реактивное сопло. Так как выходное устройство двигателя РД-33 предназначено для больших сверхзвуковых скоростей полета самолета, оно выполнено из двух отдельно регулируемых частей: суживающейся (дозвуковой) и расширяющейся (сверхзвуковой). Регулирование площади критического сечения сопла производится в целях получения оптимальных параметров турбокомпрессора на бесфорсажных и форсированных режимах работы двигателя в различных условиях полета. Изменение площади выходного сечения сопла F_c позволяет обеспечить такой режим работы, когда газ расширяется в сопле практически до атмосферного давления и тяга двигателя получается наибольшей.

Основные режимы и параметры работы двигателя РД-33 приведены в табл. 3.1.

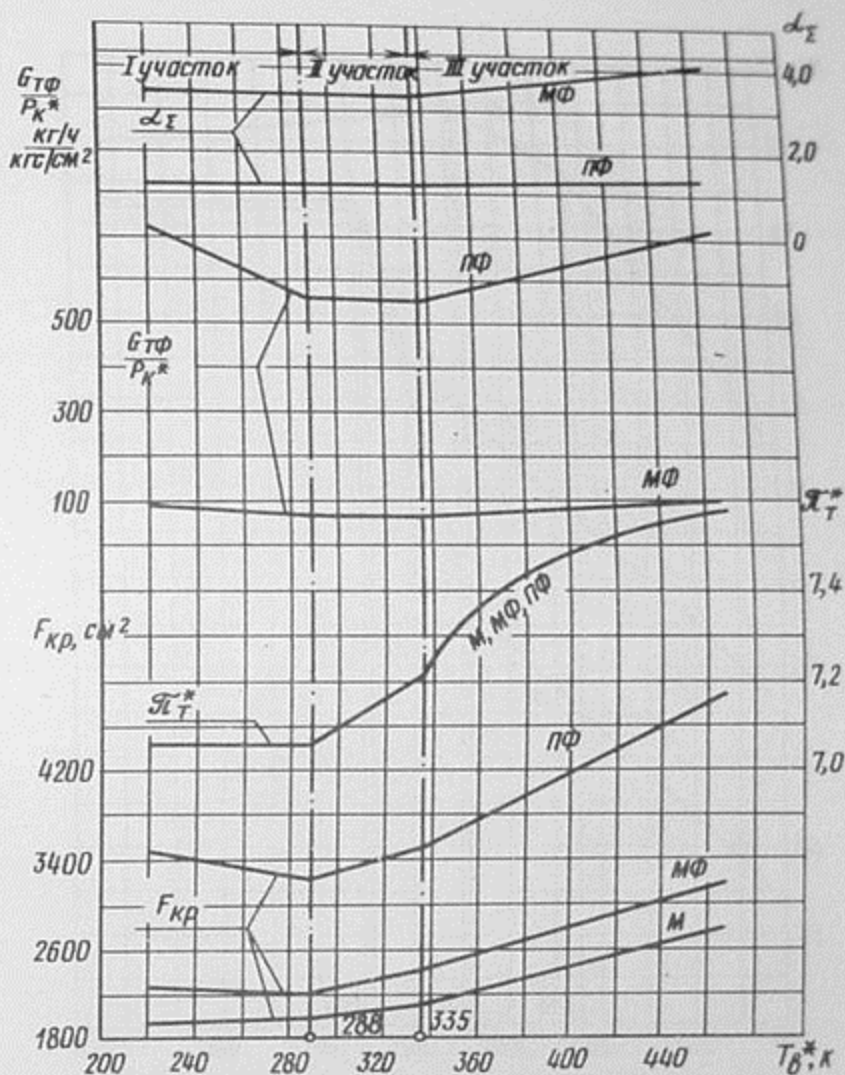


РИС. 3.9. ЗАВИСИМОСТЬ $F_{кр}$, π_T^* , $G_{TФ} / P_{K*}$, α_Σ ОТ $T_{в*}$ НА РЕЖИМАХ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ "МАКСИМАЛ" (М), "МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ" (МФ) И "ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ" (ПФ)

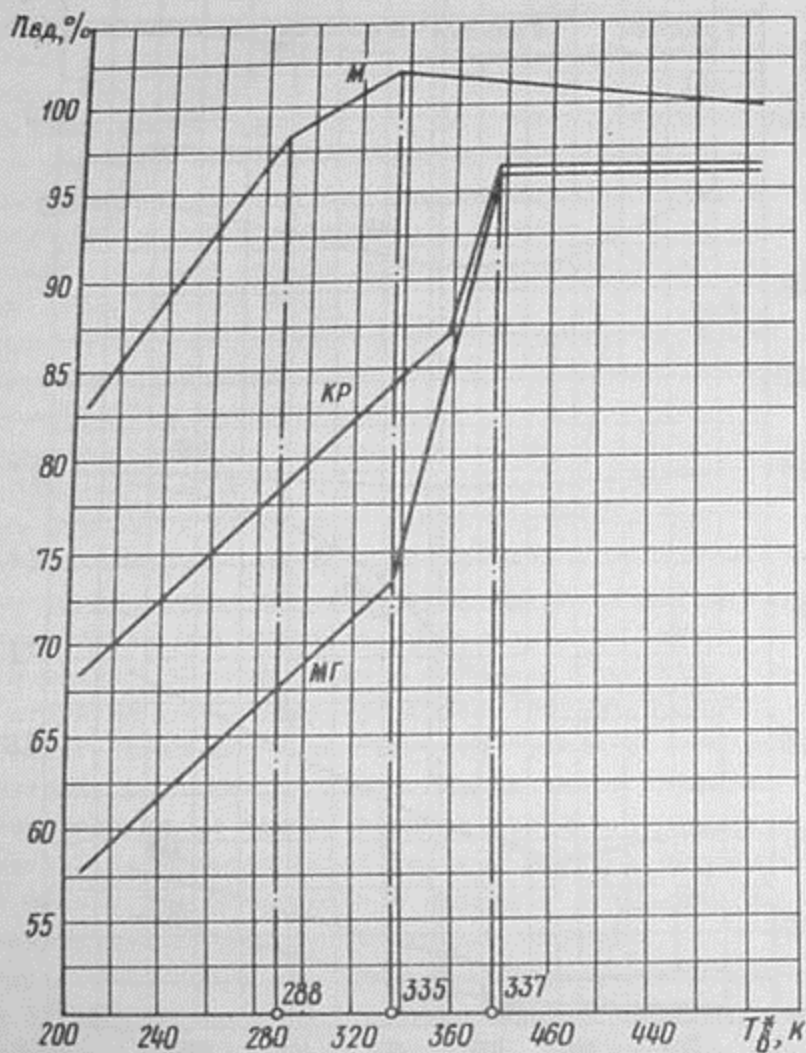


РИС. 3.10. ЗАВИСИМОСТЬ $\eta_{вд}$ ОТ $T_{в}^{зе}$ НА РЕЖИМАХ "МАЛЫЙ ГАЗ" (МГ), "МАКСИМАЛ" (М) И ОДНОМ ИЗ КРЕЙСЕРСКИХ РЕЖИМОВ (КР)

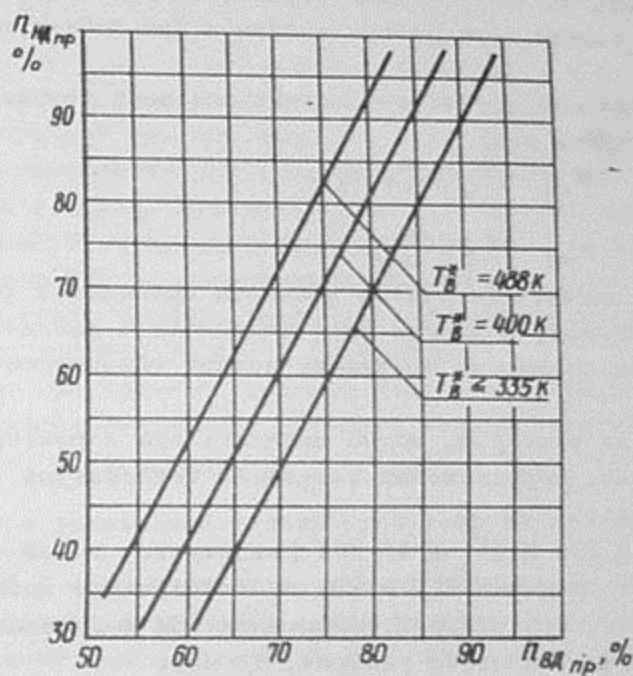


РИС. 3.11. ЗАВИСИМОСТЬ $n_{nd\text{ пр}}$ ОТ $n_{вд\text{ пр}}$ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЗНАЧЕНИЯХ $T_{в}^{\text{ж}}$ НА КРЕЙСЕРСКИХ РЕЖИМАХ

Этот режим характеризуется наибольшими для нефорсированных режимов значениями частот вращения роторов, а также температуры газов перед турбиной, поэтому ему соответствует и наибольшее (при данных условиях полета) значение тяги. Детали двигателя на максимальном режиме подвержены большим нагрузкам, поэтому суммарное время работы на таком режиме ограничивается. Используется этот режим на взлете, при наборе высоты и при полете на большой скорости.

На максимальном режиме в качестве основной осуществляется программа (см. рис. 3.8)

$$n_{вд} = f_1 (T_v^*, p_v^*);$$

$$n_{нд} = f_2 (T_v^*),$$

позволяющая обеспечить (с учетом величины предельной температуры газов перед турбиной) заданную тягу двигателя в различных условиях полета (для получения требуемых летных характеристик самолета).

Как видно из рис. 3.8, можно выделить три характерных участка программы, определяемых значением температуры воздуха на входе в двигатель:

1. При $T_v^* \leq 288 \text{ К}$ ($t_v^* \leq 15^\circ \text{C}$) реализуется такой закон изменения частот вращения РНД и РВД по температуре воздуха на входе в двигатель, при котором обеспечивается неизменность приведенных частот вращения обоих роторов, то есть

$$n_{нд пр} = \text{const} \quad \text{и} \quad n_{вд пр} = \text{const}.$$

В результате двигатель на этом участке программы работает на подобных режимах, когда все его приведенные параметры (в том числе: температура газов $T_{г пр}^* = T_g^* \cdot \frac{288}{T_v^*}$, тяга $P_{пр} = P \cdot \frac{1,033}{P_v^*}$

и удельный расход топлива $C_{уд пр} = C_{уд} \frac{288}{T_v^*}$) сохраняются неизменными. Использование такой программы объясняется следующими причинами.

Уменьшение температуры воздуха на входе в двигатель ниже 288 К при неизменной действительной частоте вращения РНД привело бы к увеличению $n_{нд пр} = n_{нд} \sqrt{\frac{288}{T_v^*}}$, в результате рабочая точка

на характеристике КНД (рис. 3.12) сместилась бы вдоль рабочей линии в сторону увеличения приведенной частоты вращения РНД, приближаясь к границе устойчивой работы КНД из-за уменьшения степени двухконтурности (см. подразд. 3.3). При этом произошло бы снижение запаса устойчивости КНД

$$\Delta K_{\text{унд}} = \left[\frac{(\pi_{\text{КНД}}^* / G_{\text{впр}})_{\text{гр}}}{(\pi_{\text{КНД}}^* / G_{\text{впр}})_{\text{раб}}} - 1 \right] \cdot 100 \%, \quad (3.4)$$

где индексы "гр" и "раб" относятся соответственно к параметрам КНД на границе устойчивой работы и в рабочей точке при одинаковых значениях приведенной частоты вращения РНД. Это привело бы к недопустимому снижению запаса газодинамической устойчивости силовой установки в целом. Поддержание же приведенной частоты вращения РНД, равной 97,6 %, позволяет зафиксировать рабочую точку на характеристике КНД на достаточном удалении от границы устойчивой работы и гарантировать требуемое минимально допустимое значение запаса устойчивости КНД постоянным.

Аналогично при частоте вращения РВД, равной 98,5 %, обеспечивается и заданное постоянное значение запаса устойчивости КВД.

Кроме того, поддержание $n_{\text{ндпр}} = \text{const}$, $n_{\text{вдпр}} = \text{const}$,

$T_{\text{гпр}}^* = \text{const}$ при уменьшении температуры воздуха на входе в дви-

гатель ниже 288 К обеспечивается за счет уменьшения подачи топлива в основную камеру сгорания и соответствующего снижения действительных значений частот вращения РНД, РВД и температуры газов перед турбиной (см. рис. 3.8). Это позволяет уменьшить механические и тепловые нагрузки на элементы конструкции без снижения тяги двигателя ($P = P_{\text{пр}} \cdot \frac{P_{\text{в}}^*}{1,033} = \text{const}$ при неизменном давлении

$P_{\text{в}}^*$) и при улучшении его экономичности ($C_{\text{уд}} = C_{\text{удпр}} \sqrt{\frac{T_{\text{в}}^*}{288}}$ с

уменьшением температуры воздуха на входе в двигатель снижается).

2. В диапазоне $288 \text{ К} < T_{\text{в}}^* < 335 \text{ К}$ ($15^\circ \text{C} < t_{\text{в}}^* < 62^\circ \text{C}$) реализуется программа

$$n_{\text{вд}} = f_1(T_{\text{в}}^*),$$

$$n_{\text{нд}} = f_2(T_{\text{в}}^*),$$

обеспечивающая требуемое увеличение тяги двигателя с ростом скорости полета.

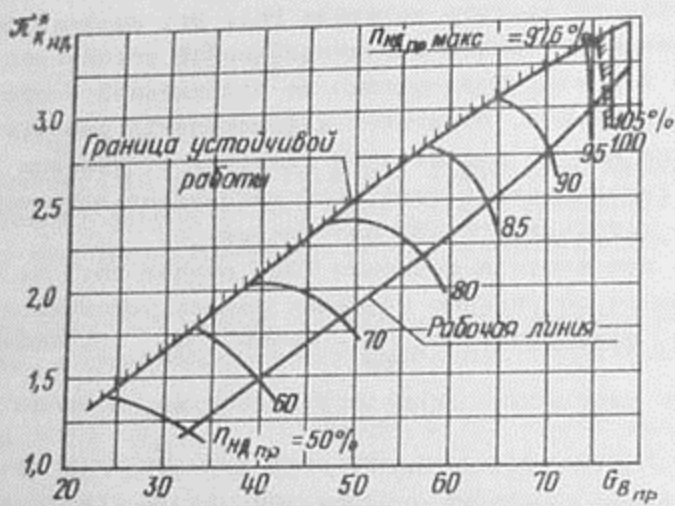


РИС. 3.12. ХАРАКТЕРИСТИКА КНД

На этом участке программы величина частот вращения РИД и РВД растут по мере повышения температуры воздуха на входе в двигатель (см. рис. 3.8). Рост частоты вращения РВД обеспечивается увеличением подачи топлива в камеру сгорания и соответствующим повышением температуры газов перед турбиной (одновременно растет и температура газов за турбиной). Чтобы увеличить частоту вращения "затягивающегося" компрессора низкого давления, требуется существенное увеличение мощности его турбины (ТНД). Хотя рост температуры газов перед турбиной сопровождается пропорциональным повышением температуры газов перед турбиной низкого давления, этого оказывается недостаточно для требуемого увеличения частоты вращения РИД. Поэтому необходимая мощность турбины низкого давления достигается путем раскрытия створок реактивного сопла (см. рис. 3.9), то есть за счет увеличения степени расширения газов в турбине низкого давления (при этом растет и

$$\pi_{\text{Т}}^* = \pi_{\text{ТВД}}^* \cdot \pi_{\text{ТНД}}^*).$$

При такой программе управления обеспечение требуемой тяги с ростом скорости полета (температуры воздуха на входе в двигатель) сопровождается увеличением механических (из-за роста частот вращения РИД и РВД) и тепловых (из-за роста температуры газов перед турбинами высокого и низкого давления) нагрузок на элементы конструкции двигателя. Охлаждающие свойства этого воздуха ухудшаются, и эффективность охлаждения снижается, что может привести к недопустимому уменьшению длительной прочности конструкционных материалов (особенно лопаток турбины). Для обеспечения надежной работы двигателя при высоких значениях температуры воздуха на входе в двигатель введен III участок программы с ограничением роста температуры газов перед турбиной и снижением частот вращения РВД и РИД.

3. При $T_{\text{в}}^* \geq 335 \text{ K}$ ($t_{\text{в}}^* \geq 62 \text{ }^\circ\text{C}$) реализуется программа $T_{\text{Т}}^* \approx \text{const}$, что соответствует заданному закону изменения $T_{\text{Гпред}}^* \geq f_3(T_{\text{в}}^*)$, $n_{\text{нд}} = f_2(T_{\text{в}}^*)$.

В качестве управляющего фактора, обеспечивающего $T_{\text{Гпред}}^* \approx \text{const}$, используется, как уже отмечалось, изменение подачи топлива в основную камеру сгорания. Для ограничения роста температуры газов перед турбиной с увеличением температуры воздуха на входе в двигатель выше 335 K необходимо уменьшать подачу топлива в основную камеру сгорания (в сравнении с программой на II участке), а это приводит к некоторому снижению частоты вращения РВД (см. рис. 3.8). Одновременно с ограничением температуры

газов перед турбиной ограничивается и рост температуры перед турбиной низкого давления.

Закон $n_{нд} = f_2(T_v^*)$ в рассматриваемом диапазоне изменения температуры воздуха на входе в двигатель подобран таким образом, чтобы каждому значению частоты вращения РВД соответствовало оптимальное (с точки зрения получения наибольшей тяги) значение частоты вращения РНД. Несмотря на то, что в соответствии с этим законом значение частоты вращения РНД с ростом температуры воздуха на входе в двигатель выше 346 К должно снижаться (см. рис. 3.8), КНД при этом все же продолжает "затягиваться". По этой причине, а также из-за того, что уже ограничено повышение температуры перед турбиной низкого давления, обеспечение указанного закона изменения $n_{нд} = f_2(T_v^*)$ достигается за счет более энергичного, чем на II участке программы, повышения $\pi_{нд}^*$ (а значит и π_T^*) путем соответствующего увеличения площади критического сечения сопла (см. рис. 3.9).

Следует отметить, что при принятой программе управления на II и III участках реализуется такой закон изменения $n_{нд} = f_2(T_v^*)$ и $n_{вд} = f_1(T_v^*)$, при котором с увеличением температуры воздуха на входе в двигатель выше 288 К происходит рост скольжения роторов. Это обстоятельство, наряду с одновременным повышением степени двухконтурности (см. подразд. 3.3), то есть увеличением перепуска воздуха за КНД во второй контур, способствует повышению запаса устойчивости компрессора низкого давления.

Значение запаса устойчивости компрессора высокого давления при этом хотя и снижается, но незначительно и остается достаточным для надежного обеспечения устойчивой работы КВД.

Таким образом (с учетом того, что на I участке программы запасы устойчивости КНД и КВД постоянны), принятая программа управления обеспечивает требуемые запасы устойчивости двухкаскадного компрессора двигателя РД-33 во всем рассматриваемом диапазоне изменения температуры воздуха на входе в двигатель.

Следует отметить, что при полетах на больших высотах (выше 13...14 км), особенно с малыми значениями M_H , из-за снижения давления и плотности газа по тракту двигателя уменьшаются числа Рейнольдса в его проточной части, характеризующие соотношение между силами инерции и трения в потоке

$$Re = \frac{\rho c b}{\mu} \quad (3.5)$$

При уменьшении числа Рейнольдса ниже его критического значения турбулентный поток переходит в ламинарный, в результате чего

существенно возрастает вязкостное трение. Уровень гидравлических потерь в элементах двигателя увеличивается, что вызывает снижение к.п.д. компрессора и турбины, а также расхода воздуха через двигатель.

Значительное снижение давления на входе в камеру сгорания приводит также к ухудшению процесса горения в ней и к уменьшению полноты сгорания топлива. В результате снижается тяга двигателя и ухудшается его экономичность.

Уменьшение к.п.д. компрессора и турбины высокого давления приводит к нарушению баланса мощностей, в результате чего частота вращения РВД должна понизиться. В этих условиях реализация заданного закона изменения $n_{вд} = f_1(T_{в}^*)$ при малых M (то есть на I и II участках программы) возможна лишь при соответствующем повышении температуры газов перед турбиной, что нежелательно с точки зрения сохранения ресурса. Для предотвращения роста температуры газов перед турбиной на I и II участках программой предусмотрена коррекция снижения уровня настройки $n_{вд} = f_1(T_{в}^*)$ по величине давления на входе в двигатель (рис. 3.13). При падении давления на входе в двигатель до $0,5 \text{ кгс/см}^2$ уровень зависимости $n_{вд} = f_1(T_{в}^*)$ начинает снижаться и при достижении давления на входе в двигатель $0,1 \text{ кгс/см}^2$ это снижение составляет $2,6 \%$.

Предотвращение роста температуры газов перед турбиной на III участке программы обеспечивается путем аналогичного снижения уровня настройки $T_{тпред}^* = f(T_{в}^*)$ на величину $\Delta T_{т}^* = 30 \text{ К}$ на высотах $H \geq 14500 \text{ м}$, при этом соответственно ограничивается и рост температуры газов перед турбиной на I и II участках программы (см. рис. 3.8).

3.4.3. Полный форсированный режим ("Полный форсаж")

Этот режим характеризуется наибольшими значениями тяги двигателя, развиваемой в данных условиях полета.

С целью получения наибольшей тяги при наименьшем расходе форсажного топлива включение любого форсированного режима (в том числе и полного) и работа на нем двигателя РД-33 производится при максимальном режиме работы турбокомпрессора, то есть при значениях частот вращения КНД, КВД, температуры газов перед турбиной и других параметров, соответствующих режиму "Максимальный". Это объясняется тем, что чем выше давление газов, к которым подводится тепло в форсажной камере, тем больше соответственно и степень расширения газов в выходном сопле и выше скорость их истечения

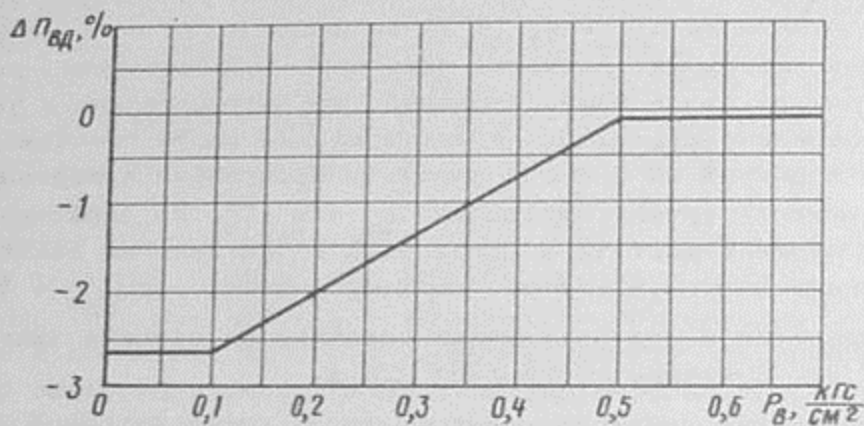


РИС. 3.13. ЗАВИСИМОСТЬ ВЕЛИЧИНЫ КОРРЕКЦИИ УРОВНЯ НАСТРОЙКИ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РВД ($\Delta \Pi_{вд}$) ОТ $P_{в}$ НА МАКСИМАЛЬНОМ И ФОРСИРОВАННОМ РЕЖИМАХ

из сопла, а следовательно, и тяга двигателя. При этом большему значению степени расширения газов в выходном сопле соответствует и большее понижение температуры газов в процессе их расширения в сопле, а значит, оказывается меньше неиспользованная тепловая энергия газов, покидающих двигатель. Таким образом, в этом случае лучше используется тепло, выделившееся в процессе сгорания форсажного топлива на форсированном режиме. Кроме того, при больших значениях давления и температуры газов легче обеспечить надежное и устойчивое горение в форсажной камере.

По указанным причинам программа управления турбокомпрессорной частью двигателя РД-33 на полном форсированном режиме полностью соответствует программе максимального режима (см. рис. 3.8, 3.9)

$$n_{вд} = f_1(T_{в}^*, p_{в}^*); n_{нд} = f_2(T_{в}^*) \text{ или } T_{т\text{пред}}^* = \text{const.}$$

Подача топлива в форсажную камеру на этом режиме производится по закону

$$\frac{G_{т\phi}}{p_{к}^*} = f_4(T_{в}^*),$$

обеспечивающему практически неизменное значение температуры газов в форсажной камере.

Подача форсажного топлива пропорционально давлению за компрессором, то есть по закону $G_{т\phi}/p_{к}^* = \text{const}$, применяемая обычно

для одноконтурных ТРДФ, позволяет обеспечить расход форсажного топлива практически пропорционально расходу воздуха через внутренний контур при любых условиях полета. Однако в форсажную камеру ТРДФ одновременно поступает воздух и из второго контура, причем тем больше, чем выше степень двухконтурности. Поскольку степень двухконтурности меняется с изменением температуры воздуха на входе в двигатель, то для получения требуемого состава топливовоздушной смеси в форсажной камере и поддержания

$T_{\phi}^* \approx \text{const}$ приходится корректировать по температуре воздуха на входе в двигатель и величину $G_{т\phi}/p_{к}^*$.

При включении полного форсажа температура газов перед соплом T_{ϕ}^* становится намного выше, чем $T_{см}^*$ на максимальном режиме ($T_{\phi}^* \approx 2050 \text{ K}$), а соответственно уменьшается и плотность этих газов. При неизменной площади критического сечения сопла рост температуры газов перед соплом будет сопровождаться ростом p_{ϕ}^* и вследствие этого увеличением $p_{т}^*$. Это приведет к падению $n_{т\text{нд}}^*$ и соответствующему снижению частоты вращения РИД. Для вос-

становления $\pi_{\text{нд}}^*$ и частоты вращения РНД необходимо раскрыть створки сопла (увеличить площадь критического сечения сопла). Поэтому на форсированных режимах двигателя РД-33 заданный закон изменения $\pi_{\text{нд}}^* = f_2(T_{\text{в}}^*)$ обеспечивается практически при тех же значениях $\pi_{\text{нд}}^*$, но при увеличенных в сравнении с максимальным режимом величинах площади критического сечения сопла (см. рис. 3.9).

Подача форсажного топлива на полном форсированном режиме на различных участках программы осуществляется:

1. При $T_{\text{в}}^* \leq 288 \text{ K}$ реализуется программа (см. рис. 3.8, 3.9)

$$\pi_{\text{нд пр}}^* = \text{const}, \pi_{\text{вд пр}}^* = \text{const}, \frac{G_{\text{т ф}}}{P_{\text{к}}^*} = f_4(T_{\text{в}}^*),$$

причем с уменьшением температуры воздуха на входе в двигатель величина $G_{\text{т ф}}/P_{\text{к}}^*$ растет. Это объясняется следующими причинами.

При работе двигателя на подобных режимах сохраняются неизменными степень двухконтурности и приведенные значения температуры газов перед турбиной ($T_{\text{г пр}}^* = T_{\text{г}}^* \frac{288}{T_{\text{в}}^*} = \text{const}$ и температуры воздуха за компрессором ($T_{\text{к пр}}^* = T_{\text{к}}^* \frac{288}{T_{\text{в}}^*} = \text{const}$). Поэтому в рас-

считываемом диапазоне изменения температуры воздуха на входе в двигатель действительные значения $T_{\text{г}}^*$ и $T_{\text{к}}^*$ будут меняться пропорционально $T_{\text{в}}^*$: $T_{\text{г}}^* = \text{const} \cdot T_{\text{в}}^*$ и $T_{\text{к}}^* = \text{const} \cdot T_{\text{в}}^*$. Но тогда и количество тепла, подводимого в основную камеру сгорания к каждому килограмму расходуемого через первый контур воздуха, также будет изменяться пропорционально температуре воздуха на входе в двигатель:

$$Q_1 = C_{\text{п}} (T_{\text{г}}^* - T_{\text{к}}^*) = \text{const} \cdot T_{\text{в}}^*. \quad (3.6)$$

Таким образом, с уменьшением температуры воздуха на входе в двигатель ниже 288 K величина Q_1 снижается, т.е. увеличивается количество неиспользованного кислорода в газах, поступающих из основной в форсажную камеру сгорания. Топливовоздушная смесь в форсажной камере обедняется (растет суммарный коэффициент избытка воздуха

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{G_{\text{в I}} + G_{\text{в II}}}{14,9 (G_{\text{т}} + G_{\text{т ф}})}, \quad (3.7)$$

где $14,9 \frac{\text{кг возд.}}{\text{кг топл.}}$ - количество воздуха, теоретически необходимое для полного сгорания одного килограмма керосина).

Обеднение смеси ухудшает процесс сгорания форсажного топлива, в результате чего ухудшается полнота сгорания, а это приводит к снижению температуры газов в форсажной камере и ухудшению тяговых и экономических характеристик. Для обеспечения необходимого состава топливовоздушной смеси в форсажной камере и поддержания $T_{\Phi}^* \approx \text{const}$ производится указанное увеличение $G_{T\Phi}^*/p_K^*$ по мере уменьшения температуры воздуха на входе в двигатель T_v^* (см. рис. 3.9).

2. В диапазоне $288 \text{ K} < T_v^* < 335 \text{ K}$ реализуется программа (см. рис. 3.8, 3.9)

$$p_{вд} = f_1(T_v^*), \quad p_{нд} = f_2(T_v^*), \quad \frac{G_{T\Phi}}{p_K^*} = \text{const}.$$

На этом участке T_{Γ}^* и T_K^* меняются так, что величина Q_1 несколько возрастает с ростом температуры воздуха на входе в двигатель. Однако с ростом T_v^* увеличивается и степень двухконтурности, поэтому увеличение продуктов сгорания в газах, поступающих в форсажную камеру из первого контура, компенсируется увеличением количества чистого воздуха, поступающего из второго контура. В итоге значение суммарного коэффициента избытка воздуха сохраняется практически неизменным, поэтому в рассматриваемом диапазоне изменения температуры воздуха на входе в двигатель подача форсажного топлива осуществляется по закону $G_{T\Phi}^*/p_K^* = \text{const}$ (см. рис. 3.9).

3. При $T_v^* > 335 \text{ K}$ реализуется программа (см. рис. 3.8, 3.9)

$$p_{нд} = f_1(T_v^*), \quad T_{T\text{пред}}^* = \text{const}, \quad \frac{G_{T\Phi}}{p_K^*} = f_4(T_v^*),$$

причем увеличению температуры воздуха на входе в двигатель соответствует увеличение и $G_{T\Phi}^*/p_K^*$. Это объясняется тем, что с ростом T_v^* повышается и T_K^* , а величина T_{Γ}^* ограничивается значением $T_{\Gamma\text{пред}}^*$. В результате количество тепла $Q_1 = C_p(T_{\Gamma\text{пред}}^* - T_K^*)$, подведенного к воздуху в камере сгорания, снижается и соответственно увеличивается количество неиспользованного кислорода в газах, поступающих в форсажную камеру из первого контура. Одновременно увеличивается и количество воздуха, поступающего из второго контура (из-за роста степени двухконтурности), поэтому топливовоздушная смесь в форсажной камере обедняется. Чтобы поддержать $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$, требуется увеличивать $G_{T\Phi}^*/p_K^*$, что и осуществляется программой (см. рис. 3.9).

3.4.4. Минимальный форсированный режим ("Минимальный форсаж")

Этот режим характеризуется наименьшим значением тяги на форсированных режимах (за счет уменьшения температуры газов в форсажной камере примерно до 1050 К). На двигателе РД-33 тяга на этом режиме всего на 10...12 % превышает тягу на максимальном режиме.

С целью обеспечения надежного и устойчивого горения топлива в форсажной камере работа двигателя РД-33 на этом режиме (как и на полном форсаже) обеспечивается при максимальном режиме работы турбокомпрессора. По этой причине и программа управления соответствует программе на полном форсированном режиме

$$n_{нд} = f_1(T_v^*), \quad n_{вд} = f_2(T_v^*) \quad \text{или} \quad T_{т\text{пред}}^* = \text{const}, \quad \frac{G_{т\phi}}{P_k^*} = f_4(T_v^*)$$

с той лишь разницей, что меньшим значениям температуры газов в форсажной камере соответствуют меньшие значения $G_{т\phi}/P_k^*$, площади критического сечения сопла и большие значения суммарного коэффициента избытка воздуха (см. рис. 3.8 и 3.9).

Форсированные режимы, занимающие промежуточное положение между полным и минимальным форсированными режимами, именуются частичными. Программа управления двигателем РД-33 на этих режимах аналогична программам на режимах полного и минимального форсажа, но при промежуточных значениях $T_{т\phi}$, $G_{т\phi}/P_k^*$, $F_{кр}$ и α_{Σ} .

3.4.5. Режим "Малый газ"

Этот режим характеризуется наименьшими значениями тяги и частотой вращения роторов двигателя, при которых обеспечивается его устойчивая работа, потребная приемистость и достаточная мощность привода агрегатов, установленных на двигателе.

На этом режиме, когда РУД находится на упоре МАЛЫЙ ГАЗ, реализуется программа управления

$$n_{вд\text{мг}} = f_5(T_v^*), \quad n_{нд\text{мг}\text{пр}} = f_6(n_{вд\text{мг}\text{пр}}, T_v^*).$$

Заданный закон изменения частоты вращения РВД на малом газе по температуре воздуха на входе в двигатель (см. рис. 3.10) обеспечивается за счет изменения подачи топлива в камеру сгорания, а зависимость $n_{нд\text{мг}\text{пр}}$ от $n_{вд\text{мг}\text{пр}}$ при различных значениях температуры воздуха на входе в двигатель (см. рис. 3.11) — за счет изменения площади критического сечения сопла (т.е. величины π_T^*).

Можно выделить три характерных участка программы управления режимами малого газа, определяемых значением температуры воздуха на входе в двигатель:

$$1. \text{ При } T_v^* < 335 \text{ К } n_{\text{вд}_{\text{мг пр}}} = 67,5 \% = \text{const},$$

$$n_{\text{нд}_{\text{мг пр}}} = 43,5 \% = \text{const}.$$

$$2. \text{ В диапазоне } 335 \text{ К} \leq T_v^* < 378 \text{ К } n_{\text{вд}_{\text{мг}}} = f_5(T_v^*),$$

$$n_{\text{нд}_{\text{мг пр}}} = f_6(n_{\text{вд}_{\text{мг пр}}}, T_v^*);$$

$$3. \text{ При } T_v^* \geq 378 \text{ К } n_{\text{вд}_{\text{мг}}} = 98 \% = \text{const}, n_{\text{нд}_{\text{мг пр}}} = f_6(n_{\text{вд}_{\text{мг пр}}}, T_v^*).$$

Как видно из рис. 3.10, программа управления обеспечивает непрерывный рост частоты вращения РВД на малом газе по мере увеличения температуры воздуха на входе в двигатель до 378 К.

Это позволяет:

- обеспечить улучшенную приемистость двигателя в полете (с ростом M автоматически происходит переход на режим полетного малого газа с повышенными значениями частоты вращения РВД и РНД);

- автоматически исключить возможность дросселирования двигателя ниже максимального режима (независимо от перемещения РУД) на сверхзвуковых скоростях полета (при больших температурах воздуха на входе в двигатель) и тем самым предотвратить возможность возникновения помпажа воздухозаборника и компрессора.

3.4.6. Крейсерские режимы (КР)

На двигателе РД-33 крейсерскими именуются режимы, занимающие промежуточное положение по тяге между режимами "Максимал" и "Малый газ", поэтому и значения частоты вращения РНД и РВД на этих режимах ниже, чем на максимальном.

Время работы на крейсерских режимах в пределах установленного ресурса не ограничивается. Они являются основными режимами двигателя при полетах большой продолжительности или дальности, поэтому на них должна обеспечиваться наилучшая экономичность.

На этих режимах реализуется программа управления

$$n_{\text{нд пр}} = f_6(n_{\text{вд пр}}, T_v^*), n_{\text{вд}} = f_7(\alpha_{\text{РУД}}, T_v^*).$$

Значение частоты вращения РВД определяется положением РУД, т.е. величиной подачи топлива в камеру сгорания, и корректируется по температуре воздуха на входе в двигатель аналогично программе на режиме "Малый газ" (с той же целью), как это показано для одного из положений РУД на рис. 3.10.

Программа изменения $n_{ндпр}$ по $n_{вдпр}$ для $T_v^* \leq 335$ К (см. рис. 3.11) определена из условия получения наилучшей экономичности двигателя на дроссельных режимах.

Введение коррекции закона $n_{ндпр} = f(n_{вдпр})$ по величине температуры воздуха на входе в двигатель, при которой значение приведенной частоты вращения РНД с ростом температуры воздуха на входе в двигатель увеличивается (см. рис. 3.11), обусловлено необходимостью исключить возможное скачкообразное изменение настройки частоты вращения РНД при переходе с форсированного или максимального режима на крейсерские режимы на больших числах M полета. Это объясняется тем, что на форсированных и максимальном режимах при увеличении температуры воздуха на входе в двигатель выше 335 К с ростом M $n_{вдпр} = n_{вд} \sqrt{\frac{288}{T_v^*}}$ быстро снижается (температура воздуха на входе в двигатель растет, а частота вращения РВД на III участке программы падает).

В этом случае при отсутствии коррекции в соответствии с программой крейсерского режима $n_{ндпр} = f_6(n_{вдпр})$ происходило бы еще более быстрое снижение действительного значения частоты вращения РНД и оно оказалось бы существенно меньше, чем частота вращения РНД на форсированных или максимальном режимах при тех же значениях температуры воздуха на входе в двигатель. Переход в этих условиях с режимов "Форсаж" или "Максимал" на крейсерские режимы привел бы к резкому прикрытию створок сопла (уменьшению площади критического сечения сопла) с целью обеспечения пониженного значения частоты вращения РНД. Это привело бы к скачкообразному снижению тяги двигателя. Кроме того, произошло бы резкое повышение давления во втором контуре и соответствующее смещение работы КНД к границе устойчивой работы, что в определенных условиях могло бы привести к помпажу двигателя.

Введение указанной коррекции при увеличении температуры воздуха на входе в двигатель выше 335 К, повышая до необходимого уровня частоту вращения РНД на крейсерских режимах, обеспечивает плавное изменение тяги двигателя и требуемый запас устойчивости КНД при переходе на эти режимы на больших скоростях полета.

Как видно из рис. 3.11, при принятой программе $n_{ндпр} = f_6(n_{вдпр}, T_v^*)$ по мере дросселирования двигателя на крейсерских

режимах (при уменьшении частоты вращения РВД) происходит увеличение скольжения роторов. Как уже отмечалось (см. подразд. 3.3), это позволяет уменьшить дросселирующее воздействие КВД на компрессор низкого давления на нерасчетных режимах его работы и тем самым обеспечить достаточный запас устойчивости КНД.

В процессе дросселирования двигателя на крейсерских режимах (т.е. отклонения от расчетного режима работы) снижается запас устойчивости КВД. Для обеспечения требуемого значения запаса устойчивости КВД производится регулирование КВД поворотом лопаток направляющих аппаратов (НА) его первых трех ступеней на прикрытие (уменьшение углов их установки). Программа изменения положения НА в виде зависимости $\alpha_{НА} = f_8(n_{вдпр}, T_B^*)$ представлена на рис. 3.14. Величина приведенной частоты вращения РВД характеризует степень отклонения режима работы КВД от расчетного. При уменьшении частоты вращения РВД величина приведенной частоты вращения РВД также снижается и в соответствии с программой $\alpha_{НА} = f_9(n_{вдпр})$ производится поворот направляющих аппаратов.

Однако в соответствии с этой же программой прикрытие направляющих аппаратов может произойти и на форсированных режимах при полете со сверхзвуковой скоростью, когда вследствие роста температуры воздуха на входе в двигатель приведенная частота вращения РВД снизится менее 83 % (см. рис. 3.14). В этом случае прикрытие направляющих аппаратов нежелательно, так как оно сопровождается снижением тяги двигателя (из-за уменьшения степени повышения давления воздуха в компрессоре). Чтобы исключить возможность перекаладки НА на форсированных режимах, в программу $\alpha_{НА} = f_9(n_{вдпр})$ вводят коррекцию по температуре воздуха на входе в двигатель

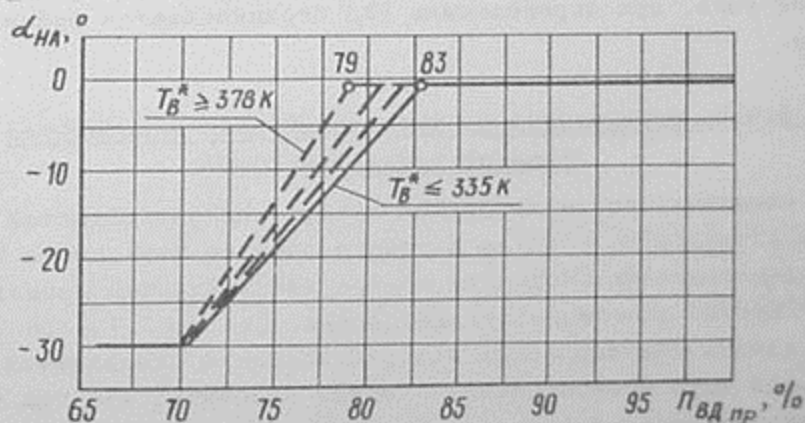


РИС. 3.14. ПРОГРАММА УПРАВЛЕНИЯ НАПРАВЛЯЮЩИМИ АППАРАТАМИ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

таким образом (см. рис. 3.11), чтобы по мере роста скорости полета (увеличения температуры воздуха на входе в двигатель выше 335 K) отодвигать начало прикрытия НА на такие значения $n_{\text{вд}} < 83 \frac{\text{л}}{\text{пр}}$, кото-

рые при данном значении M не достигаются. В то же время такая коррекция не мешает прикрытию НА в случае дросселирования двигателя на крейсерских режимах.

3.5. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

3.5.1. Общие сведения

В процессе летной эксплуатации силовая установка истребителя работает в широком диапазоне высот и скоростей полета. В этих условиях трудно обеспечить надежную и устойчивую работу двигателя с сохранением требуемых запасов прочности конструктивных элементов, не вводя эксплуатационных ограничений режимов его работы, хотя это обычно связано с ухудшением тяговых и экономических характеристик двигателя, а следовательно, и летных характеристик самолета.

На рис. 3.15 показаны области ряда ограничений режимов работы двигателя РД-33 при различных условиях полета. Эти ограничения в основном реализуются системой автоматического управления, однако некоторые из них должны осуществляться летчиком.

Эксплуатационные ограничения двигателя РД-33 на установившихся режимах его работы можно разделить на две основные группы:

- ограничения по устойчивой работе элементов силовой установки (сверхзвукового входного устройства и компрессора), а также по условиям розжига в полете основной и форсажной камер сгорания;
- ограничения по условиям прочности элементов конструкции.

Кроме того, при перемещениях РУД ограничивается время приемистости.

3.5.2. Ограничения по устойчивой работе элементов силовой установки

Для оптимального согласования пропускных способностей сверхзвукового входного устройства и компрессора по мере роста M на больших сверхзвуковых скоростях полета автоматически производится выпуск подвижной панели воздухозаборника. При $M > 1,7 \div 1,8$ возможности такого регулирования воздухозаборника оказываются уже в значительной мере исчерпанными. Следует отметить, что при таких M существенно возрастает уровень неравномерности и нестационарности

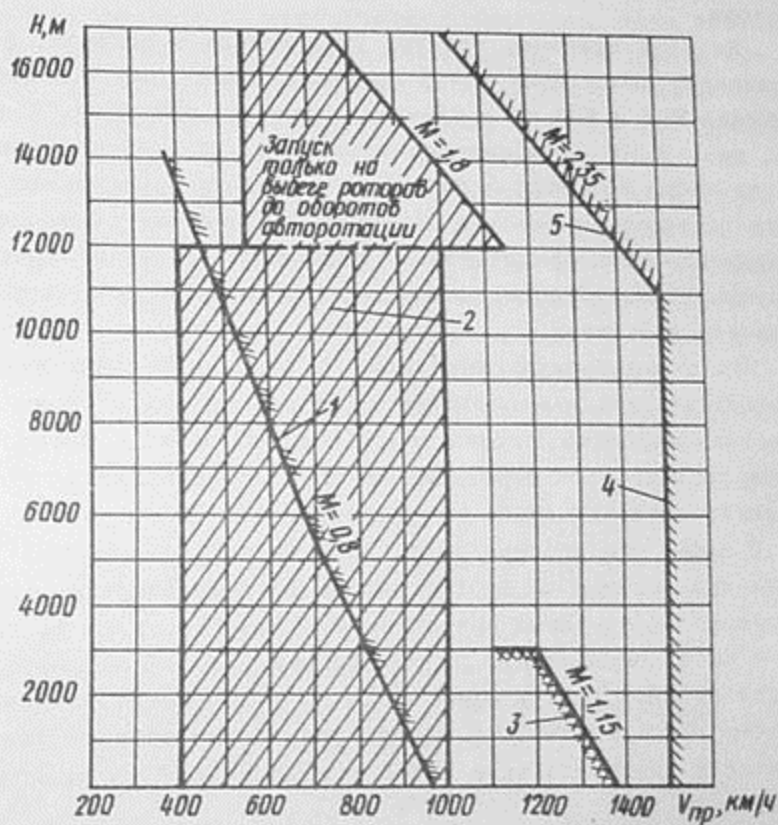


РИС. 3.15. ОБЛАСТЬ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ:

1 - граница работы с верхним входом воздухозаборника; 2 - область запуска двигателя в полете; 3 - граница блокирования включения системы ликвидации помпажа при ненажатой БК; 4 - максимально допустимая приборная скорость; 5 - максимально допустимое число M

потока за воздухозаборником, что снижает запас устойчивости компрессора.

В этих условиях дросселирование двигателя ниже упора МАКСИМАЛ, связанное со снижением производительности компрессора при ограниченной возможности соответствующего уменьшения пропускной способности входного устройства, может вызвать помпаж воздухозаборника и компрессора.

По этой причине, как уже указывалось в подразд. 3.4, программа управления двигателем РД-33 предусматривает такое изменение частоты вращения РВД и РНД на крейсерских режимах и режиме "Малый газ" (см. рис. 3.10), при котором независимо от степени перемещения РУД от упора МАКСИМАЛ возможная степень дросселирования по мере роста температуры воздуха на входе в двигатель (т.е. увеличения M) уменьшается. Это предотвращает возможность опасного рассогласования пропускной способности компрессора и входного устройства при дросселировании двигателя.

При включенном верхнем входе в воздухозаборник из-за сложной конфигурации воздухоподводящего канала создается неравномерность и нестационарность потока перед компрессором. С ростом скорости полета уровень этой неравномерности и нестационарности возрастает, что может вызвать помпаж компрессора.

С целью обеспечения устойчивой работы компрессора скорость полета при включенном верхнем входе воздухозаборника ограничивается максимально допустимым значением $M = 0,8$ (см. рис. 3.15).

К числу ограничений по устойчивой работе компрессора относится и рассмотренное (см. подразд. 3.4) ограничение приведенной частоты вращения РНД, равной 97,6 %, при уменьшении температуры воздуха на входе в двигатель ниже 288 К (линию начала этого ограничения см. на рис. 3.8).

Ограничения по обеспечению надежного запуска двигателя РД-33 в воздухе сводятся к заданию диапазона высот и скоростей полета по прибору, в котором гарантируется надежный розжиг основных камер сгорания с кислородной подпиткой (см. рис. 3.15) от скорости полета по прибору 400 до 1000 км/ч на высотах до 12000 м и от скорости полета по прибору 550 км/ч до $M = 1,8$ на высотах 12000...17000 м.

В указанном диапазоне обеспечивается требуемая частота вращения авторотации (для частоты вращения РВД не менее 12 %) и необходимый состав топливовоздушной смеси в камере сгорания. По этой же причине запуск более надежен, если при самовыключении двигателя в полете производить его на выбеге роторов (пока частота вращения РВД не снизилась ниже 50 %), не изменяя исходного положения РУД. При

слишком малых частотах вращения авторотации из-за низкого скоростного напора и малых скоростей движения воздуха в камере сгорания слаба турбулентность потока и мала скорость распространения пламени, поэтому надежный запуск двигателя в этих условиях не обеспечивается. Для повышения надежного запуска рекомендуется скорость полета выдерживать ближе к верхнему пределу (как показали последние летные испытания, надежность запуска существенно повышается, если частоту вращения авторотации РВД устанавливать не ниже 40 %). Однако при слишком больших скоростях (выше указанного предела) трудно обеспечить требуемый состав топливовоздушной смеси, особенно при ручном запуске, когда РВД устанавливается в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

При быстром переводе РВД из положения МАЛЫЙ ГАЗ на площадку форсированных режимов розжиг форсажной камеры сгорания начинается еще до выхода двигателя на максимальный режим по частоте вращения его роторов (при достижении определенного значения приведенной частоты вращения РВД). Делается это с целью уменьшения времени приемистости и улучшения разгонных характеристик самолета.

Однако, поскольку при этом уменьшается давление перед форсажной камерой, ухудшаются и условия ее розжига, особенно при полетах на больших высотах с малой скоростью, когда давление по тракту двигателя и без того понижено. Поэтому для обеспечения надежного включения форсажа с режима "Малый газ" при полетах на высотах более 8 км его необходимо производить при скорости полета по прибору, равной 550 км/ч или более.

3.5.3. Ограничения по условиям прочности элементов конструкции

В процессе эксплуатации двигателя летчику в соответствии с Инструкцией необходимо осуществлять контроль за выполнением целого ряда ограничений, которые обусловлены предельно допустимыми нагрузками на элементы конструкций двигателя или необходимостью обеспечить заданный ресурс его работы.

К таким ограничениям относятся:

1. Максимальное значение температуры газов за турбиной, характеризующей величину температуры газов перед турбиной:
 - при запуске двигателя на земле - не более 550 °C, если температура окружающей атмосферы менее или равна +20 °C, и не более 750 °C, если температура окружающей атмосферы более +20 °C. Такое различие в допустимых забросах температуры газов за турбиной объясняется тем, что с ростом температуры окружающей атмосферы увеличивается мощность, потребляемая компрессором, и соответственно

повышается потребная мощность турбины (значит, и величина температуры газов перед турбиной), необходимая для раскрутки ротора двигателя без участия стартера;

- при запуске в воздухе на режиме авторотации ($n_{вд} \geq 12\%$) - не более 600°C , а при встречном запуске на выбеге роторов (при $n_{вд} \geq 50\%$) - не более 700°C ;

- на установившемся режиме малого газа - не более 400°C ;

- на установившихся форсированных и максимальном режимах предельное значение температуры газов за турбиной (см. подразд. 3.4) ограничивается системой автоматического управления, но летчику необходимо следить, чтобы стрелка указателя температуры газов в кабине находилась в пределах желтого сектора;

- при резком перемещении РУД до упора МАКСИМАЛ или в положение ФОРСАЖ, а также при включении и выключении форсажа допускается кратковременный (не более 3 с) заброс температуры газов за турбиной, при котором стрелка указателя температуры газов может находиться в пределах красного сектора.

2. Максимальное значение частоты вращения ротора высокого давления:

- на установившихся форсированных и максимальном режимах - не более 103% , причем различие в значениях частот вращения РВД на режимах "Максимал" и "Форсаж" не должно превышать 4% .

- при приемистости, дросселировании двигателя, включении и выключении форсажа кратковременный (не более 3 с) заброс (или "провал") частоты вращения РВД по соображениям прочности и устойчивой работы двигателя не должен превышать 3% ;

- при создании перегрузок возможно изменение частоты вращения РВД на величину до $5...7\%$, но его значение в итоге не должно превышать 103% .

3. Максимальное значение частоты вращения ротора низкого давления на установившихся режимах "Максимал" и "Форсаж" обеспечивается системой автоматического управления (путем изменения площади критического сечения сопла). Однако в случае отказа системы управления площадью критического сечения сопла может произойти недопустимая по условиям прочности раскрутка ротора низкого давления. Так как указатель частоты вращения РНД в кабине летчика отсутствует, то контроль и ограничение частоты вращения РНД возлагаются на систему автоматического управления двигателем. С этой целью в систему управления включен ограничитель предельной частоты вращения РНД,

срабатывающий в тех случаях, когда частота вращения РНД превысит значение, заданное программой управления на максимальном и форсированных режимах $n_{\text{РНД,прогр}} = f_2(T_{\text{в}}^*)$ (см. рис. 3.8), на величину $2,6 + 0,2 \%$. В этом случае ограничение величины

$n_{\text{РНД,пред}} = n_{\text{РНД,прогр}} + \Delta n_{\text{РНД}}$ обеспечивается во всем диапазоне изменения температуры воздуха на входе в двигатель (на всех трех участках программы) уменьшением подачи топлива в камеру сгорания. Если фактическое значение частоты вращения РНД превысит величину предельной на 2% , то через 2 с (кратковременный заброс частоты вращения РНД в течение не более 2 с допустим) предусматривается выдача соответствующей команды в электросхему самолета для сигнализации летчику.

4. Время непрерывной работы двигателя на земле, обусловленное, с одной стороны, тепловым режимом его работы, с другой, - возможностями его охлаждения, не должно превышать:

- на режиме "Малый газ" - 15 мин;
- на режимах "Максималь" и "Форсаж" - 10 мин.

Помимо режимов работы двигателя, значительное влияние на уровень механических и тепловых нагрузок в элементах его конструкции оказывает режим полета самолета.

В частности, на малых высотах с увеличением скорости полета вследствие роста степени повышения давления воздуха в воздухозаборнике растет давление за компрессором (несмотря на некоторое снижение степени повышения давления воздуха в компрессоре). В результате расход воздуха через двигатель быстро увеличивается и становится намного больше взлетного. Это приводит к росту аэродинамических и вибрационных нагрузок на лопасти компрессора и турбины, а также крутящего момента на валах роторов. Высокое избыточное давление за компрессором приводит также к значительным напряжениям в элементах корпуса двигателя.

Наиболее удобным критерием, характеризующим уровень всех этих нагрузок, является величина давления воздуха за компрессором. С целью их ограничения на двигателе РД-33 установлен ограничитель предельной величины давления воздуха за компрессором, включенный в систему автоматического управления и вступающий в работу при достижении абсолютного давления за компрессором $35,5 \text{ кгс/см}^2$, что может иметь место в полете на малых высотах при предельных скоростях (линию начала ограничения по предельной величине давления воздуха за компрессором см. на рис. 3.15). После своего срабатывания

ограничитель при дальнейшем увеличении скорости полета поддерживает это давление постоянным за счет уменьшения подачи топлива в камеру сгорания.

К числу прочностных ограничений относится также ограничение по максимальной приборной скорости полета (см. рис. 3.15), характеризующее величину скоростного напора. При превышении максимальной приборной скорости полета давление и плотность газов по тракту двигателя возрастают настолько, что газодинамические нагрузки на элементы конструкции (в первую очередь воздухозаборника и проточной части компрессора) превосходят максимально допустимые значения.

Максимальная приборная скорость равна 1500 км/ч, на высотах более 11000 м скорость полета ограничивается величиной $M = 2,35$.

Рост скорости полета сопровождается также увеличением температуры воздуха на входе в двигатель, приводящим к соответствующему повышению температуры по всему тракту компрессора. В результате снижается прочность элементов проточной части компрессора, а также и других элементов конструкции двигателя, охлаждаемых воздухом, отбираемым от компрессора (особенно турбины); ухудшаются также условия охлаждения масла, а следовательно, и всех элементов, охлаждаемых им. По этим причинам введено ограничение по максимально допустимой температуре воздуха перед двигателем, равной 185 °C, которая при стандартных атмосферных условиях соответствует $M = 2,35$. Полет при температуре 185 °C свыше 6 мин не допускается, а ее превышение опасно по условиям надежной работы двигателя.

3.5.4. Ограничение времени приемистости

Приемистость ТРДД характеризуется временем выхода на заданный режим повышенной тяги от момента начала перемещения РУД. Чем меньше это время, тем лучше разгонные и маневренные характеристики самолета. Однако ускоренный разгон двигателя с пониженного исходного режима связан с резким увеличением подачи топлива в камеру сгорания, при котором происходит быстрое увеличение температуры газов перед турбиной, сопровождающееся уменьшением запаса устойчивости компрессора и опасными забросами температуры газов перед турбиной, частот вращения РНД и РВД. Ухудшаются при этом и условия работы камеры сгорания (особенно на больших высотах) из-за обогащения топливовоздушной смеси.

Слишком резкое повышение давления газов в форсажной камере в процессе ее розжига сопровождается соответствующим повышением давления в канале второго контура за КНД, снижая его запас устойчивости, и уменьшением $\pi_{гнд}^*$, которое может вызвать чрезмерные

"провалы" и забросы частоты вращения РНД при вступлении в работу системы управления площадью критического сечения сопла.

Для обеспечения надежной и устойчивой работы двигателя время приемистости не должно быть меньше величин, указанной в Инструкции по эксплуатации:

- при выходе с режима "Малый газ" на "Максимал" на земле - 4,5...5,5 с, в полете - 4...6 с;
- при выходе с режима "Малый газ" на "Полный форсаж" на земле и в полете - 4...8 с;
- при включении режима "Полный форсаж" с режима "Максимал" на земле и в полете - 2...3 с.

3.6. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

3.6.1. Общие сведения

Эксплуатационными характеристиками ТРДДФ называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от высоты и скорости (числа M) полета, а также режима работы двигателя, задаваемого положением РУД. Их соответственно именуют высотными, скоростными и дроссельными характеристиками.

Высотно-скоростные характеристики двигателя РД-33 на режимах "Максимал" и "Полный форсаж" представлены на рис. 3.16 и 3.17. Они рассчитаны для стандартных атмосферных условий с учетом принятых стандартных потерь в воздухозаборнике при неполном расширении газа в сопле.

Из приведенных характеристик видно, что с ростом числа M полета на всех высотах качественный характер изменения тяги для каждого режима, а также удельного расхода топлива одинаков. Дроссельная характеристика двигателя РД-33 показана на рис. 3.18.

3.6.2. Скоростные характеристики

Скоростные характеристики - это зависимости тяги и удельного расхода топлива от скорости полета на заданном режиме работы двигателя при неизменной высоте полета.

Как видно из рис. 3.16 тяга двигателя на режиме "Максимал" с увеличением M при неизменной высоте вначале несколько снижается, а затем растет, достигая максимального значения при сверхзвуковых скоростях полета, после чего вновь начинает падать, при этом удельный расход топлива непрерывно увеличивается.

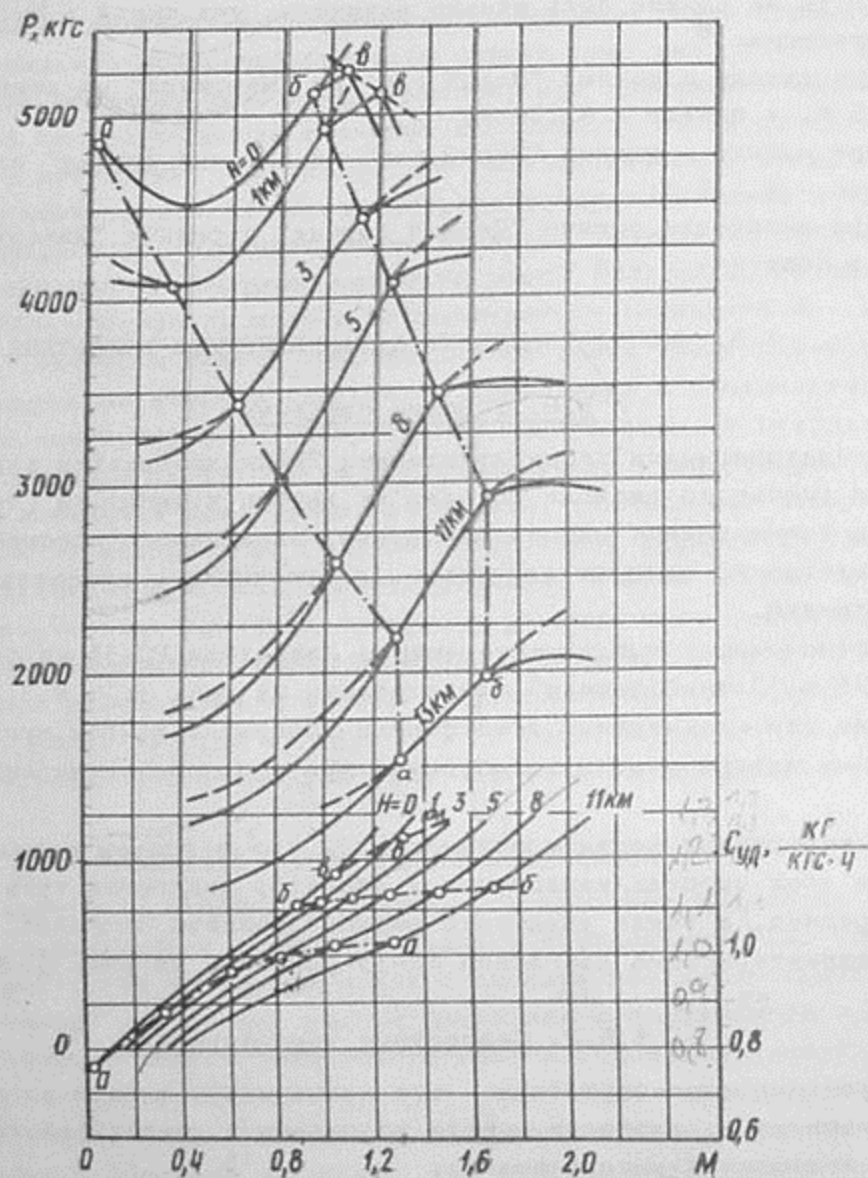


РИС. 3.16. ВЫСОТНО-СКОРОСТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА
НА РЕЖИМЕ "МАКСИМАЛ"

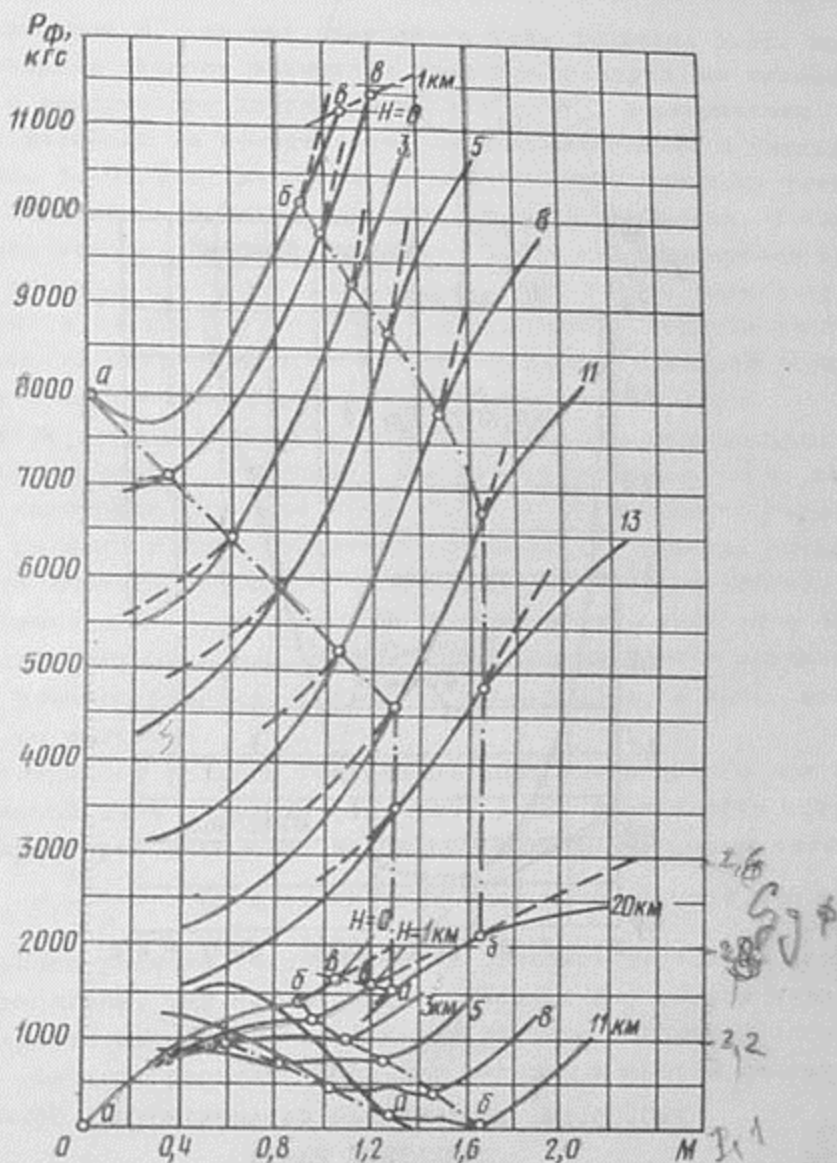


РИС. 3.17. ВЬСОТНО-СКОРОСТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА
НА РЕЖИМЕ "ПОЛНЬЙ ФОРСАЖ"

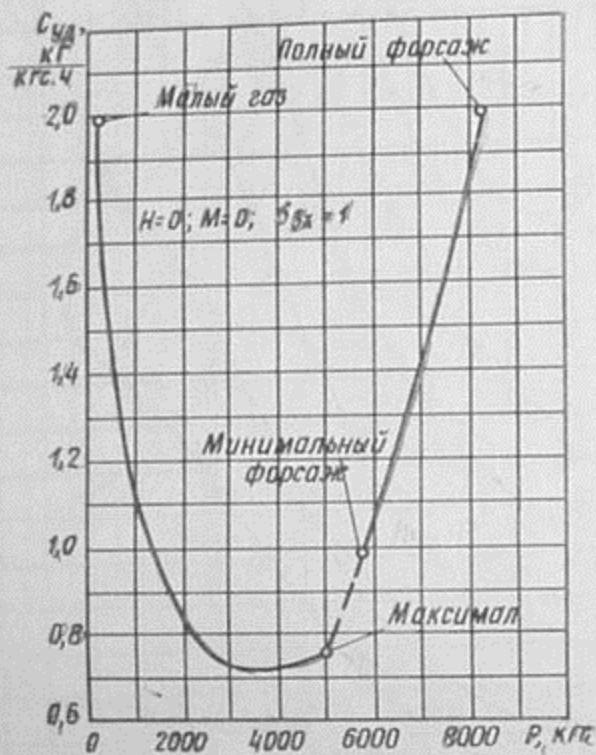


РИС. 3.18. ДРОССЕЛЬНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА
ДВИГАТЕЛЯ РД-33

Для объяснения такого характера зависимости тяги от M представим величину тяги в виде $P = P_{уд} \cdot G_B$, где удельная тяга $P_{уд} = c_c - V$.

С увеличением M , как уже отмечалось (см. подразд. 3.3), возрастает суммарная степень повышения давления воздуха во входе устройства и компрессоре двигателя $\pi_{\Sigma}^* = \pi_{вх}^* \cdot \pi_k^*$, в результате чего растет давление за компрессором, а соответственно и расход воздуха (рис. 3.19). Рост давления за компрессором приводит также к увеличению давления и в остальной части тракта двигателя, в том числе и перед соплом. При этом возрастает степень расширения газов в сопле, а значит, и скорость их истечения из сопла. Однако скорость истечения газов из сопла увеличивается медленнее скорости полета, поэтому разность скоростей $c_c - V$, т.е. величина удельной тяги, с увеличением M снижается (см. рис. 3.19).

При малых скоростях полета ($M < 0,3 \dots 0,4$) расход воздуха с ростом M увеличивается медленнее чем падает удельная тяга, поэтому происходит некоторое снижение тяги. По мере дальнейшего увеличения M рост расхода воздуха начинает превосходить падение удельной тяги, и тяга вначале замедляет свое снижение, а затем растет. Однако при достижении больших значений M снижение удельной тяги становится столь значительным, что, несмотря на продолжающееся интенсивное увеличение расхода воздуха, рост тяги замедляется, а затем вновь начинается ее снижение.

Рост удельного расхода топлива по мере увеличения M при неизменной заданной высоте полета (см. рис. 3.16) объясняется соответствующим характером изменения часового расхода топлива и тяги, так как $C_{уд} = \frac{G_{т. ч}}{P}$. Следует иметь в виду, однако, что это увеличение удельного расхода топлива еще не означает ухудшения экономичности двигателя, так как по своему физическому смыслу экономичность характеризуется не отношением расхода топлива к тяге, а отношением часового расхода топлива к тяговой мощности двигателя, т.е. величиной

$$\frac{G_{т. ч}}{P \cdot V} = \frac{C_{уд}}{V}. \quad (3.8)$$

Как показывают расчеты, величина $C_{уд}/V$ с ростом M в эксплуатационном диапазоне скоростей полета снижается (экономичность двигателя улучшается). Это объясняется тем, что с ростом M , благодаря увеличению давления воздуха перед камерой сгорания, повышается

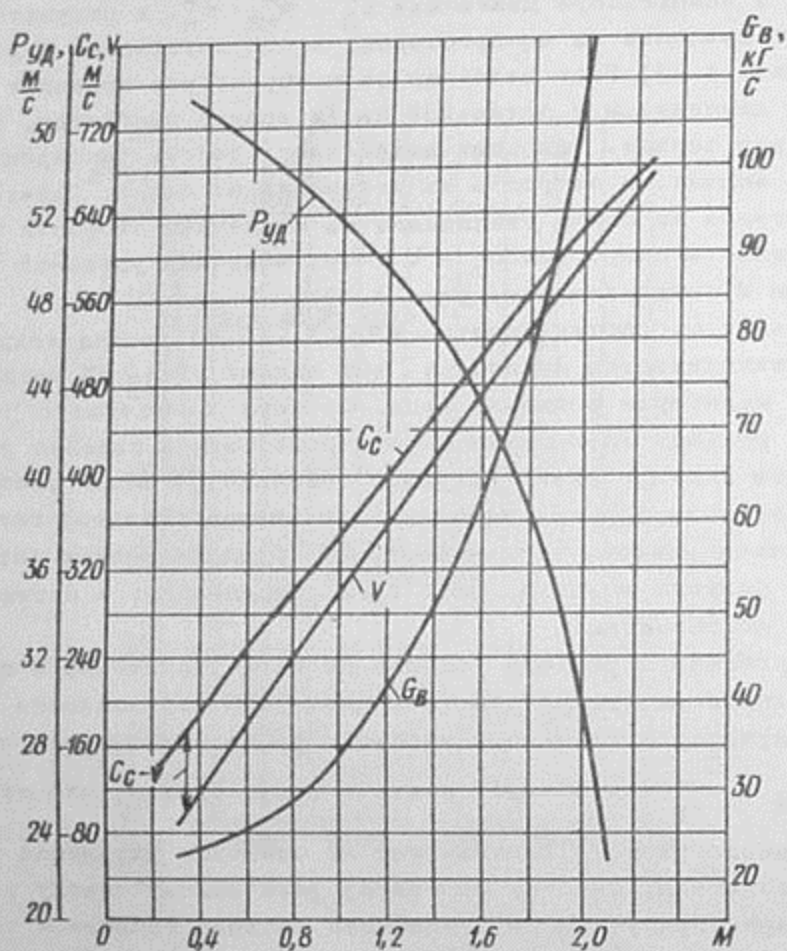


РИС. 3.19. ЗАВИСИМОСТЬ $P_{уд}$, G_v , C_c И V ОТ
ЧИСЛА M ПОЛЕТА ДЛЯ $H = 11$ КМ

эффективность использования тепла, подводимого в ней к воздуху (чем больше давление воздуха за компрессором, тем выше последующая степень расширения газов, покидающих двигатель).

По характеру протекания скоростные характеристики двигателя РД-33 на режиме "Полный форсаж" аналогичны рассмотренным для режима "Максималь" (см. рис. 3.17), отличаясь большими значениями тяги и удельного расхода топлива.

Увеличение удельного расхода топлива на форсаже по сравнению с удельным расходом топлива на максимальном режиме объясняется тем, что в форсажной камере давление газа ниже, чем в основной камере сгорания, поэтому и тепло, подводимое в ней при меньшем давлении, используется менее эффективно. Однако с увеличением M давление в форсажной камере растет, и эффективность использования тепла улучшается. В результате увеличение тяги по числу M полета на форсажных режимах получается более интенсивным, а возрастание удельного расхода топлива на форсаже менее значительным, чем на максимальном режиме работы двигателя (как видно из рис. 3.17, на высотах более 5 км наблюдается далее некоторое снижение удельного расхода топлива на форсаже с ростом M).

На рис. 3.16. и 3.17 видны характерные изломы скоростных характеристик двигателя (по линиям а-а, б-б, в-в). Они соответствуют режимам полета, при которых начинают действовать различные эксплуатационные ограничения, осуществляемые системой автоматического управления (пунктиром показано изменение тяги двигателя без учета этих ограничений).

Точка "а" характеризуется выходом на I участок программы, на котором максимальные приведенные частоты вращения РНД и РВД постоянны при уменьшении температуры воздуха на входе в двигатель ниже 288 К. Поддержание постоянной максимальной частоты вращения РНД с уменьшением M обеспечивается, как отмечалось ранее, путем уменьшения частоты вращения РНД за счет снижения подачи топлива в основную камеру сгорания, вследствие чего снижаются температура газов перед турбиной и расход воздуха. Это и приводит к уменьшению тяги двигателя.

В точке "б" с ростом скорости полета в соответствии с программой управления начинает ограничиваться рост температуры газов перед турбиной путем поддержания $T_{\text{т}}^* = \text{const}$. Это также связано со снижением подачи топлива в основную камеру сгорания и соответствующим уменьшением тяги.

С дальнейшим ростом M в точке "в" вступает в работу ограничитель давления за компрессором (лишь на малых высотах), обеспечивающий поддержание $P_{к\text{пред}}^* = \text{const}$ путем дополнительного значительного снижения подачи топлива в основную камеру сгорания. Это и вызывает соответственно более резкое уменьшение тяги двигателя.

3.6.3. Высотные характеристики

Высотными характеристиками двигателя называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от высоты полета при неизменной скорости или числе M полета и заданной программе регулирования двигателя.

Высотные характеристики двигателя РД-33, построенные в качестве примера для режима "Максимал" при числе $M = 0,8$, приведены на рис. 3.20.

С увеличением высоты полета до 11 км вследствие уменьшения температуры наружного воздуха степень повышения давления воздуха в компрессоре возрастает ("холодный" воздух легче сжать). При этом растет давление воздуха по тракту двигателя, что приводит к повышению степени расширения газов в сопле и соответствующему увеличению скорости истечения газов из сопла. Кроме того, из-за уменьшения температуры окружающего воздуха повышается и степень подогрева воздуха в двигателе $\Delta = T_{г}^*/T_{н}$, что также способствует росту скорости истечения газов из сопла. Одновременное увеличение степени расширения газов в сопле и степени подогрева воздуха в двигателе с ростом высоты полета до 11 км приводит к возрастанию удельной тяги (см. рис. 3.20). На высотах более 11 км температура окружающего воздуха постоянна, поэтому значения степени расширения газов в сопле и степени подогрева воздуха в двигателе, а следовательно, и удельной тяги остаются неизменными.

Расход воздуха через двигатель с увеличением высоты интенсивно снижается из-за уменьшения плотности окружающего воздуха. Однако до высоты 11 км расход воздуха уменьшается не пропорционально уменьшению плотности воздуха, а несколько медленнее из-за роста степени повышения давления воздуха в компрессоре. На высотах же более 11 км температура наружного воздуха, а следовательно, и степень повышения давления воздуха в компрессоре остаются неизменными, поэтому расход воздуха с ростом высоты уменьшается пропорционально плотности воздуха (см. рис. 3.20). Таким образом, до высоты 11 км тяга двигателя с высотой уменьшается из-за быстрого падения расхода воздуха. Рост удельной тяги при этом лишь несколько

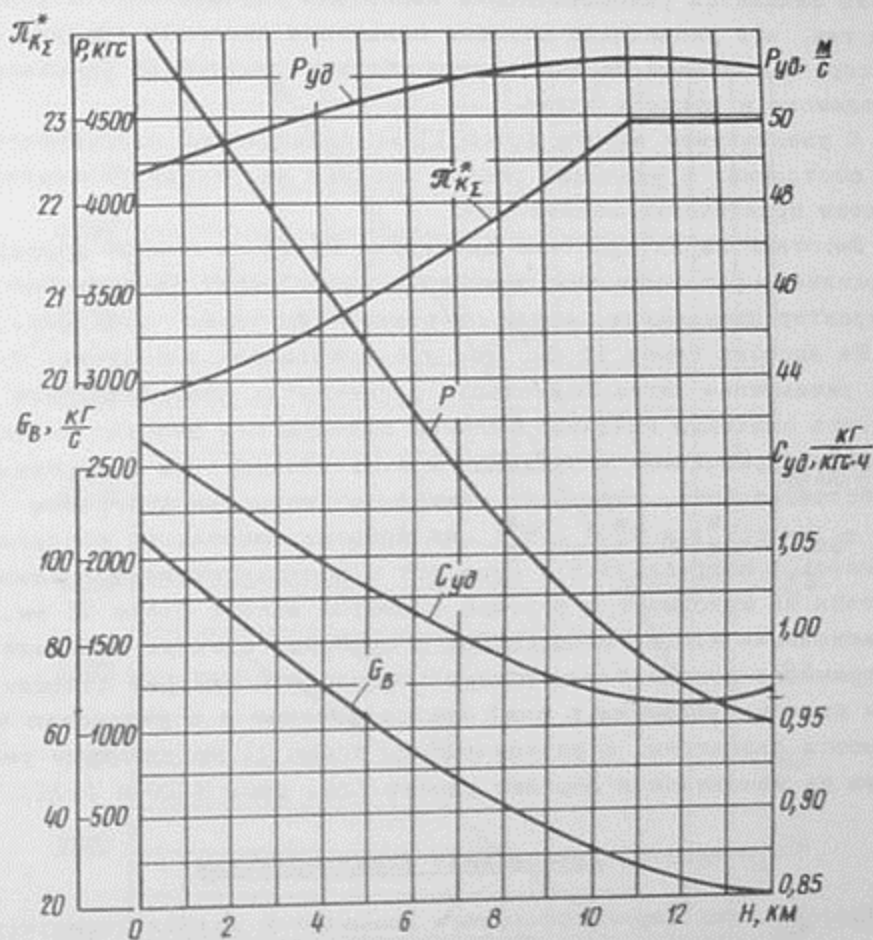


РИС. 3.20. ВЫСОТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ
НА РЕЖИМЕ "МАКСИМАЛ", $M = 0,8$

замедляет снижение тяги. На высотах более 11 км снижение тяги происходит более интенсивно, так как при этом удельная тяга постоянна, а расход воздуха падает еще быстрее (пропорционально плотности воздуха).

Удельный расход топлива с ростом высоты полета до 11 км несколько снижается (экономичность двигателя улучшается). Это объясняется тем, что увеличение степени повышения давления воздуха в компрессоре с подъемом на высоту способствует улучшению использования подводимого к воздуху тепла.

С увеличением высоты более 11 км температура окружающего воздуха постоянна, и удельный расход топлива на режиме "Максималь" остается практически неизменным.

Высотные характеристики двигателя РД-33 на полном форсированном режиме в рассмотренном диапазоне высот имеют качественно такой же характер протекания, как и на режиме "Максималь" (см. рис. 3.21).

На высотах более 11 км, как уже отмечалось в подразд. 3.5, из-за уменьшения числа Рейнольдса в элементах двигателя ниже критического значения начинает сильнее проявляться влияние вязкостного трения, приводящее к снижению к.п.д. компрессора и турбины. Это обстоятельство, наряду со снижением настройки программы изменения $n_{вд} = f(T_v^*)$ и $T_t^* = f(T_v^*)$ на больших высотах (о котором также говорилось в подразд. 3.5), приводит к дополнительному снижению тяги двигателя на максимуме и форсаже с ростом высоты более 11 км. Указанное уменьшение к.п.д. компрессора и турбины, а также снижение полноты сгорания в основной и особенно в форсажной камерах сгорания (из-за падения давления в них) приводят также и к ухудшению экономичности двигателя: с ростом высоты более 11 км удельные расходы топлива на максимуме и форсаже растут (см. рис. 3.20 и 3.21).

3.6.4. Дроссельные характеристики

Дроссельными характеристиками называются зависимости тяги и удельного расхода топлива от режима работы двигателя, задаваемого положением РУД, при неизменных значениях числа М полета, высоты и принятой программе регулирования.

Пример дроссельной характеристики двигателя РД-33 в виде зависимости удельного расхода топлива от тяги для стендового режима приведен на рис. 3.18. Видно, что лишь при переходе с режима "Максималь" на режим "Минимальный форсаж" значения тяги и удельного расхода топлива изменяются не плавно, а скачкообразно, что

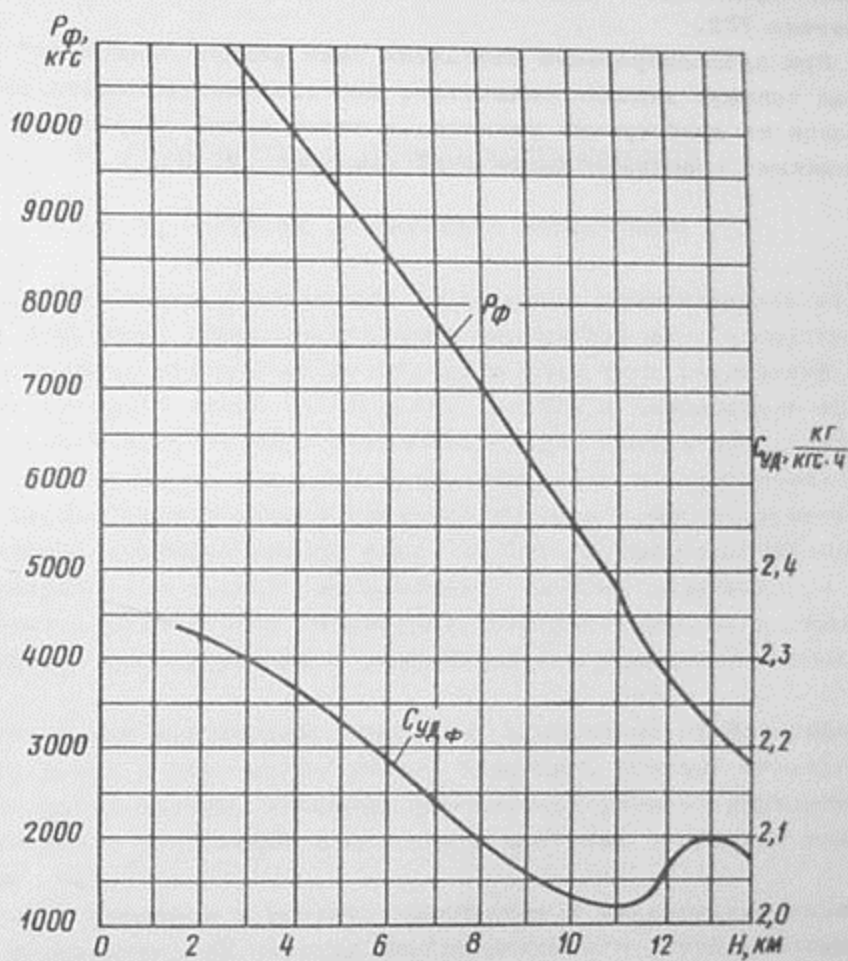


РИС. 3.21. ВЫСОТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМЕ "ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ", $M = 1,5$

обусловлено скачкообразным включением подачи топлива в форсажную камеру. Минимальному форсированному режиму соответствует такой минимальный расход форсажного топлива (минимальное его давление перед форсунками), при котором обеспечивается требуемое качество его распыливания. Во всем остальном диапазоне режимов работы двигателя осуществляется плавное регулирование тяги в зависимости от положения РУД.

При дросселировании двигателя ниже режима "Максимал" удельный расход топлива вначале снижается, достигая минимального значения на одном из крейсерских режимов, а затем вновь возрастает по мере приближения к режиму "Малый газ" (см. рис. 3.18).

4. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

4.1. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Движение самолета в воздушной среде можно рассматривать как сумму двух движений: траекторного движения центра масс в пространстве под действием аэродинамических сил и силы тяги двигателей, параметрами которого являются скорость, высота и направление полета, и вращательного движения самолета вокруг центра масс, обусловленного действием на самолет аэродинамических и гироскопических моментов, параметрами которого являются угловые скорости вращения.

Траекторию движения центра масс самолета в пространстве принято рассматривать в земной (неподвижной) системе координат, а силы и моменты, действующие на самолет, его устойчивость и управляемость удобно рассматривать в скоростной или связанной системе координат.

Положительные направления осей, сил и моментов, действующих на самолет, углов и угловых скоростей вращения, угловых отклонений рулевых поверхностей, линейных перемещений рычагов управления и усилий на них в скоростной и связанной системах координат показаны на рис. 4.1.

Поведение самолета в полете, пилотажные и маневренные характеристики в значительной степени определяются его устойчивостью и управляемостью.

Под устойчивостью самолета понимается способность его самостоятельно, без участия летчика сохранять заданный режим полета и возвращаться к исходному режиму после произвольного отклонения от него, вызванного действием внешних возмущений.

Хорошая устойчивость самолета оценивается летчиком как свойство нечувствительности к малым внешним возмущениям и отчетливой реакции на значительные возмущения с восстановлением исходного режима полета без запаздывания и с интенсивным затуханием колебаний сразу после прекращения действия возмущающей силы.

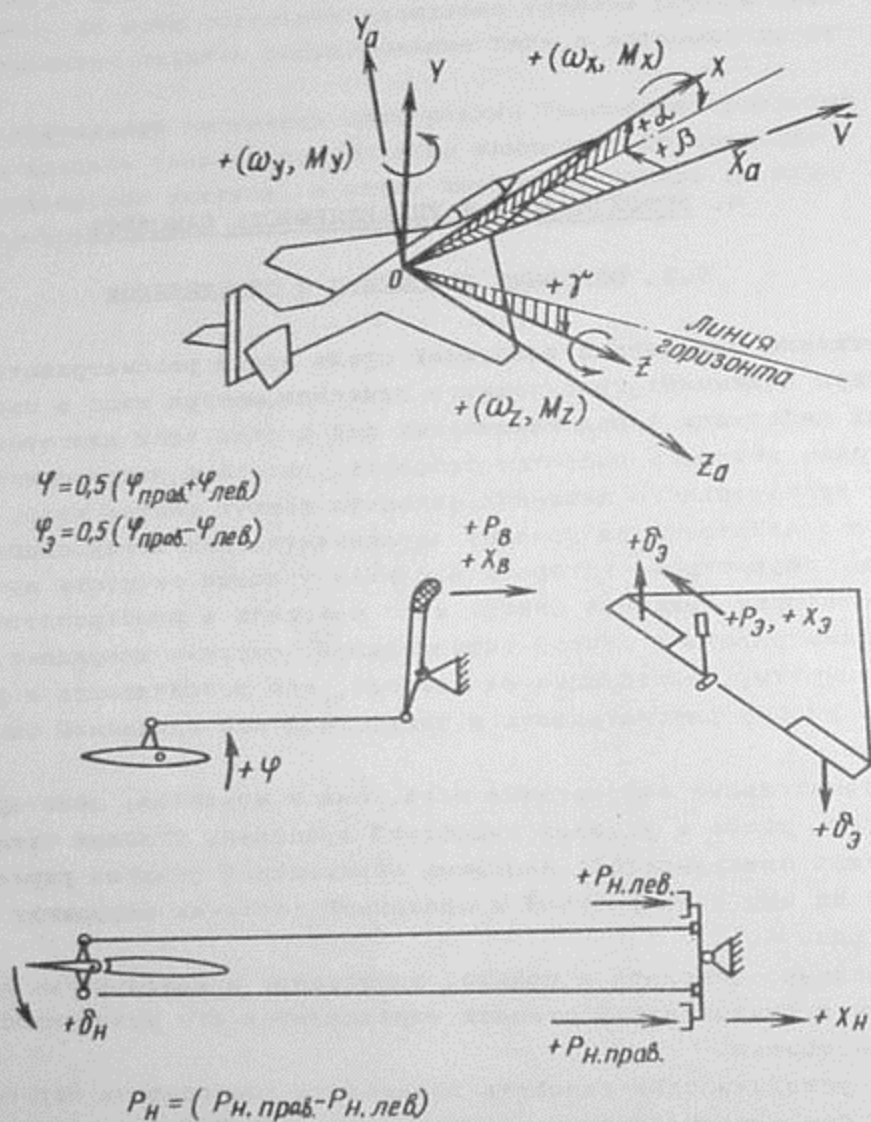


РИС. 4.1. ОСИ КООРДИНАТ И ПРАВИЛО ЗНАКОВ

Под управляемостью понимается способность самолета выполнять по желанию летчика в ответ на его действия любой маневр, предусмотренный условиями летной эксплуатации.

Хорошая управляемость предполагает простые по характеру, гармоничные и легко контролируемые в полете отклонения всех органов управления, определенный уровень усилий на рычагах управления и строго соразмеренную ответную реакцию самолета на действия летчика, не слишком резкую, но также и без заметного запаздывания, с интенсивным затуханием колебаний.

Усилия на рычагах управления и перемещения рычагов должны быть строго определенными. Они не должны быть настолько большими, чтобы физически утомлять летчика и создавать неудобства при пилотировании, и не должны быть чрезмерно малыми, чтобы не утомлять внимания летчика необходимостью точной дозировки потребных отклонений рулей при управлении самолетом.

4.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Система управления самолетом МИГ-29 состоит из трех каналов управления: по тангажу, крену и курсу. В качестве рулевых поверхностей используются:

- консоли поворотного стабилизатора для управления по тангажу и крену;
- элероны для управления по крену;
- рули направления для управления по курсу.

Во всех каналах для отклонения рулевых поверхностей в качестве силовых приводов используются двухкамерные гидроусилители (бустеры), включенные в систему управления по необратимой схеме, поэтому усилия на ручке и педалях управления создаются специальными загрузочными механизмами.

Питание бустеров осуществляется одновременно от двух независимых гидросистем.

Основные геометрические данные рулевых поверхностей приведены в подразд. 1.2.1.

Для снятия усилий с ручки и педалей управления служат механизмы триммерного эффекта, соединенные с загрузочными механизмами.

Для автоматической коррекции загрузки ручки управления в продольном канале и углов отклонения стабилизатора по ходу ручки в зависимости от высоты и скорости полета на самолете имеется система автоматического регулирования управления АРУ-29-2.

Составной частью управления самолетом является система автоматического управления САУ-451-03 (САУ), которая обеспечивает возможность автоматического управления самолетом относительно всех трех его осей.

Исполнительными механизмами САУ в режиме демпфирования короткопериодических колебаний являются рулевые машины АРМ-150М и АРМ-150К, установленные во всех каналах управления.

В автоматических режимах САУ исполнительными механизмами являются механизмы триммерного эффекта продольного и поперечного каналов.

Кроме того, для повышения продольной устойчивости в канале тангажа установлена дополнительная рулевая машина АРМ-150М, изменяющая на определенных режимах полета углы отклонения стабилизатора.

4.3. КИНЕМАТИЧЕСКАЯ СХЕМА, ЭЛЕМЕНТЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ ПРОДОЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Продольное управление самолетом осуществляется синхронным отклонением обеих половин стабилизатора, которые при продольном отклонении ручки управления отклоняются как единое целое, создавая момент, изменяющий положение самолета в пространстве относительно его поперечной оси, то есть момент тангажа:

$$M_z = 0,7 m_z^{\phi} \phi p M^2 S b_A. \quad (4.1)$$

Принципиальная схема системы продольного управления приведена на рис. 4.2.

В состав системы продольного управления входят (см. рис. 4.2):

- стабилизатор 7;
- ручка 1 управления самолетом;
- проводка управления (качалки, тяги, звенья);
- два рулевых привода РП-260А (поз. 6);
- нелинейный механизм 12;
- две автономные рулевые машины АРМ-150М (поз. 10, 11);
- пружинный загрузочный механизм 4;
- механизм передаточных чисел МПЧ-29-2 (МПЧ) системы АРУ-29-2 (АРУ), поз. 3, 5, 9;
- механизм триммерного эффекта (МТ) 2;
- дифференциальный механизм 8.

Ручка управления самолетом связана с золотниковыми устройствами гидроусилителей жесткой проводкой управления, состоящей из тяг, качалок, звеньев.

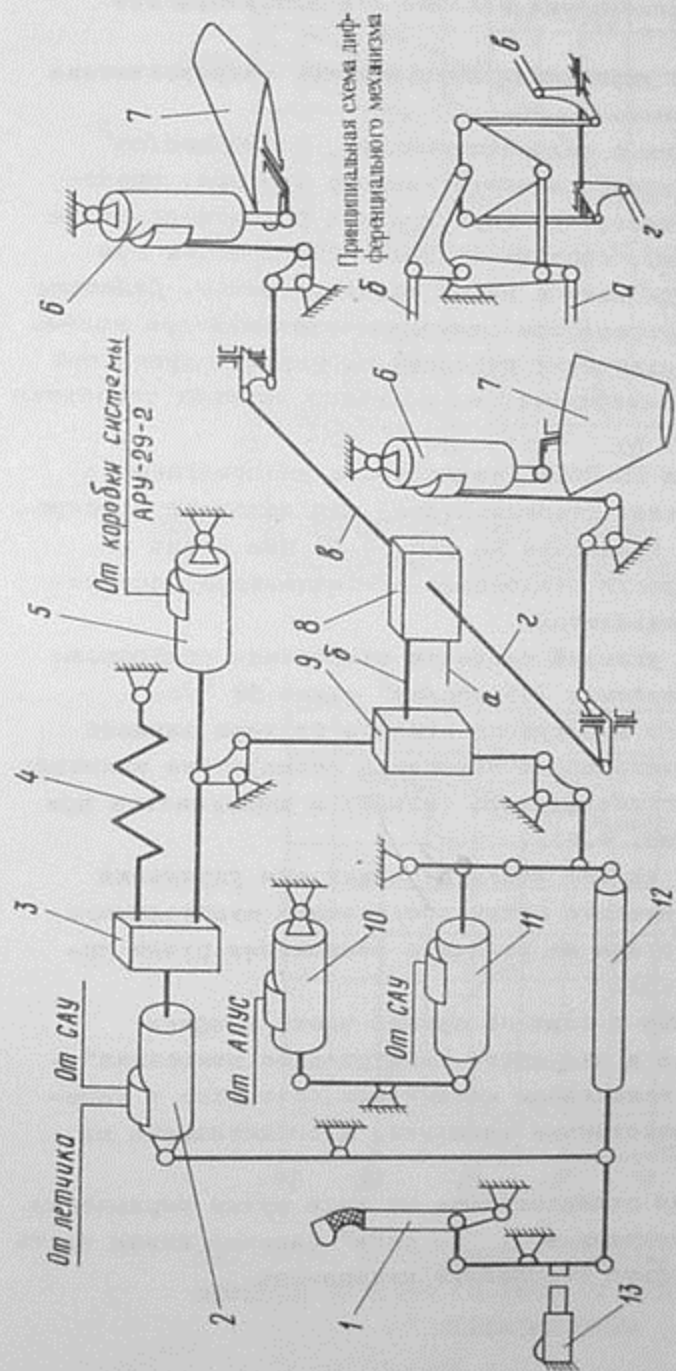


РИС. 4.2. ПРИНЦИПАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ ПРОДОЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ
САМОЛЕТОМ:

1 - ручка управления; 2 - механизм тримерного эффекта; 3 - механизм изменения K_p ; 4 - загрузочный механизм; 5 - исполнительный механизм системы АРУ; 6 - рулевой привод; 7 - стабилизатор; 8 - дифференциальный механизм; 9 - механизм изменения K_D ; 10 - рулевая машина АРУС; 11 - рулевая машина САУ; 12 - нелинейный механизм; 13 - гидроцилиндр системы СОС-3; а - тяга поперечного управления; б - тяга продольного управления; в - тяга к правой половине стабилизатора; г - тяга к левой половине стабилизатора

Рулевые приводы (гидроусилители или бустеры) РП-260А установлены в килях в непосредственной близости к каждой половине стабилизатора. Их корпуса укреплены на силовых узлах килей, а силовые штоки связаны с рычагами отклонения половин стабилизатора без промежуточных элементов.

В систему продольного управления двухкамерные гидроусилители включены по необратимой схеме.

При нормальном давлении в гидросистемах $P_{гс} = 195 \text{ кгс/см}^2$ максимальные значения шарнирного момента каждого бустера, приложенного к оси консоли стабилизатора (при крайних положениях штока и нулевой скорости движения), составляют 1610 и 1720 кгс·м при движении носка стабилизатора вниз и вверх соответственно. Действие разных усилий со стороны бустера при движении стабилизатора носком вверх и вниз обусловлено различными рабочими площадями поршня при выпуске и уборке штока, отличающимися на величину площади основания штока.

Характеристика бустера РП-260А (зависимость располагаемого момента от скорости отклонения стабилизатора) для давлений в гидросистемах 195 и 220 кгс/см² приведена на рис. 4.3. Как видно из рисунка, с увеличением скорости отклонения стабилизатора располагаемый шарнирный момент уменьшается.

Максимальное значение угловой скорости отклонения стабилизатора при давлении в гидросистемах 195 кгс/см² равно 38 °/с.

Величина располагаемого шарнирного момента бустера зависит от угла отклонения стабилизатора (от положения штока): она минимальна при крайних положениях стабилизатора (штока) и максимальна при среднем положении штока (рис. 4.4).

Нелинейный механизм в канале тангажа служит для улучшения продольной управляемости самолета путем обеспечения необходимого закона отклонения стабилизатора по величине отклонения ручки управления самолетом (рис. 4.5).

Пологий характер кривых в верхней правой части графика (ручка управления находится в диапазоне "Нейтральное положение" - "От себя") обеспечивается нелинейным механизмом совместно с кинематическим механизмом, образованным качалками и соединяющими их звеньями.

Зависимость отклонения стабилизатора от хода ручки управления в диапазоне "Нейтральное положение" - "На себя" (нижняя левая часть графика) обеспечивается только нелинейным механизмом.

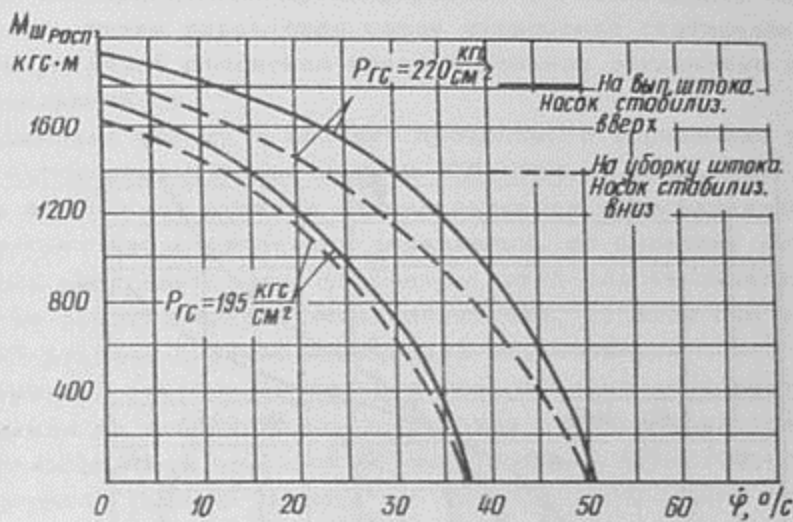


РИС. 4.3. ХАРАКТЕРИСТИКА БУСТЕРА СТАБИЛИЗАТОРА РП-260А ПРИ КРАЙНИХ ПОЛОЖЕНИЯХ СТАБИЛИЗАТОРА

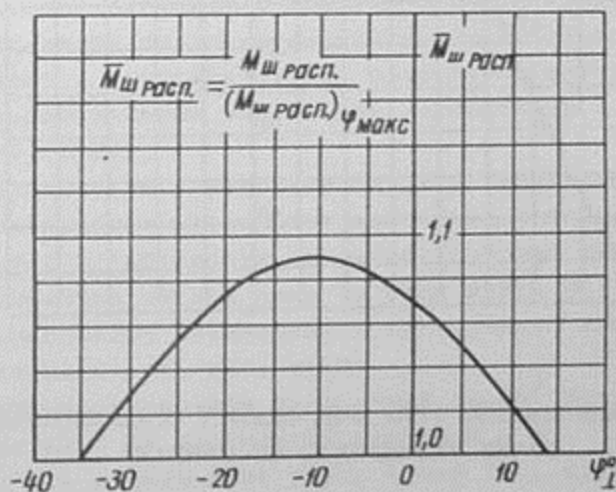


РИС. 4.4. ЗАВИСИМОСТЬ РАСПОЛАГАЕМОГО ШАРНИРНОГО МОМЕНТА БУСТЕРА РП-260А ОТ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА

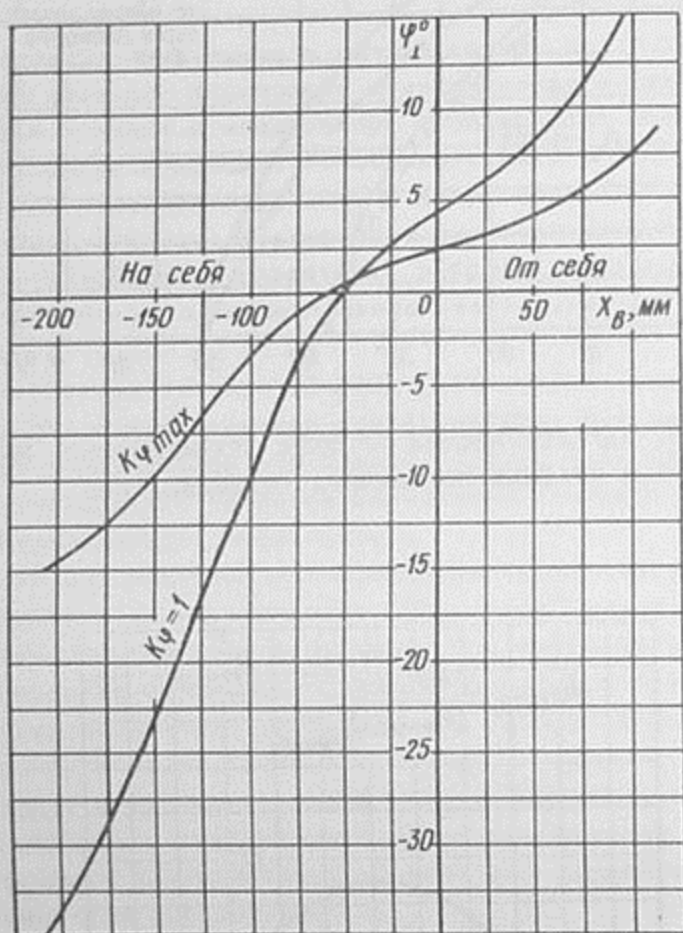


РИС. 4.5. ЗАВИСИМОСТЬ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА ОТ ХОДА РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ ПО ТАНГАЖУ

Как видно из рисунка, нелинейная зависимость отклонения стабилизатора от перемещения ручки управления обеспечивает при одном и том же ходе ручки управления малое отклонение стабилизатора вблизи нейтрального положения ручки и большое отклонение вблизи крайних положений ее.

На самолете МИГ-29 в системе продольного управления установлены две автономные рулевые машины АРМ-150М.

Одна автономная рулевая машина является исполнительным механизмом системы автоматического управления, по сигналам которой шток машины выпускается или убирается, отклоняя стабилизатор для парирования короткопериодических колебаний, то есть она является скоростной рулевой машиной демпферной части САУ.

Кинематика системы управления обеспечивает возможность передачи движения на золотниковые устройства рулевых приводов как от ручки управления при неподвижном штоке машины АРМ-150М, так и от "демпферной" рулевой машины тангажа при неподвижной ручке управления самолетом.

Максимальные значения углов отклонения стабилизатора от "демпферной" машины составляют $\pm 3^\circ$ ($\pm 1,33^\circ$ при максимальном передаточном числе) при скоростях отклонения $27,65^\circ/\text{с}$ ($12^\circ/\text{с}$).

Вторая автономная рулевая машина является также исполнительным механизмом системы автоматического управления, по сигналам которой шток машины, выпускаясь или убираясь, изменяет угол отклонения стабилизатора на определенных режимах полета, улучшая продольную устойчивость и управляемость самолета. Другими словами, она является исполнительным механизмом автомата продольной устойчивости самолета (АПУС).

При полете самолета с убраннным шасси и включенным режимом "Демпфер" при отклонении носков автоматически включается в работу автомат продольной устойчивости самолета, который дополнительно отклоняет стабилизатор носком вниз на угол минус $3,5^\circ$ (на кабрирование) для парирования возмущающего пикирующего момента от выпуска носков (линия а - б, рис. 4.6).

При дальнейшем увеличении угла атаки до 14° угол отклонения стабилизатора от АПУС не изменяется (линия б - в).

Самолет МИГ-29 в диапазоне углов атаки $14...25^\circ$ с отключенной системой АПУС неустойчив по перегрузке. Для улучшения характеристик продольной управляемости при увеличении угла атаки от 14 до $25,6^\circ$ по сигналу АПУС рулевая машина АРМ-150М отклоняет стабилизатор носком вверх (на пикирование) по закону (линия в - г):

$$\Delta\varphi = \frac{0,61}{K_\varphi} (19,25 - \alpha). \quad (4.2)$$

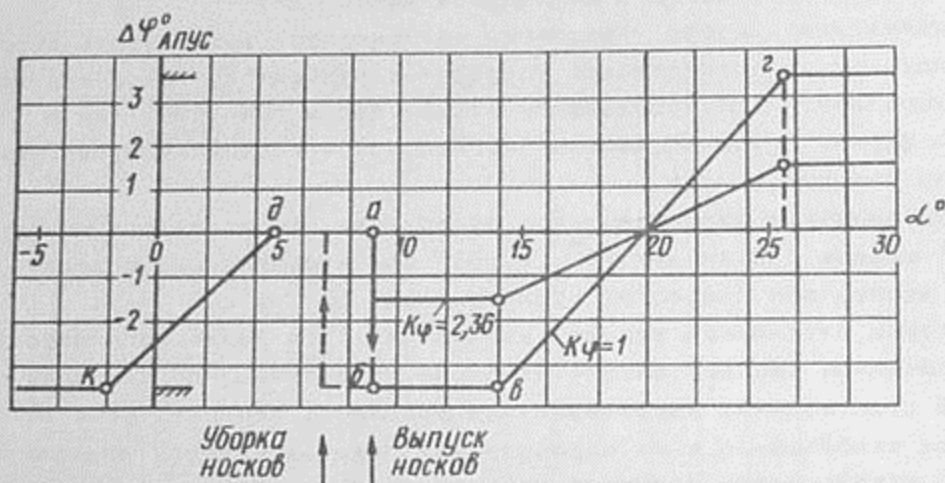


РИС. 4.6. ЗАКОН РАБОТЫ АВТОМАТА ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА (АПУС)

При отклонении стабилизатора от АПУС в диапазоне истинных углов атаки $14...25,6^\circ$ летчик для сохранения продольной балансировки самолета вынужден дополнительно ручку управления брать на себя. Тем самым сохраняются постоянные расходы ручки управления для создания единицы перегрузки.

При уборке носков или выпуске шасси, а также при выключении режима "Демпфер" шток рулевой машины АПУС перемещается в нейтральное положение и АПУС отключается. Для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета на малых и отрицательных углах атаки на угле атаки менее $+5^\circ$ при убранном шасси и носках АПУС дополнительно подключается и при уменьшении угла атаки до минус 2° отклоняет стабилизатор носком вниз на $3,5^\circ$ (линия д - к).

Кинематика включения машины АРМ-150М АПУС в проводку управления выполнена так, что при поступлении электрического сигнала на нее "демпферная" машина АРМ-150М работает как жесткая тяга, а при поступлении электрического сигнала из САУ на "демпферную" рулевую машину 11 (см. рис. 4.2) рулевая машина автомата продольной устойчивости 10 остается неподвижной.

Рулевые приводы РП-260А в систему продольного управления самолета включены по необратимой схеме, то есть воспринимают весь шарнирный момент стабилизатора. В этом случае для перемещения ручки управления летчик прикладывает усилие, необходимое только для преодоления сил трения в проводке управления золотниковыми устройствами бустеров. Но управлять самолетом, не ощущая усилий на ручке, ориентируясь только по ее положению и перемещению, чрезвычайно трудно. Действительно, на малых скоростях для изменения режима полета требуются значительные отклонения стабилизатора и ручки управления, а на больших дозвуковых скоростях даже небольшое перемещение ручки сопровождается значительным изменением угла атаки и перегрузки. На таких скоростях полета нужны настолько малые отклонения ручки управления, что летчик, не ощущая на ней усилий, не в состоянии зафиксировать ручку в нужном положении.

Таким образом, усилие на ручке управления является важнейшей комплексной характеристикой, позволяющей летчику правильно соразмерить отклонения ручки и стабилизатора. Поэтому при установке гидроусилителей по необратимой схеме применяются разного рода загрузочные механизмы, искусственно создающие усилия на ручке управления.

Простейший загрузочный механизм (одна пружина) имеет линейную зависимость усилия на ручке управления от ее перемещения, которая не обеспечивает приемлемых характеристик продольного управления. На больших дозвуковых скоростях полета, где требуются малые отклонения ручки, управление будет слишком легким, создавая опасность произвольной раскачки самолета или превышения допустимого значения перегрузки.

Пружинный загрузочный механизм, установленный на самолете МИГ-29, имеет две пружины ("жесткую" и "мягкую"), последовательно включающиеся в работу.

Закон загрузки ручки управления по ее продольному ходу при нейтральном положении штока механизма триммерного эффекта показан на рис. 4.7.

При небольших отклонениях ручки управления от нейтрального положения сжимается и разжимается "жесткая" пружина, поэтому усилия, необходимые для единичного перемещения ручки управления, большие. При больших отклонениях ручки управления в работу вступает "мягкая" пружина, имеющая более пологую характеристику.

Нагрузка от пружинного загрузочного механизма на ручку управления передается по элементам проводки через механизм триммерного эффекта, работающий при отсутствии электрических сигналов на нем как жесткая тяга.

Как видно из рис. 4.7, пружинный загрузочный механизм имеет предварительную затяжку пружин (1,5...2,2 кгс), необходимую для фиксации ручки в нейтральном положении.

Загрузочный механизм с "изломом" характеристики, имеющий две пружины ("жесткую" и "мягкую"), облегчает продольное управление на малых скоростях (при больших отклонениях ручки) и затягивает его на больших околозвуковых скоростях полета (при малых отклонениях ручки).

Однако применение в продольном канале подобных загрузочных устройств без дополнительного регулирования усилий по параметрам полета не исключает возможности произвольной раскачки самолета, например, при переходе с крутой характеристики на пологую.

Для автоматической коррекции загрузки ручки управления и углов отклонения стабилизатора в зависимости от скорости и высоты полета на самолете применена система автоматического регулирования управления АРУ-29-2, обеспечивающая предотвращение раскачки самолета по тангажу на больших дозвуковых скоростях и удовлетворительные характеристики продольной управляемости во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

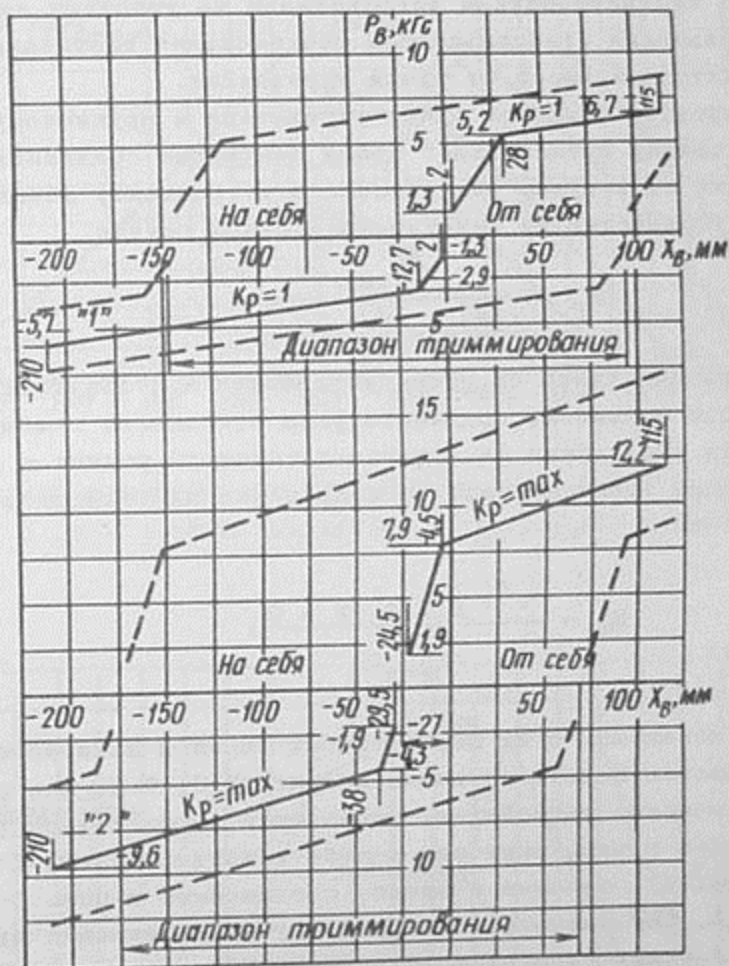


РИС. 4.7. ЗАВИСИМОСТЬ УСИЛИЙ НА РУЧКЕ УПРАВЛЕНИЯ ОТ ЕЕ ОТКЛОНЕНИЯ ПО ТАНГАЖУ (шток механизма триммерного эффекта;

— в нейтральном положении;
 --- в крайних положениях)

Электромеханизм передаточных чисел МПЧ-29-2 является исполнительным механизмом системы АРУ-29-2 и работает по сигналам коробки автоматического управления АРУ.

В диапазоне определенных изменений скорости и высоты полета шток МПЧ-29-2 перемещается в сторону выпуска или уборки, что в сочетании с кинематическими устройствами на участках загрузки ручки и управления стабилизатором обеспечивает необходимое изменение передаточных чисел от ручки управления.

Передаточное число от ручки управления к пружинному загрузочному механизму представляет собой отношение градиента усилий по ходу ручки на текущем режиме полета к градиенту усилий по ходу ручки управления на взлетно-посадочном режиме

$$K_P = \frac{P_{\text{тек}}^x}{(P_v^x)_{H=0, V=0}} \quad (4.3)$$

Передаточное число от ручки управления к стабилизатору представляет собой отношение градиента угла отклонения стабилизатора по ходу ручки управления на взлетно-посадочном режиме к градиенту угла отклонения стабилизатора по ходу ручки на текущем режиме полета

$$K_\Phi = \frac{(\Phi^x)_{H=0, V=0}}{\Phi_{\text{тек}}^x} \quad (4.4)$$

Законы изменения этих передаточных чисел в зависимости от скорости и высоты полета показаны на рис. 4.8, 4.9.

Кинематическое устройство, изменяющее передаточное число в цепи загрузки ручки, включает в себя механизм МПЧ-29-2 (см. рис. 4.2, поз. 5), качалки и звено, соединенные в поз. 3 (механизм изменения K_P). Оно уменьшает загрузку ручки управления при малых скоростях и больших высотах полета (шток МПЧ перемещается в сторону выпуска, K_P имеет минимальное значение, равное единице) и увеличивает ее при больших дозвуковых скоростях и малых высотах полета (шток МПЧ перемещается в сторону уборки, передаточное число имеет максимальное значение).

Зависимость усилий на ручке управления от ее отклонения по тангажу при различных передаточных числах приведена на рис. 4.7. На этом рисунке линия "1" характеризует усилия, которые нужно прикладывать к ручке управления для ее отклонения при выпущенном штоке механизма МПЧ-29-2, т.е. во взлетно-посадочном положении механизма. Линия "2" характеризует усилия, необходимые для отклонения ручки управления при убранном положении штока механизма МПЧ-29-2.

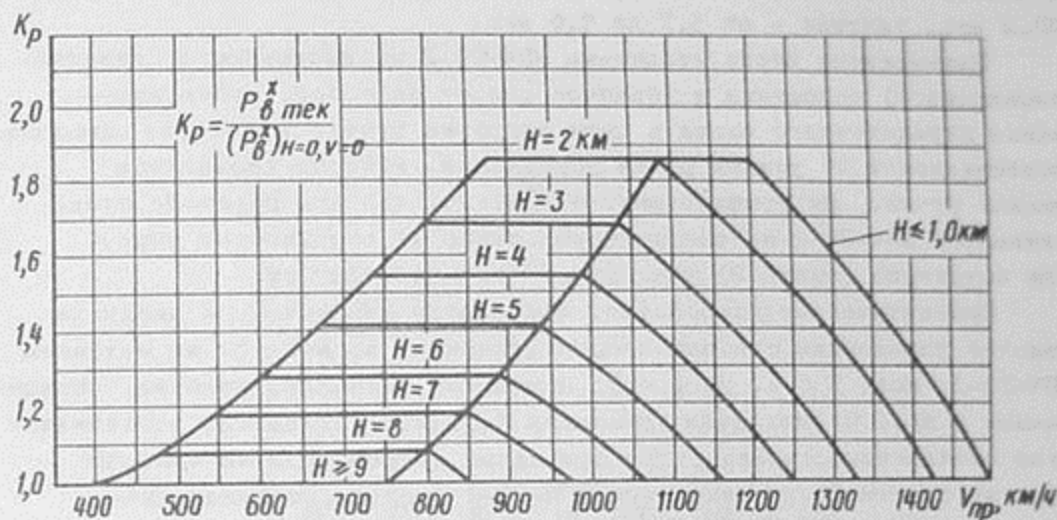


РИС. 4.8. ЗАКОН ИЗМЕНЕНИЯ ПЕРЕДАТОЧНОГО ЧИСЛА ОТ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ К ЗАГРУЗОЧНОМУ МЕХАНИЗМУ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ

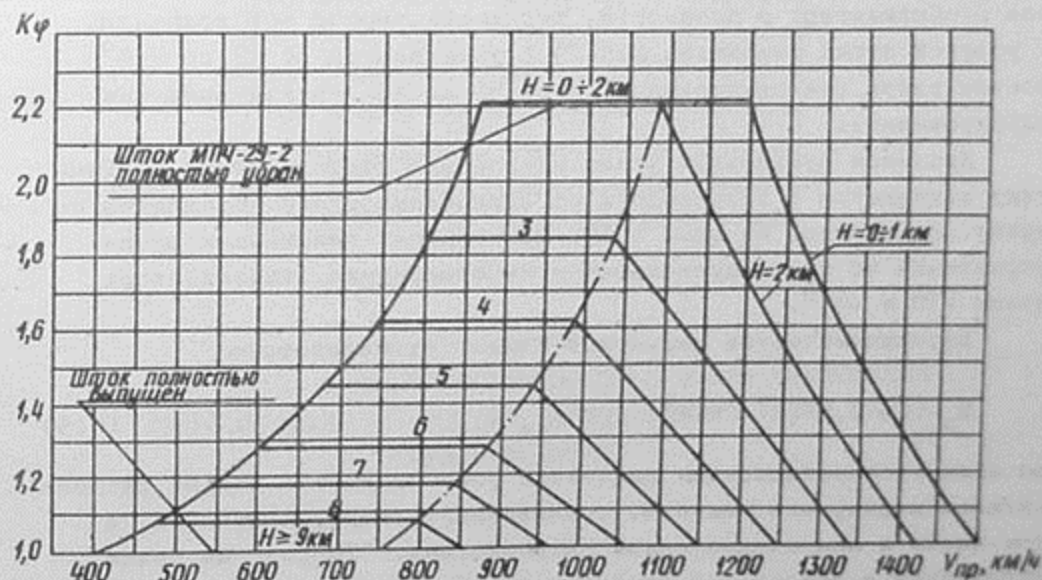


РИС. 4.9. ЗАКОН ИЗМЕНЕНИЯ ПЕРЕДАТОЧНОГО ЧИСЛА ОТ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ К СТАБИЛИЗАТОРУ

При переходе штока из выпущенного положения в убранное максимальные давящие усилия на ручке управления возрастают от 6,7 до 12,2 кгс, тянущие — от 5,7 до 9,6 кгс.

Перемещение штока механизма МПЧ-29-2 из выпущенного (взлетно-посадочного) положения в убранное влечет за собой, кроме изменения передаточного числа в цепи загрузки ручки, некоторое смещение освобожденной от усилий ручки управления, которое называется уводом ручки. Из графика рис. 4.7 видно, что при переходе штока механизма МПЧ-29-2 из выпущенного (линия 1) в полностью убранное положение (линия 2) увод ручки составляет 27 мм.

Кинематическое устройство, изменяющее передаточное число на участке управления стабилизатором, включает в себя тот же механизм МПЧ-29-2 поз. 5 (см. рис. 4.2) и ряд тяг, качалок, звеньев, объединенные в поз. 9 (механизм изменения Кф). Это устройство увеличивает углы отклонения стабилизатора при малых скоростях и на больших высотах полета (шток механизма МПЧ-29-2 выпущен, передаточное число имеет минимальное значение, равное единице) и уменьшает их при больших скоростях и на малых высотах полета (шток механизма МПЧ-29-2 убран, передаточное число имеет максимальное значение). Зависимость углов отклонения стабилизатора от перемещения ручки управления при различных передаточных числах показана на рис. 4.5.

Как видно из рисунка, максимальные значения углов отклонения стабилизатора в плоскости, перпендикулярной оси вращения, с уборкой штока механизма МПЧ-29-2 уменьшаются от 15 до 8,4° носком вверх (на пикирование) и от 35 до 15° носком вниз (на кабрирование).

Диапазон предельных углов отклонения стабилизатора по тангажу изменяется в зависимости от отклонения ручки управления по крену, показанной на рис. 4.10. При крайних положениях ручки управления по крену предельные углы отклонения стабилизатора равны +10 и -35°.

Аэродинамический шарнирный момент стабилизатора

$$M_{ш.ст} = 0,7 (m_{ш}^{\alpha} \alpha + m_{ш}^{\varphi} \varphi) \rho M^2 S_{ст} b_{ст} \quad (4.5)$$

во всем эксплуатационном диапазоне режимов полета меньше располагаемого шарнирного момента, создаваемого гидроусилителями, в том числе и при отказе одной гидросистемы. "Упор" на ручке управления в продольном канале нет.

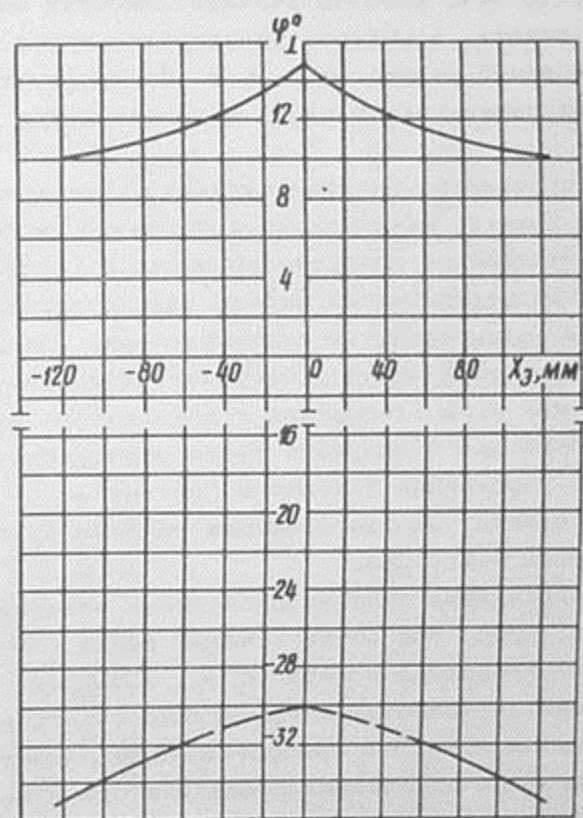


РИС. 4.10. ЗАВИСИМОСТЬ ПРЕДЕЛЬНЫХ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА ПО ТАНГАЖУ ОТ ОТКЛОНЕНИЯ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ ПО КРЕНУ

Таким образом, с выпуском штока механизма МПЧ-29-2 уменьшаются усилия, необходимые для отклонения ручки управления самолетом, и возрастают углы отклонения стабилизатора. И наоборот, с уборкой штока механизма МПЧ-29-2 возрастают усилия, требуемые для отклонения ручки управления, и уменьшаются углы отклонения стабилизатора.

На рис. 4.11, 4.12 показан эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета, в котором реализуется закон работы системы АРУ-29-2, приведенный на рис. 4.8, 4.9. На графиках проведены линии постоянных передаточных чисел и выделены три характерные области.

Область А ограничена снаружи линиями минимальной скорости горизонтального полета, максимально допустимой скорости (1500 км/ч) и максимально допустимого числа М (2,35); внутри — линиями постоянных передаточных чисел, равных единице. Она характерна наименьшей эффективностью стабилизатора. Здесь шток механизма МПЧ-29-2 полностью выпущен, передаточные числа равны единице, располагаемые углы отклонения стабилизатора максимальные, а усилия, потребные для отклонения ручки управления, минимальные. Другими словами, управление самолетом "легкое".

На режимах полета, соответствующих области А, горит сигнальная лампа АРУ ВЗЛЕТ — ПОСАДКА.

Область Б ограничена линиями постоянных максимальных значений передаточных чисел. Это область малых высот (до 2 км) и больших околосвуковых скоростей полета (870...1200 км/ч по прибору), в которой проявляется наибольшая эффективность стабилизатора. Здесь шток механизма МПЧ-29-2 полностью убран, имеют место наименьшие располагаемые углы отклонения стабилизатора и наибольшие усилия, необходимые для отклонения ручки управления, то есть управление самолетом "тяжелое".

Внутри областей А и Б и на линиях, их ограничивающих, кинематическая связь между ручкой управления и стабилизатором и нагрузка ручки от параметров полета не изменяются.

В третьей области, лежащей между двумя первыми, кинематическая связь отклонения ручки управления и стабилизатора и нагрузка ручки изменяются в зависимости от высоты и скорости полета, шток механизма МПЧ-29-2 занимает промежуточное положение между полностью убраным (192 мм) и полностью выпущенным (242 мм).

Для пояснения графиков рис. 4.11, 4.12 и логики работы системы АРУ-29-2 рассмотрим несколько примеров.

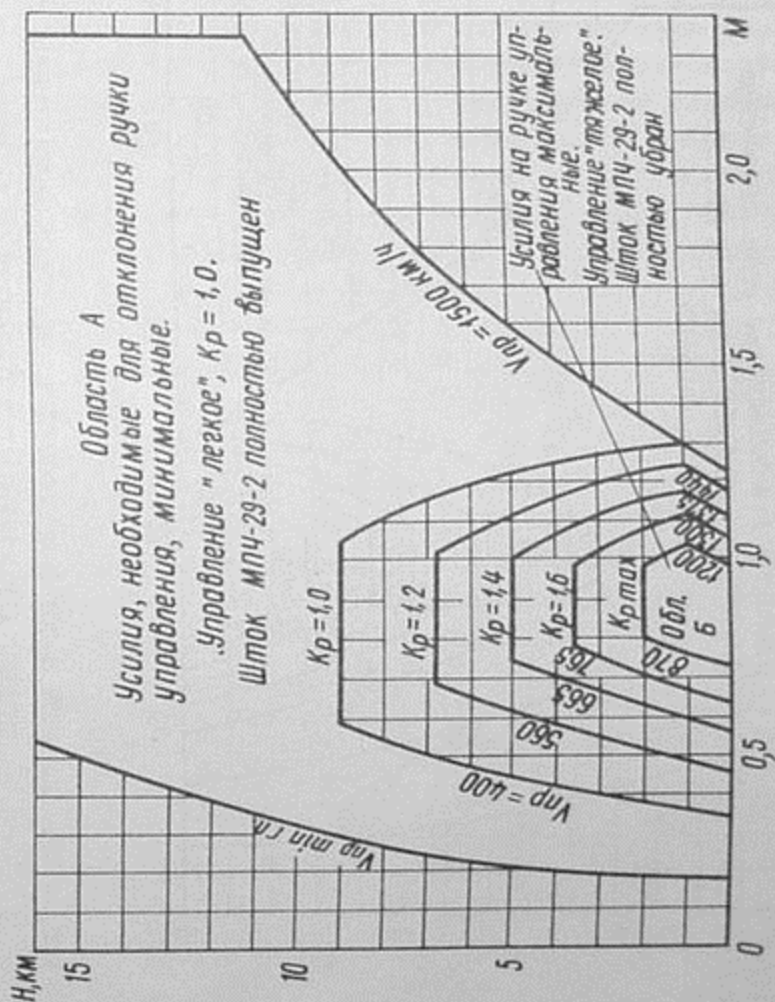
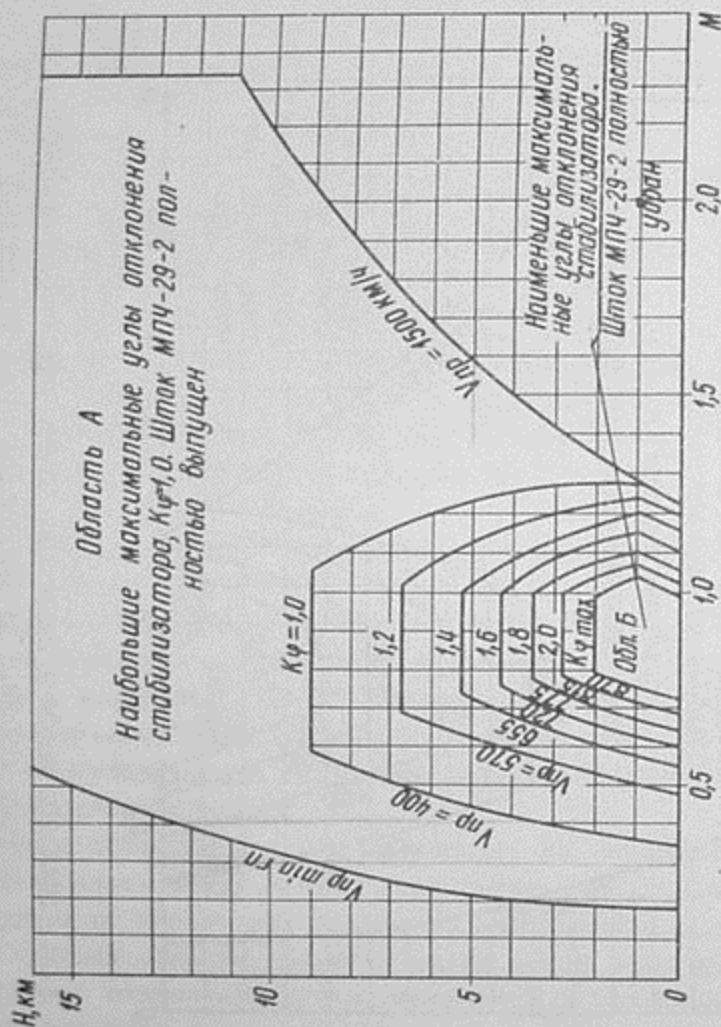


Рис. 4.11. Диапазон высот и скоростей полета реализации закона работы системы АРУ-29-2 по усилиям на ручке управления



1. Разгон на высотах до 1000 м до максимальной скорости. Как видно из рисунков, при увеличении приборной скорости до 400 км/ч шток исполнительного механизма находится в выпущенном положении, загрузка ручки управления при этом минимальна и не изменяется, а углы отклонения стабилизатора максимальны.

По мере дальнейшего роста скорости от 400 до 870 км/ч по прибору вследствие увеличения скоростного напора и уменьшения потребного коэффициента подъемной силы горизонтального полета углы отклонения стабилизатора, необходимые для изменения перегрузки, уменьшаются. Поэтому в этом диапазоне скоростей полета шток механизма МПЧ-29-2 убирается, что сопровождается увеличением передаточных отношений от ручки к стабилизатору, уменьшением углов отклонения стабилизатора и возрастанием усилий, необходимых для балансировки самолета в горизонтальном полете. Это обеспечивает летчику привычные ощущения управления самолетом, связанные с ростом скорости полета.

При дальнейшем возрастании скорости полета, как видно из рисунков, шток остается в убранном положении до скорости 1200 км/ч по прибору. Загрузка ручки при этом максимальная, а углы отклонения стабилизатора минимальны.

На числах М, приблизительно равных 1,05, возникает необходимость в увеличении углов отклонения стабилизатора вследствие изменения характера обтекания планера, уменьшения эффективности стабилизатора, смещения назад аэродинамического фокуса самолета, поэтому по мере увеличения приборной скорости от 1200 до 1500 км/ч шток механизма МПЧ-29-2, как видно из рисунков, возвращается к исходному (выпущенному) положению, что сопровождается уменьшением усилий на ручке управления, потребных для ее отклонения, и увеличением углов отклонения стабилизатора.

2. Разгон на высоте 5000 м. С увеличением высоты полета увеличиваются балансировочные углы отклонения стабилизатора и углы, потребные для создания единицы перегрузки, поэтому по мере увеличения высоты полета при разгоне уменьшается ход штока на уборку, и на меньших скоростях происходит возврат его к исходному положению. Так, на высоте 5000 м уборка штока механизма МПЧ-29-2 происходит при увеличении скорости в меньшем диапазоне скоростей (400...665 км/ч по прибору) и на меньшую величину.

Следовательно, при разгоне на высоте 5000 м уменьшение углов отклонения стабилизатора происходит на меньшую величину, чем на малой высоте, и меньше возрастают усилия на ручке управления самолетом.

При дальнейшем разгоне до $M = 1$ углы отклонения стабилизатора и загрузка ручки управления не изменяются, со скорости 940 км/ч углы отклонения стабилизатора снова увеличиваются, а управление самолетом облегчается. На приборной скорости 1170 км/ч шток механизма МПЧ-29-2 возвращается к исходному (полностью выпущенному) положению.

3. При разгоне на высотах 9000 м и более, как видно из рис. 4.11, 4.12, кинематическая связь между отклонением ручки управления и стабилизатором и загрузка ручки не зависят от скорости полета.

Механизм триммерного эффекта МТ в канале тангажа применяется для изменения усилий на ручке управления по желанию летчика, а также как рулевая машина в системе автоматического управления.

Для снятия тянущих (давящих) усилий нажимной переключатель, установленный в верхней части ручки управления самолетом, необходимо нажимать на себя (от себя).

Диапазон триммирования усилий на ручке управления до нулевых соответствует 75...80 % полного хода ручки управления по тангажу.

Максимальные значения угловой скорости отклонения стабилизатора от механизма триммерного эффекта составляют:

- при ручном триммировании - 5,18 °/с (2,2 °/с при максимальном передаточном числе);
- при использовании МТ в контуре САУ - 10,36 °/с (4,4 °/с при максимальном передаточном числе).

Закон загрузки ручки управления по продольному ходу при крайних положениях штока механизма триммерного эффекта приведен на рис. 4.7.

Дифференциальный механизм обеспечивает возможность управления стабилизатором как в режиме тангажа, так и в режиме крена. Он состоит из нескольких качалок, звеньев, кинематически соединенных между собой так (см. рис. 4.2), что при отклонении ручки управления в продольном направлении происходит отклонение половин стабилизатора в одном направлении как единого целого, а при отклонении ручки управления в поперечном направлении - отклонение половин стабилизатора на равные, но противоположные по направлению углы, т.е. создаются "ножницы" стабилизатора.

Система ограничительных сигналов СОС-3 служит для обеспечения возможности полного использования маневренных характеристик самолета, исключая при этом выход его на режим сваливания.

СОС-3 обеспечивает автоматическое отклонение носков крыла и автоматическое отталкивание ручки управления в направлении "от летчика" при достижении самолетом максимально допустимого

угла атаки с учетом темпа нарастания этого угла. Система работает только при убранном шасси.

Входными параметрами системы являются текущие значения углов атаки самолета и три значения числа M полета ($M < 0,45$, $M \geq 0,45$ и $M \geq 0,85$). При достижении самолетом определенных углов атаки и чисел M полета в блоке вычисления и коммутации формируются управляющие сигналы, по которым срабатывают гидроцилиндры выпуска и уборки носков и гидроцилиндр 13 (см. рис. 4.2) ограничения хода ручки управления.

Шток гидроцилиндра 13 может занимать три положения:

- убранное, при этом располагаемые углы отклонения стабилизатора на кабрирование штоком не ограничиваются;
- полностью выпущенное, при котором отклонение ручки на себя ограничивается положением, соответствующим отклонению стабилизатора на угол минус 2° .
- промежуточное, при этом отклонение ручки управления на себя ограничивается положением, соответствующим отклонению стабилизатора на угол минус 15° .

Автоматический выпуск носков происходит только при убранном шасси на дозвуковых скоростях полета ($M < 0,85$) при достижении угла атаки срабатывания, определяемого законом

$$\alpha_{\text{сраб}} = (8,7 \pm 1)^\circ - 0,2\dot{\alpha}. \quad (4.6)$$

При числах $M \geq 0,85$ или при углах атаки $(7,1 \pm 1)^\circ$ носки автоматически убираются.

При нормальном функционировании канала управления носками крыла отталкивание ручки управления происходит при достижении угла атаки срабатывания, определяемого законом

$$\alpha_{\text{сраб}} = (26 \pm 1)^\circ - 0,4\dot{\alpha}. \quad (4.7)$$

При этом ручка управления отклоняется в положение, соответствующее отклонению стабилизатора:

$$\begin{aligned} &\text{минус } (15 \pm 0,3)^\circ \text{ при } M \geq 0,45; \\ &\text{минус } (2 \pm 0,5)^\circ \text{ при } M < 0,45. \end{aligned}$$

На числах M более 0,85 при убранном шасси и при отказе канала управления носками крыла на любых числах M отталкивание ручки управления самолетом происходит при достижении угла атаки, определяемого законом

$$\alpha_{\text{сраб}} = (15 \pm 1)^\circ - 0,4\dot{\alpha}, \quad (4.8)$$

до положения, соответствующего отклонению стабилизатора минус $(2 \pm 0,5)^\circ$.

Отклонение носков и уборка их производятся двухпозиционными гидроцилиндрами, работающими только от общей гидросистемы.

Для повышения надежности работы системы по отталкиванию ручки управления (ограничению углов атаки) предусмотрено дублирование в гидравлической и электрической схемах. Дублирование в гидравлической схеме обеспечивается подводом рабочей жидкости к дублированному цилиндру ограничения хода ручки от двух гидросистем (общей и бустерной). При падении давления в одной гидросистеме выдвижение толкателей гидроцилиндра обеспечивается давлением рабочей жидкости другой системы.

Сигнализация положения выдвижного штока цилиндра ограничения хода ручки управления при исправной системе СОС-3 не предусмотрена. Для сигнализации неисправного состояния системы СОС-3 в кабине летчика установлены два светосигнальных табло с надписями: ОТКАЗ СОС и НЕТ РЕЗЕРВА СОС.

Если из-за неисправности системы шток цилиндра 13 после снятия сигнала о выпуске его не убрался, то на табло системы "Экран" сразу же после выпуска шасси высветится сигнал УПОР СОС. Это предупреждает летчика о том, что во время посадки усилия, необходимые для отклонения ручки управления на себя, могут ступенчато возрасти приблизительно на 17 кгс.

При общем отказе системы высвечивается надпись ОТКАЗ СОС, а в случае отказа одного из каналов системы — НЕТ РЕЗЕРВА СОС.

4.4. КИНЕМАТИЧЕСКАЯ СХЕМА, ЭЛЕМЕНТЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Органами поперечного управления самолетом являются элероны и дифференциально отклоняемые половины стабилизатора.

Элероны установлены на консольных частях крыла под углом 5° вверх относительно плоскости крыла (с целью улучшения поперечной управляемости на больших приборных скоростях полета и больших углах атаки).

Стабилизатор состоит из двух кинематически связанных между собой половин. При управлении креном одна половина стабилизатора отклоняется носком вверх, другая носком вниз, образуя "ножницы", которые совместно с отклоненными элеронами создают необходимый кренящий момент, то есть момент относительно продольной оси самолета

$$M_x = (m_x^{\varphi_3} \varphi_3 + m_x^{\delta_3} \delta_3) 0,7 \rho M^2 S l. \quad (4.9)$$

Для снижения тормозящих вращение моментов рыскания, вызываемых "ножницами" стабилизатора, на углах атаки, близких к сваливанию, дифференциальное отклонение стабилизатора при выпуске носков крыла отключается. Кроме этого, при увеличении угла атаки более 18° максимальный угол отклонения элеронов постепенно уменьшается и на угле атаки более 24° он равен 5° .

Принципиальная схема системы поперечного управления показана на рис. 4.13.

В состав системы поперечного управления входят:

- элероны 6 и стабилизатор 11;
- ручка управления самолетом 1;
- проводка управления (качалки, тяги, звенья, карданы);
- два рулевых привода (бустера или гидроусилителя) элеронов РП-280 поз. 5;
- два рулевых привода стабилизатора РП-260А поз. 10;
- дифференциальный механизм 8 с механизмом отключения дифференциального управления стабилизатора;
- нелинейный механизм канала крена 7;
- пружинный нагрузочный механизм 2;
- механизм триммерного эффекта (МТ) поз. 4;
- автономная рулевая машина АРМ-150К поз. 3.

Ручка управления самолетом связана с золотниковыми устройствами бустеров элеронов и стабилизатора с помощью жесткой проводки управления, состоящей из тяг, качалок, звеньев, карданов.

Полное перемещение ручки управления по крену (с учетом нежесткости) не зависит от режимов полета и составляет по 124 мм влево и вправо от нейтрального положения.

Привод в движение половин стабилизатора осуществляется гидроусилителями продольного управления РП-260А, а элеронов - двумя необратимыми двухкамерными бустерами РП-280, каждый из которых отклоняет один элерон.

Максимальные значения шарнирного момента каждого гидроусилителя, приложенного к оси элерона (при давлении в гидросистемах 195 кгс/см^2 , нулевой скорости движения и крайних положениях штока), составляют 538 кгс·м при отклонении элеронов вверх и 610 кгс·м при отклонении элеронов вниз (вследствие различных рабочих площадей поршней при выпуске и уборке штоков гидроусилителей).

Зависимость располагаемого шарнирного момента бустера РП-280 от скорости отклонения элеронов при движении на выпуск и уборку штока для двух значений давлений в гидросистемах (195 и 220 кгс/см^2) при крайних положениях штоков (элеронов) приведена на рис. 4.14.

Как видно из рисунка, наибольший шарнирный момент соответствует нулевой скорости отклонения элеронов, с увеличением скорости отклонения располагаемый момент уменьшается до нуля.

Кроме того, как видно из рис. 4.15, величина располагаемого шарнирного момента рулевого привода РП-280 зависит от угла отклонения элеронов: она максимальна при нейтральном положении элеронов и минимальна при их крайних положениях.

Аэродинамический шарнирный момент элеронов определяется по формуле

$$M_{ш_3} = 0,7 (m_{ш}^{\delta_3} \delta_3 + m_{ш}^{\alpha} \alpha) \rho M^2 S'_3 b'_3. \quad (4.10)$$

С увеличением скорости полета (скоростного напора) шарнирный момент элеронов возрастает и становится больше момента, преодолеваемого бустерами РП-280, поэтому, начиная с определенных скоростей, максимальный располагаемый угол отклонения элеронов уменьшается из-за недостаточности шарнирного момента рулевого привода (рис. 4.16). При отклонении ручки управления по крену на этих скоростях полета имеют место "упоры", максимальные располагаемые углы отклонения стабилизатора в режиме "ножниц" также уменьшаются (см. рис. 4.16).

Дифференциальный механизм, установленный в системе управления стабилизатором, обеспечивает:

- управление стабилизатором по тангажу, когда при продольном отклонении ручки управления обе половины стабилизатора отклоняются в одном направлении, как единое целое;
- управление стабилизатором по крену, когда при поперечном отклонении ручки управления дополнительно к элеронам обе половины стабилизатора отклоняются на равные углы, но в противоположные стороны, образуя "ножницы" стабилизатора;
- управление стабилизатором по тангажу и крену, когда при отклонении ручки управления по диагонали обе половины стабилизатора, отклоняясь в одном направлении, одновременно отклоняются на один и тот же угол в противоположных направлениях, образуя "ножницы".

Нелинейный механизм управления стабилизатором в канале крена предназначен для более полного использования "ножниц" стабилизатора на режимах полета, где отклонение ручки по крену ограничено мощностью силовых приводов элеронов.

Максимальный угол отклонения стабилизатора по крену составляет $+5^\circ$.

Зависимость углов отклонения элеронов от хода ручки по крену линейна, максимальные углы отклонения элеронов от нейтрального

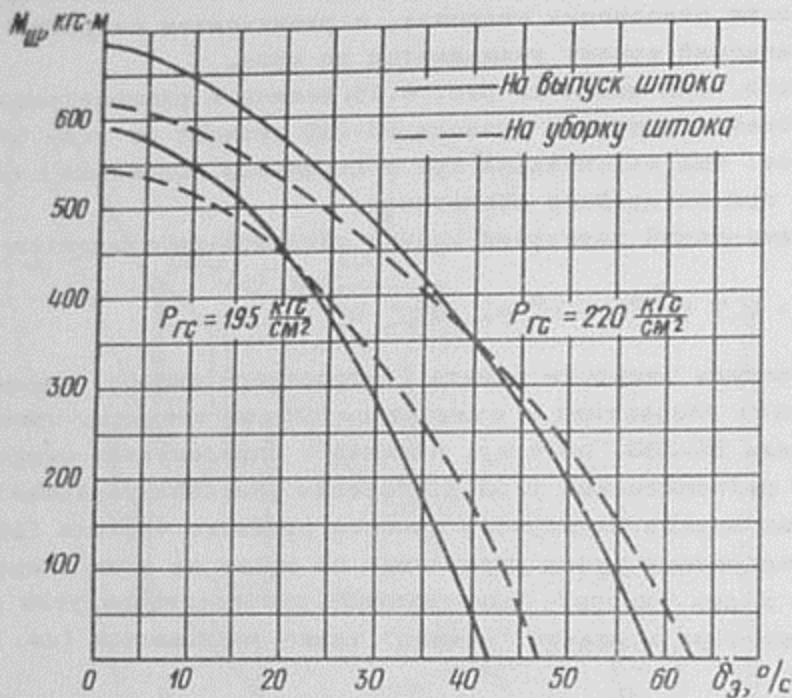


РИС. 4.14. ХАРАКТЕРИСТИКА БУСТЕРА ЭЛЕРОНОВ РП-280
ПРИ $\delta_3 = \pm 20^\circ$

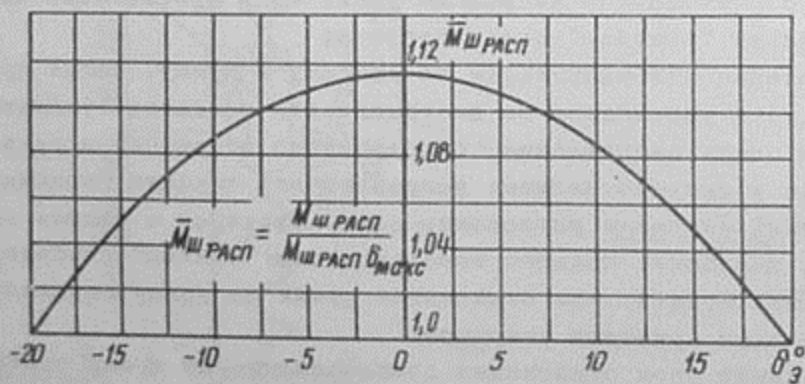


РИС. 4.15. ЗАВИСИМОСТЬ РАСПОЛАГАЕМОГО ШАРНИРНОГО
МОМЕНТА БУСТЕРА РП-280 ОТ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ

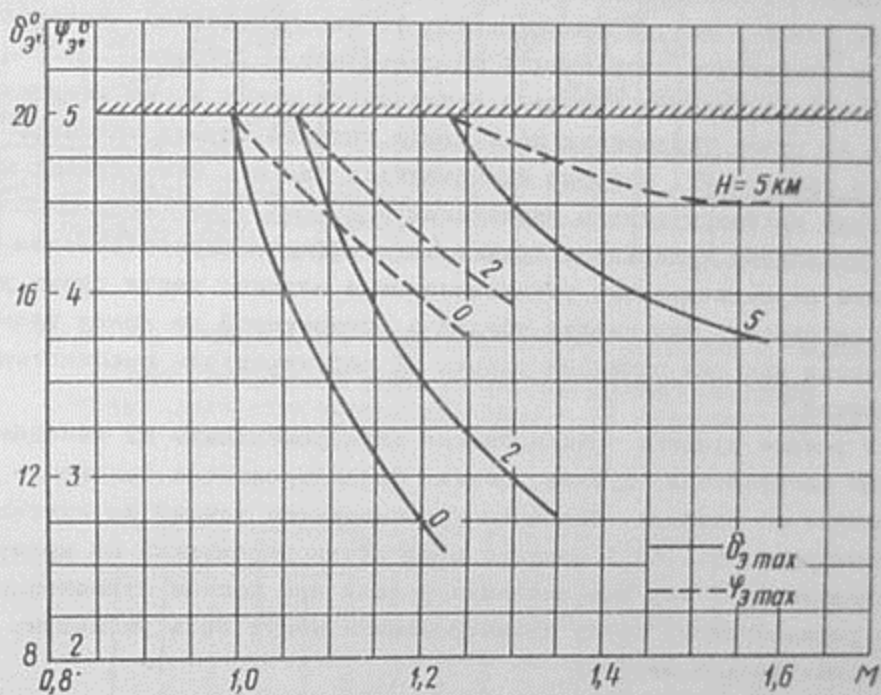


РИС. 4.16. МАКСИМАЛЬНЫЕ УГЛЫ ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ И "НОЖИЦ" СТАБИЛИЗАТОРА, ОБЕСПЕЧИВАЕМЫЕ БУСТЕРАМИ

положения (оба отклонены на 5° вверх) равны $\pm 20^\circ$, от плоскости крыла — 25° вверх, 15° вниз (рис. 4.17).

Пружинный загрузочный механизм предназначен для загрузки ручки управления при ее отклонении в поперечном направлении. В поперечном канале управления применен загрузочный механизм, снабженный одной пружиной с предварительной затяжкой.

Закон загрузки ручки управления по поперечному ходу при нейтральном положении штока механизма триммерного эффекта приведен на рис. 4.18. Как видно из рисунка, усилие предварительной затяжки пружины равно 1 кгс, а максимальное усилие при полном отклонении ручки в поперечном направлении не превышает 6...7 кгс.

Для балансировки самолета в полете по крену и для изменения усилий на ручке управления по желанию летчика служит механизм триммерного эффекта МТ, который используется так же, как рулевая машина в системе автоматического управления.

Управление механизмом триммерного эффекта осуществляется нажимным переключателем, установленным в верхней части ручки управления самолетом. Для снятия усилий с отклоненной по крену ручки управления или для проверки работы МТ переключатель нажимается влево или вправо.

В режиме ручного триммирования электромеханизм МТ изменяет натяжение загрузочной пружины, сдвигая балансировочное положение ручки управления по усилиям. Диапазон триммирования усилий до нулевых соответствует 55...60 % полного хода ручки управления по крену и составляет ± 72 мм. Максимальные усилия при полном отклонении ручки управления по крену триммированием могут быть уменьшены вдвое (см. рис. 4.18).

Максимальные значения угловой скорости отклонения элеронов от механизма триммерного эффекта при ручном триммировании равны $2,4^\circ/\text{с}$, а при использовании МТ в контуре САУ — $4,8^\circ/\text{с}$.

Автономная рулевая машина АРМ-150К (АРМ) является исполнительным механизмом "демпферной" части САУ, по сигналам которой шток машины выдвигается или убирается, передавая движение последующей проводке управления элеронами и стабилизатором по крену.

Конструкция комбинированной качалки, с помощью которой машина АРМ-150К подключена в проводку управления, обеспечивает возможность передачи движения на золотниковые устройства рулевых приводов элеронов и половины стабилизатора как от ручки управления при неподвижном штоке рулевой машины, так и от АРМ при неподвижной ручке.

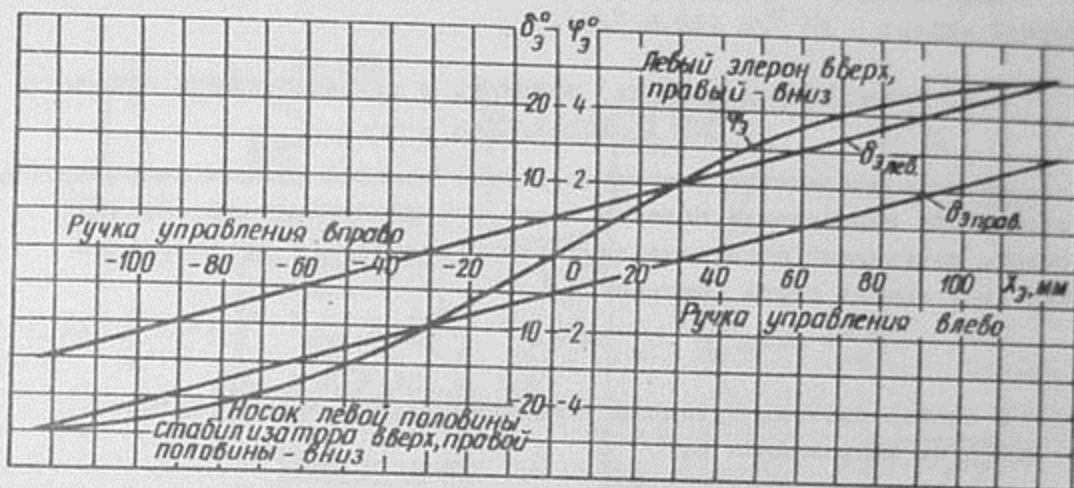


РИС. 4.17. ЗАВИСИМОСТЬ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ И "НОЖИЦ" СТАБИЛИЗАТОРА ОТ ХОДА РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ ПО КРЕНУ (отсчет угла отклонения элеронов - от плоскости крыла)

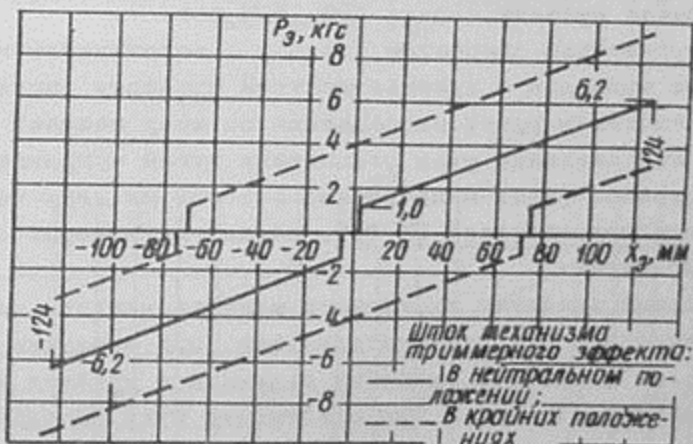


РИС. 4.18. ЗАВИСИМОСТЬ УСИЛИЙ НА РУЧКЕ УПРАВЛЕНИЯ ОТ ЕЕ ОТКЛОНЕНИЯ ПО КРЕНУ

Максимальные значения углов отклонения элеронов (стабилизатора в режиме "ножниц") от машины АРМ-150К составляют $\pm 5^\circ$ ($\pm 3^\circ$).

Максимальные значения угловой скорости отклонения их от демпферной машины - $32^\circ/\text{с}$ ($12,8^\circ/\text{с}$).

4.5. КИНЕМАТИЧЕСКАЯ СХЕМА, ЭЛЕМЕНТЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ

Путевое управление самолетом осуществляется рулями направления, которые при перемещении педалей синхронно отклоняются и создают момент, изменяющий положение самолета относительно вертикальной оси, т.е. момент курса (рыскания)

$$M_y = 0,7 m \delta_n \rho m^2 s l. \quad (4.11)$$

В состав системы путевого управления входят (рис. 4.19):

- рули направления 6;
- педали управления 1;
- проводка управления (качалки, тяги);
- рулевые приводы (РП, бустер или гидроусилитель) РП-270 поз. 5;
- пружинный загрузочный механизм 3;
- гидроцилиндр 2;
- механизм триммерного эффекта 4;
- автономная рулевая машина АРМ-150К поз. 7.

Педаль управления самолетом связаны с золотниковыми устройствами рулевых приводов с помощью жесткой проводки управления.

Закон отклонения рулей направления по ходу педалей линейный (рис. 4.20), максимальный угол отклонения рулей направления $\pm 25^\circ$.

Силовой привод рулей направления состоит из двух необратимых двухкамерных гидроусилителей ПИ-270, каждый из которых отклоняет один руль направления.

Максимальные значения шарнирного момента каждого гидроусилителя, приложенного к оси руля направления (при давлении в гидросистемах $195 \text{ кгс}/\text{см}^2$, нулевой скорости движения и крайних положениях штока), составляют $216 \text{ кгс}\cdot\text{м}$ при отклонении руля направления вправо и $248 \text{ кгс}\cdot\text{м}$ при отклонении руля направления влево (вследствие различных рабочих площадей поршней при выпуске и уборке штока РП).

Зависимость располагаемого шарнирного момента рулевого привода руля направления при крайних положениях штока от скорости отклонения руля направления приведена на рис. 4.21.

Как видно из рисунка, максимальное значение угловой скорости отклонения рулей направления равно $39...62^\circ/\text{с}$ (в зависимости от давления в гидросистеме и направления движения штока).

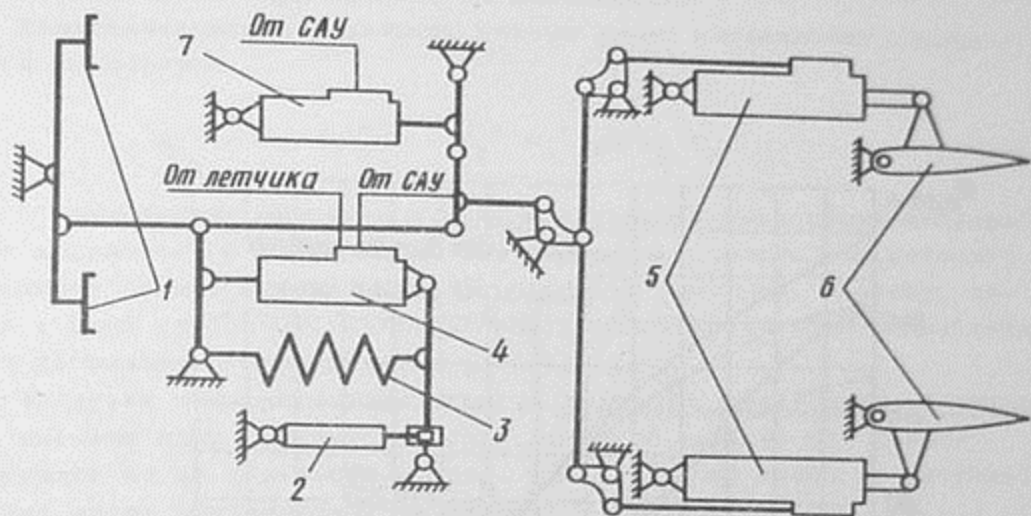


РИС. 4.19. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ:

1 - педали управления; 2 - гидроцилиндр; 3 - грузочный механизм; 4 - механизм триммерного эффекта; 5 - рулевой привод; 6 - руль направления; 7 - рулевая машина САУ

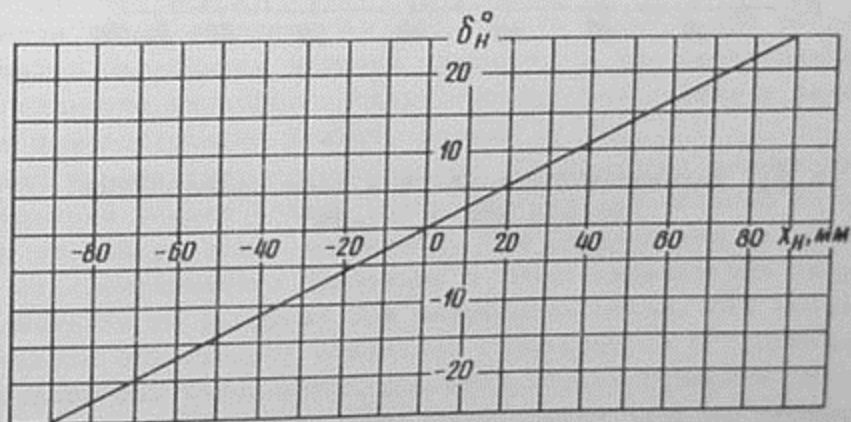
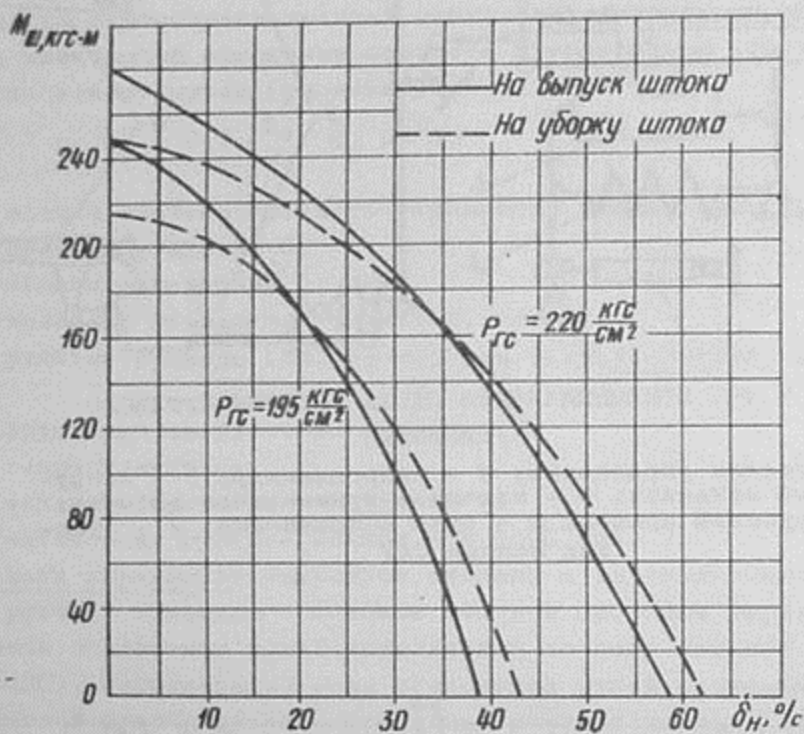


РИС. 4.20. ЗАВИСИМОСТЬ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ ОТ ХОДА ПЕДАЛЕЙ



4.21. ХАРАКТЕРИСТИКА БУСТЕРА РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ
 РП-270 ПРИ $\delta_n = \pm 25^\circ$

Кроме того, как видно из рис. 4.22, величина располагаемого шарнирного момента гидроусилителя ПН-270 зависит от угла отклонения рулей направления: она максимальна при нейтральном положении рулей и минимальна при крайних их положениях.

Аэродинамический шарнирный момент рулей направления определяется по формуле

$$M_{\text{шн}} = 0,7 \left(m_{\text{ш}}^{\beta} \beta + m_{\text{ш}}^{\delta_n} \delta_n \right) \rho M^2 S_n' b_n'. \quad (4.12)$$

С увеличением скорости полета шарнирный момент рулей направления возрастает и на определенных скоростях (скоростных напорах) становится больше момента, преодолеваемого бустером, поэтому, начиная с этих скоростей, максимальный располагаемый угол отклонения рулей направления уменьшается (рис. 4.23).

Загрузка педалей осуществляется пружинным загрузочным механизмом, имеющим одну пружину, то есть линейную зависимость усилия на педалях от их перемещения (рис. 4.24, а). Как видно из рисунка, пружина имеет предварительную затяжку с усилием 7,4 кгс.

Максимальные усилия на педалях, обеспечиваемые пружиной, при полном отклонении педалей равны 33 кгс.

Нагрузка на педали от загрузочного механизма передается через механизм триммерного эффекта, работающий при отсутствии сигналов на нем как жесткая тяга.

Двухполостной гидроцилиндр является дополнительным загрузочным устройством, обеспечивающим увеличение усилий, потребных для отклонения рулей направления в полете.

Подключение гидроцилиндра к работе происходит автоматически при убранном шасси на числе $M > 0,85$. В это время в обе полости гидроцилиндра подводится рабочее давление, и для преодоления силы давления жидкости на поршень гидроцилиндра необходимо к педали приложить дополнительное усилие, равное 30 кгс.

Однако конструкция гидроцилиндра обеспечивает возникновение дополнительного усилия только после перемещения педалей на величину ± 23 мм от нейтрального положения. При перемещении педалей до 23 мм от стриммированного положения в любом направлении загрузка их не отличается от загрузки при выпущенном шасси. Тем самым обеспечивается возможность небольших (примерно до 6°) отклонений рулей в полете без дополнительного возрастания усилий на педалях. Ограничение угла отклонения рулей направления вызвано необходимостью ограничить нагрузки на вертикальное оперение. Зависимость

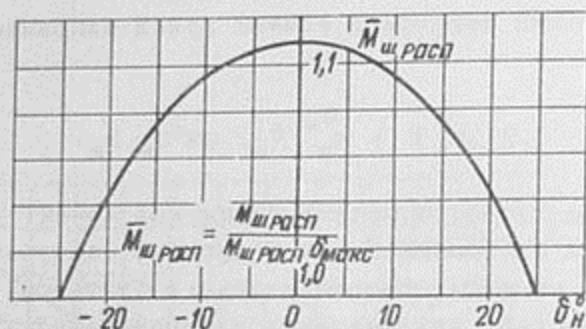


РИС. 4.22. ЗАВИСИМОСТЬ РАСПОЛАГАЕМОГО ШАРНИРНОГО МОМЕНТА БУСТЕРА РП-270 ОТ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

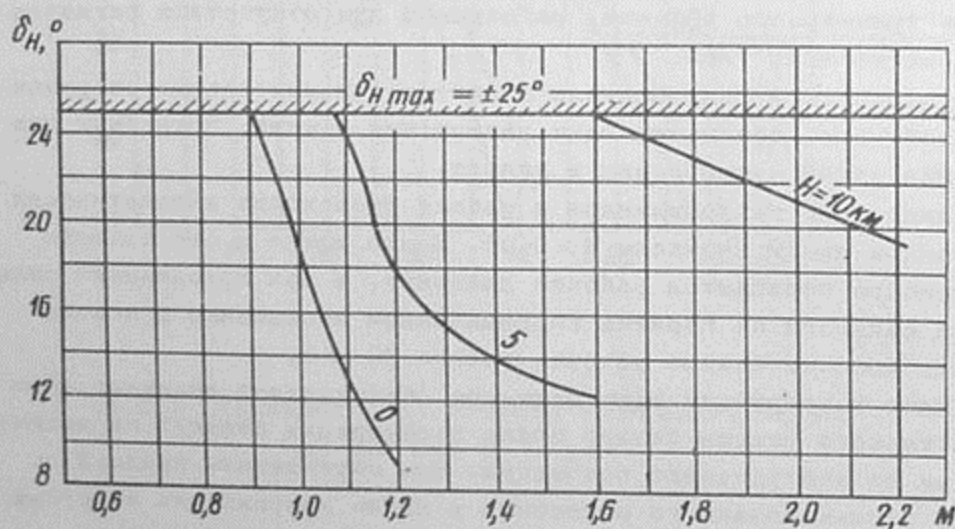


РИС. 4.23. МАКСИМАЛЬНЫЕ УГЛЫ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЕЙ НАПРАВЛЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЕМЫЕ БУСТЕРАМИ РП-270

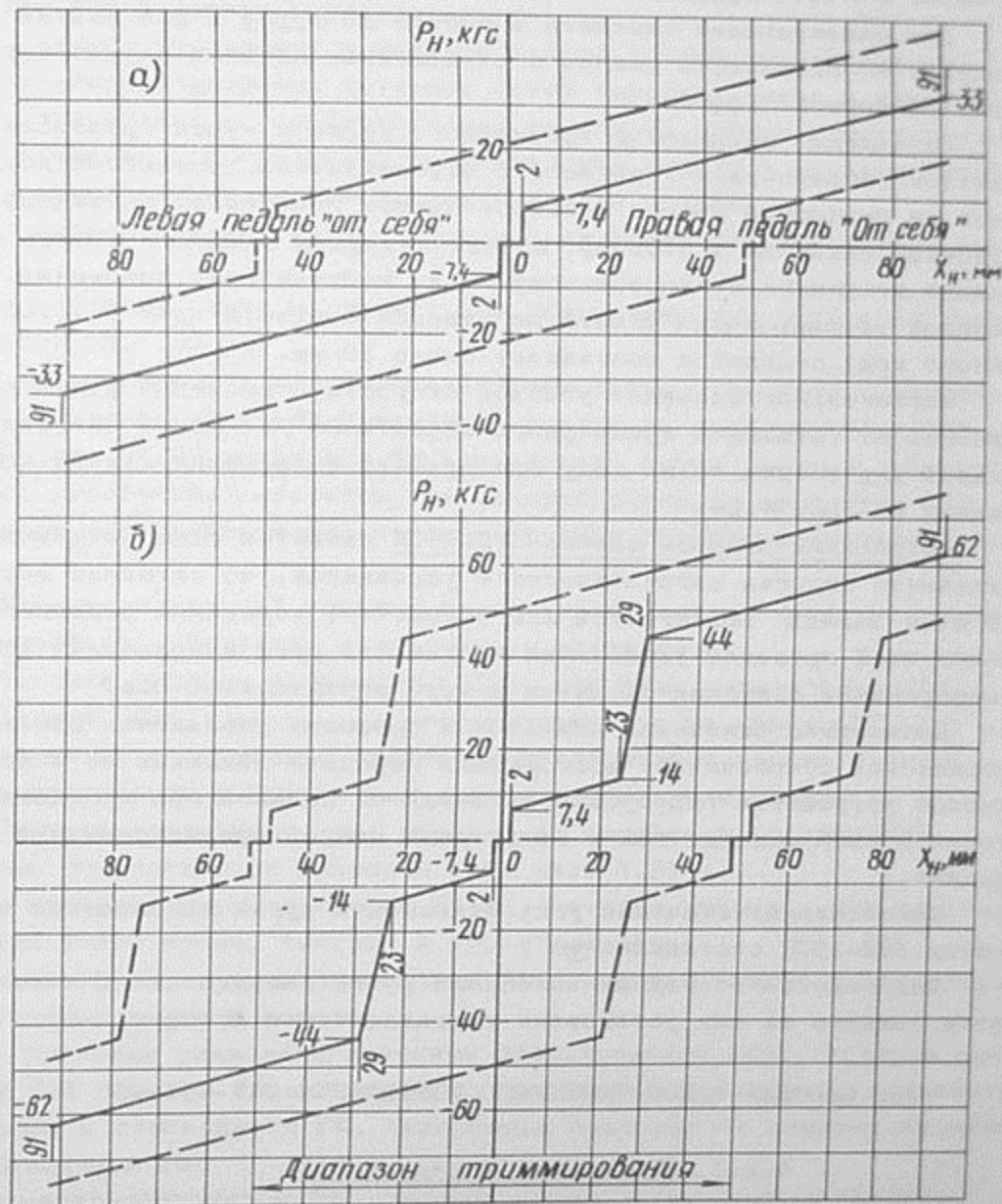


РИС. 4.24. ЗАВИСИМОСТЬ УСИЛИЙ НА ПЕДАЛЯХ УПРАВЛЕНИЯ ОТ ИХ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ (шток механизма триммерного эффекта: — в нейтральном положении;

----- в крайних положениях):

а - шасси выпущено;

б - шасси убрано, $M < 0,85$;

в - шасси убрано, $M > 0,85$

усилий на педалях управления от их перемещения при убранном шасси на числе $M > 0,85$ приведена на рис. 4.24, б.

Для балансировки самолета в полете по курсу и для снятия в случае необходимости усилия с отклоненных педалей служит механизм триммерного эффекта.

Управление механизмом триммерного эффекта курса производится нажатием (вправо-влево) нажимного переключателя, установленного слева на приборной доске. Электромеханизм перемещает пружинный загрузочный механизм в сторону, соответствующую движению штоков пружинного механизма и гидроцилиндра к их нейтральному положению. Диапазон триммирования усилий до нулевых соответствует 55...60 % полного хода педалей и составляет около 50 мм.

Максимальное значение угловой скорости отклонения рулей направления от механизма триммерного эффекта $2^\circ/\text{с}$. Закон загрузки педалей управления по их ходу при крайних положениях механизма показан на рис. 4.24.

Автономная рулевая машина АРМ-150К является исполнительным механизмом системы автоматического управления, по сигналам которой шток машины выдвигается или убирается, передавая движение последующей проводке управления и отклоняя рули направления для демпфирования движения самолета вокруг вертикальной оси.

Кинематика включения АРМ-150К в проводку управления рулями направления обеспечивает возможность передачи движения на золотниковые устройства гидроусилителей как от педалей при неподвижном штоке рулевой машины, так и от рулевой машины при неподвижных педалях.

Максимальные значения угла отклонения рулей направления от машины АРМ-150К составляют $\pm 8^\circ$.

Для гашения возможных колебаний рулей направления в нижней части каждого из них установлен гидравлический демпфер.

4.6. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САУ-451-03

4.6.1. Назначение и состав САУ

Система автоматического управления САУ-451-03 (САУ), установленная на самолете МИГ-29, предназначена для автоматического и директорного управления самолетом на важнейших этапах полета и улучшения характеристик устойчивости и управляемости его во всем эксплуатационном диапазоне высот, скоростей полета и углов атаки.

САУ-451-03 представляет собой трехканальную систему автоматического управления и выполняет следующие функции:

- демпфирование короткопериодических колебаний самолета при ручном, автоматическом и директорном управлении и улучшение характеристик устойчивости и управляемости;
- ручное управление самолетом единой ручкой управления со стабилизацией задаваемых летчиком углов тангажа, крена и курса;
- приведение к горизонтальному полету из любого пространственного положения с последующей стабилизацией высоты и курса полета;
- стабилизацию барометрической высоты полета;
- автоматический уход самолета с заданной опасной высоты полета;
- автоматическое и директорное управление при заходе на посадку до высоты 50...60 м;

- индикацию текущих значений углов крена и тангажа и отклонения самолета от заданной траектории полета на приборы ПНП и КПП.

На рис. 4.25 приведена функциональная схема системы автоматического управления самолетом, на которой раскрыты структура САУ, ее состав и функциональные связи с другими бортовыми системами самолета.

Функционально САУ состоит из датчиков, вычислителя, исполнительных устройств, устройств управления и индикации.

Датчики угловых скоростей (ДУС), линейных перегрузок (ДЛУ), углов атаки (ДУА), положения ручки управления по крену (ДПР-23) и др. совместно с бортовыми системами обеспечивают выдачу в вычислитель информации о параметрах полета и положении самолета.

Система автоматического управления сопряжена со следующим бортовым оборудованием самолета (см. рис. 4.25):

- системой курсовертикали ИК-ВК, которая выдает в САУ текущие значения углов крена, тангажа и курса самолета;
- системой воздушных сигналов СВС; которая выдает в САУ текущие значения числа М полета;
- бортовым радионавигационным оборудованием БРНО, которое выдает в САУ сигналы заданного курса, азимута, дальности, готовности курсового и глиссадного РМ, отклонения самолета от равносигнальных зон посадочных РМ;
- радиовысотомером РВ, который выдает в САУ сигнал "Опасная высота";
- датчиком угла атаки.

Вычислитель САУ-451-03 по полученным сигналам от датчиков и бортовых систем самолета в соответствии с законами управления формирует и выдает управляющие сигналы на исполнительные органы, а также директорные сигналы на визуальные приборы.

Исполнительными органами САУ являются:

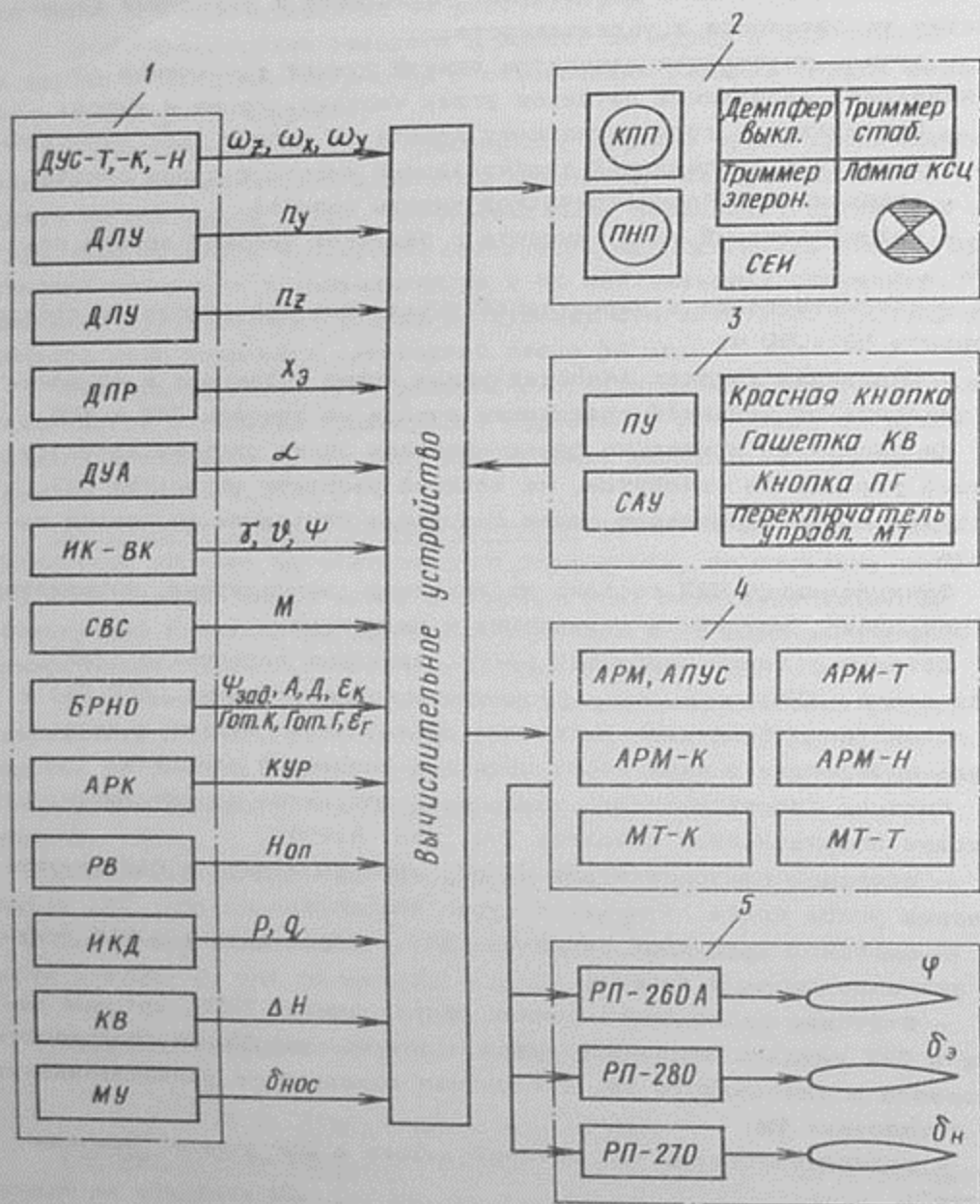


РИС. 4.25. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ:

1 - датчики и бортовые системы; 2 - устройства индикации;
3 - устройства управления; 4 - исполнительные органы;
5 - привод и рули

- автономные электрогидравлические рулевые машины АРМ-150М, АРМ-150К, используемые при работе автомата продольной устойчивости САУ (АПУС) и в режиме "Демпфер";

- механизмы триммерного эффекта канала тангажа и канала крена, используемые в автономных и внешних режимах САУ.

Управление работой САУ производится с пульта управления и органами управления, расположенными на ручке управления самолетом. На пульте управления САУ находятся кнопки-табло ДЕМП., АП, УВОД, ТРАЕК. УПР., СТАБ. ВИС., ПОВТ. ЗАХОД, служащие для включения соответствующих режимов работы САУ.

Органами управления САУ, расположенными на ручке управления самолетом, являются: четырехпозиционный переключатель управления механизмами триммерного эффекта, кнопка выключения режимов САУ (красная), кнопка-лампа ПРИВЕД. К ГОРИЗ., гашетка выключения режимов САУ (гашетка концевых выключателей). При кратковременном нажатии на кнопку ВЫКЛЮЧ. РЕЖИМА САУ отключаются все режимы САУ, в том числе на время нажатия кнопки и режим "Демпфер". После отпущения кнопки режим демпфирования колебаний автоматически восстанавливается. Для отключения режима "Демпфер" необходимо удерживать красную кнопку нажатой более 3 с.

Для проверки работоспособности САУ на самолете МИГ-29 предусмотрена система встроенного контроля с индикацией результатов на лицевой панели вычислителя. Встроенный "Тест-контроль" включается автоматически при включении САУ на земле (при обжатых стойках шасси).

САУ-451-03 имеет следующие режимы:

- "Демпфер";
- "Стабилизация";
- "Стабилизация барометрической высоты";
- "Увод из зоны опасной высоты";
- "Приведение к горизонту";
- директорный или автоматический заход на посадку.

4.6.2. Режим "Демпфер"

Использование при пилотировании режима "Демпфер" повышает собственное демпфирование короткопериодических колебаний самолета относительно продольной, поперечной и нормальной осей. При включенном режиме демпфирования независимо от действий летчика происходит отклонение всех рулевых поверхностей (стабилизатора, элеронов и рулей направления) для парирования угловых скоростей движения самолета вокруг центра масс. Вследствие этого при включенном режиме

"Демпфер" амплитуды собственных колебаний самолета меньше, чем при выключенном, и колебания затухают быстрее.

При изменении скорости и высоты полета изменяется собственное демпфирование колебаний самолета. Для того, чтобы величина искусственного демпфирования (от САУ) по отношению к собственному демпфированию колебаний самолета была близкой к постоянной, вычислитель САУ осуществляет коррекцию передаточных чисел в режиме "Демпфер" по высоте и скорости полета (скоростному напору).

Кроме того, при работе САУ в режиме "Демпфер" с убранными шасси и закрылками при достижении самолетом угла атаки, соответствующего выпуску носков крыла системой СОС (см. подразд. 4.3), автоматически включается автомат продольной устойчивости самолета (АПУС), который улучшает характеристики продольной управляемости самолета на больших углах атаки, обеспечивая сохранение постоянных расходов ручки на создание единицы перегрузки.

Режим "Демпфер" включается автоматически после прохождения тест-контроля при включении любого режима САУ или нажатием кнопки-табло ДЕМП. С включенным режимом разрешается руление самолета. Отключается режим нажатием красной кнопки ВЫКЛЮЧ. РЕЖИМА САУ на время более 3 с, при этом на табло высвечивается сигнал ДЕМПФЕР ВЫКЛ. и мигает кнопка-лампа КСЦ.

4.6.3. Режим "Стабилизация"

Режим "Стабилизация" предназначен для автоматического выдерживания в полете заданных летчиком положений самолета по крену, курсу и тангажу, что облегчает работу летчика на установившихся режимах полета при ручном и директорном управлении.

Режим "Стабилизация" включается нажатием кнопки АП на пульте САУ и контролируется по загоранию лампы-сигнализатора кнопки АП. При включении режима отключается режим "Приведение к горизонту".

Перед включением режима необходимо снять усилие с ручки управления механизмами триммерного эффекта крена и тангажа. После включения режима освободить ручку управления по усилиям и отпустить гашетку концевых выключателей. После этого САУ будет стабилизировать те угловые положения самолета по крену или курсу и тангажу, которые были в момент освобождения по усилиям ручки управления самолетом.

Если в момент освобождения ручки управления угол крена был больше 7° , но меньше 80° , САУ стабилизирует этот угол крена и угол тангажа, так как наличие большого угла крена свидетельствует о намерении летчика выполнять маневр с переменным курсом.

Если в момент освобождения ручки управления угол крена был меньше 7° , а угол тангажа меньше 40° , САУ обеспечивает стабилизацию углов тангажа и курса с устранением крена.

В отличие от режима "Демпфер" в этом и всех других автоматических режимах используется отклонение рулевых поверхностей только в каналах крена и тангажа (элеронов и стабилизатора), и оно осуществляется не автономными рулевыми машинами, а механизмами триммерного эффекта.

Изменение углового положения самолета осуществляется летчиком обычным отклонением ручки управления с обжатием гашетки концевых выключателей. В этом случае стабилизация угловых положений самолета временно прекращается. Для последующей стабилизации нового положения самолета перед освобождением ручки управления необходимо снять с нее усилия механизмами триммерного эффекта.

Режим "Стабилизация" разрешается включать непосредственно перед взлетом на ВПП и в полете. Во время руления режим должен быть отключен. Включение режима "Стабилизация", например, на стоянке приведет к тому, что САУ, запомнив в момент включения стояночный курс, в дальнейшем будет стремиться стабилизировать его отклонением органов поперечного управления. Следовательно, разбег и взлет по курсу ВПП, отличному от стояночного, могут происходить с отклоненными органами поперечного управления самолета, что приведет к кренению его после отрыва.

Режим "Стабилизация" отключается кратковременным нажатием красной кнопки ВЫКЛЮЧ. РЕЖИМА САУ на ручке управления самолетом. Кроме того, режим автоматически отключается при включении режимов "Приведение к горизонту" и "Увод из зоны опасной высоты".

4.6.4. Режим "Приведение к горизонту"

Режим "Приведение к горизонту" предназначен для автоматического вывода самолета в прямолинейный горизонтальный полет при потере летчиком пространственной ориентировки на любых режимах полета.

Режим включается нажатием кнопки-лампы ПРИВЕД. К ГОРИЗ., расположенной на ручке управления самолетом, и освобождением гашетки выключателей, а контролируется по загоранию лампы, расположенной в кнопке. При включении режима отключаются все ранее включенные режимы САУ, кроме режима "Демпфер".

Автоматическое приведение к горизонту при углах крена больше 80° осуществляется только по крену, а при уменьшении крена до 80° и менее — одновременно по крену и тангажу. При входе в зону углов

крена $\pm 7^\circ$ и углов тангажа до 5° включается корректор высоты и осуществляется стабилизация барометрической высоты, сопровождаемая загоранием лампы-сигнализатора кнопки-табло СТАБ. ВИС., при этом стабилизируется и курс полета.

Автоматическое приведение самолета к горизонту происходит с угловыми скоростями крена $10...45^\circ/\text{с}$, приведение по тангажу обеспечивается созданием нормальной перегрузки от $-1,0$ до $+4,5$ ед. в зависимости от начального угла тангажа, высоты и скорости полета.

Если в процессе приведения к горизонту летчик вмешивается в управление (обжимает гашетку концевых выключателей на ручке управления самолетом или нажимает ползунок триммерного эффекта), то автоматическое приведение к горизонту временно прекращается. Отклонением ручки управления летчик может ускорить или замедлить приведение самолета к горизонту.

После прекращения вмешательства летчика в управление автоматическое приведение к горизонту возобновляется.

Исполнительными механизмами в режиме приведения самолета к горизонту, как указывалось выше, являются механизмы триммерного эффекта каналов крена и тангажа, имеющие переменную скорость движения выходных штоков.

Режим отключается кратковременным (менее 3 с) нажатием на красную кнопку ВЫКЛЮЧ. РЕЖИМА САУ, а также при включении режима "Стабилизация".

4.6.5. Режим "Стабилизация барометрической высоты"

Режим "Стабилизация барометрической высоты" включается во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета при вертикальных скоростях, близких к нулю (угол наклона траектории полета меньше 5°), нажатием кнопок АП, а затем СТАБ. ВИС. на пульте управления САУ и освобождением гашетки выключения режимов САУ, а контролируется по загоранию ламп-сигнализаторов этих кнопок. Кроме того, режим включается автоматически при включенном режиме "Приведение к горизонту" через $4...5$ с после входа самолета в зону углов крена менее 7° и углов тангажа менее 5° .

При включении режима возможно изменение высоты полета относительно заданной с вертикальной скоростью $5...8$ м/с, после чего начинается стабилизация барометрической высоты. При этом в боковом канале при крене до 7° осуществляется стабилизация курса с устранением крена, а при крене от 7 до 50° стабилизация крена.

При обжатии гашетки концевых выключателей или нажатии на ползунки механизма триммерного эффекта и последующем прекращении вмешательства в управление самолетом режим стабилизации высоты восстанавливается лишь в том случае, если угол наклона траектории не превышает 5° . При отклонении угла наклона траектории более 5° осуществляется стабилизация угла тангажа.

Режим отключается кратковременным нажатием красной кнопки ВКЛЮЧ. РЕЖИМА САУ или включением режима "Приведение к горизонту".

4.6.6. Режим "Увод из зоны опасной высоты"

Режим "Увод из зоны опасной высоты" предназначен для автоматического увода самолета с заданной опасной высоты с последующим приведением его к горизонтальному полету.

Автоматический увод самолета с опасной высоты, выставленной на задатчике радиовысотомера, обеспечивается при следующих условиях: угол крена не превышает 30° , угол наклона траектории к поверхности земли не более 8° , высота полета в диапазоне 300...1500 м, шасси убрано.

Включение режима производится предварительным нажатием кнопки-табло УВОД непосредственно перед этапом полета, на котором возможно снижение ниже заданной опасной высоты.

При снижении на высоту, меньшую заданной опасной, срабатывает сигнализация радиовысотомера и в телефоны летчика поступает речевая информация "Опасная высота", самолет автоматически переводится в набор высоты с углом наклона траектории, равным 8° , с одновременным приведением к нулевому крену. После набора высоты больше, чем опасная, и снятия команды "Опасная высота" автоматически включается режим "Приведение к горизонту", а после выхода самолета в горизонтальный полет при углах крена менее 7° , тангажа менее 5° через 4...5 с автоматически включается режим стабилизации барометрической высоты и курса полета.

При вмешательстве летчика в управление самолетом в процессе увода с опасной высоты автоматическое управление исполнительными механизмами (механизмами триммерного эффекта) отключается. После прекращения вмешательства в управление включается режим приведения к горизонту.

При входе в зону опасной высоты с обжатой гашеткой концевых выключателей на ручке управления на высоте, равной опасной, САУ создает импульс нормальной перегрузки на кабрирование, действующей приблизительно 3...4 с. В этом случае кратковременное отклонение

стабилизатора на кабрирование осуществляется не от МТ, а от рулевой машины канала тангажа АРМ-150М, т.е. без отклонения ручки управления. Автоматический перевод самолета в набор высоты не осуществляется.

Режим отключается при повторном нажатии кнопки-табло УВОД на пульте управления САУ или при нажатии красной кнопки ВЫКЛЮЧ. РЕЖИМА САУ на ручке управления и удержании ее более 3 с до погасания лампы-сигнализатора кнопки-табло ДЕМП. Режим "Демпфер" после повторного нажатия на кнопку-табло УВОД остается включенным.

4.7. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Устойчивость самолета по скорости достаточно полно характеризуется балансирующими расходами стабилизатора или ручки управления в прямолинейном полете в зависимости от числа M , высоты полета (рис. 4.26, 4.27). На величину потребных расходов ручки управления (стабилизатора), а следовательно, и на устойчивость по скорости также влияют: центровка самолета, положение закрылков, шасси, тормозных щитков, режим работы двигателей, подвод воздуха в двигатели (осевой или верхний вход).

Как видно из рис. 4.26, 4.27, самолет МИГ-29 на числах $M > 1,5$, а также на $H < 9000$ м и числах $M < 0,8$ неустойчив по скорости, а на $H > 9000$ м и числах $M < 0,8$ нейтрален по скорости. Нейтральность и неустойчивость по скорости на дозвуковых скоростях полета проявляется только при разгонах; при торможении на этих режимах самолет устойчив по скорости. Отмеченная особенность самолета на технику пилотирования существенного влияния не оказывает.

При торможении самолета в трансзвуковом диапазоне чисел $M = 1,2 \div 0,8$ с $n_y \geq 3$ возникает "скоростной подхват".

Величина заброса перегрузки при торможении со сверхзвуковой скорости с нормальной перегрузкой 5...6 ед. при фиксированном положении ручки управления достигает 1,5...2,0 ед.

Интенсивность заброса перегрузки зависит от темпа торможения, который, в свою очередь, зависит от характера маневра, перегрузки на маневре и режима работы двигателей. Чем быстрее торможение, чем больше перегрузка на маневре, тем подхват выражен сильнее. Так, при выполнении восходящего маневра с перегрузкой 5...6 ед. при фиксированном положении ручки управления и торможении со сверхзвуковой скорости до $M = 0,9$, например полупетли, возникает "скоростной подхват" и происходит заброс по нормальной перегрузке (углу атаки) до 7...8 ед. (до срабатывания СОС). Это требует от летчика повышенного внимания и упреждающего вмешательства в управление самолетом.

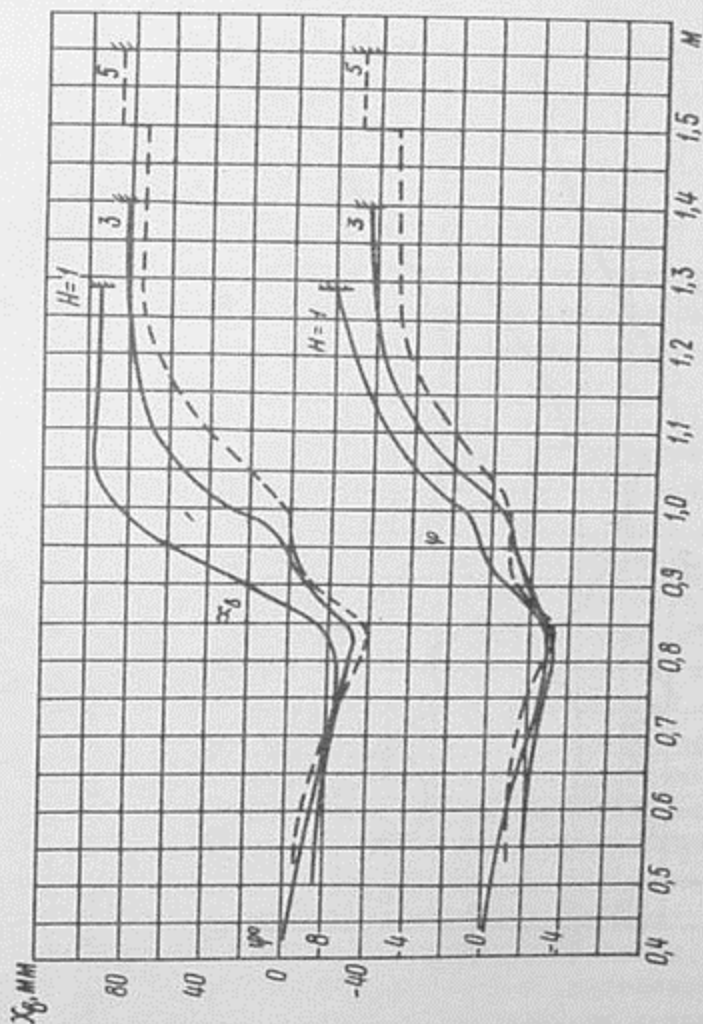


Рис. 4.26. БАЛАНСИРОВОЧНОЕ ОТКЛОНЕНИЕ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАТОРА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ НА МАЛЫХ И СРЕДНИХ ВЫСОТАХ (самолет с ракетами, $\bar{X}_T = 27,5 \text{ м}$ СЛХ)

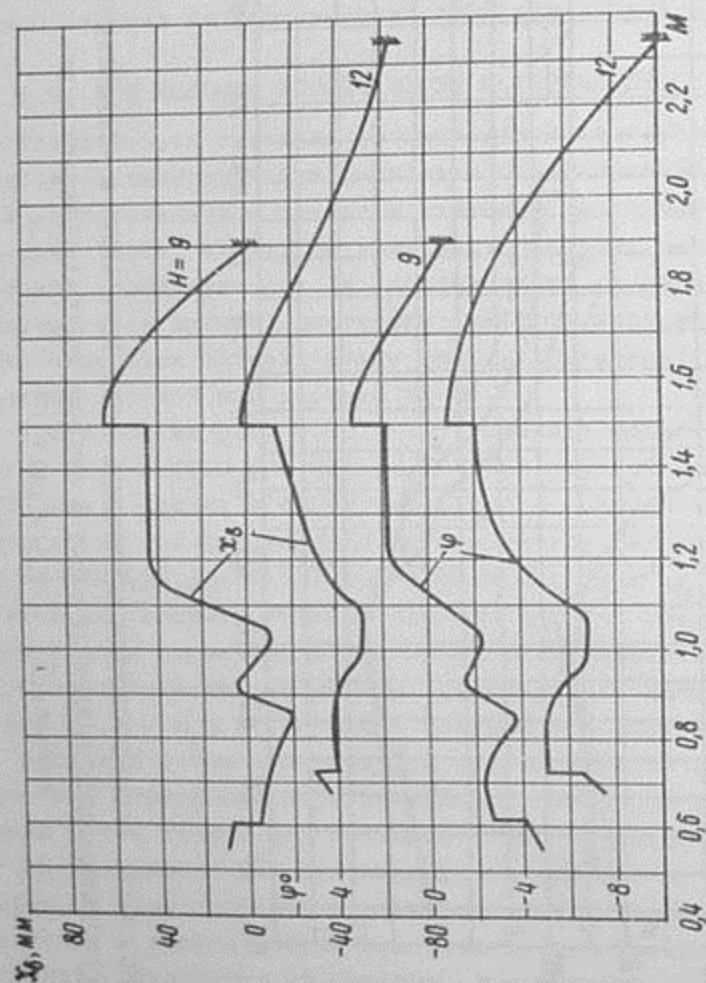


РИС. 4.27. БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАТОРА
В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ (самолет с ракетами,
 $\bar{X}_T = 27,5 \text{ \% САХ}$)

При торможении в прямолинейном полете в диапазоне чисел $M = 1,2 \div 0,8$ на $H < 9000$ м изменение балансировки приводит к резкому уменьшению перегрузки вплоть до отрицательной, что требует своевременного взятия ручки на себя; на $H > 9000$ м изменения перегрузки не происходит.

Эффективность продольного управления на основных режимах полета хорошая. На больших сверхзвуковых скоростях полета располагаемые перегрузки, ограничиваемые полным отклонением ручки управления на себя, достаточны для выполнения необходимых маневров. Выполнение пилотажа возможно без использования триммеров на всех режимах полета. Однако летчику необходимо иметь в виду повышенную реакцию самолета по тангажу на отклонение ручки управления в горизонтальном полете на скорости по прибору 1300...1400 км/ч и числах M более 1,5, а также слабую реакцию самолета по тангажу на отклонение ручки управления на больших высотах и скоростях, близких к эволютивной.

Самолет с работающим автоматом продольной устойчивости устойчив по перегрузке во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и углов атаки. Однако в диапазоне углов атаки от 14° до 19° запас устойчивости уменьшается, что сопровождается уменьшением расхода ручки на создание единицы перегрузки, но при маневрировании это летчиком практически не ощущается (ощущается слабо) и технику пилотирования не усложняет. На углах атаки более 20° расходы ручки на создание единицы перегрузки снова увеличиваются.

В случае отказа АПУС на дозвуковых скоростях полета самолет на углах атаки $14...19^\circ$ становится нейтральным (на числах $M < 0,7$) или даже неустойчивым по перегрузке (на $M \geq 0,7$). В связи с этим для повышения безопасности полета маневрирование с отказавшей САУ разрешается только до углов атаки 13° . При пилотировании с отказавшей САУ на углах атаки более 10° появляются небольшие боковые колебания самолета, практически не отражающиеся на пилотировании. На энергичное отклонение рулей самолет отвечает долго не затухающими колебаниями с большой амплитудой. Резкое отклонение ручки управления по крену на углах атаки более допустимых приводит к первоначальному резкому кренению самолета в обратную сторону.

Поперечная управляемость самолета в разрешенном диапазоне углов атаки удовлетворительная. С увеличением углов атаки на дозвуковых скоростях полета эффективность органов поперечного управления заметно снижается.

При пилотировании с неотклоненными носками на углах атаки более 12° начинается мелкая аэродинамическая тряска, которая с ростом их усиливается и на углах атаки $17...18^\circ$ возникает самопроизвольное изменение крена на маневре - "выворачивание".

Выпуск шасси и закрылков не приводит к заметной перебалансировке самолета.

Отклонение носков на маневре практически не сказывается на поведении самолета и летчиком не ощущается, а отклонение в горизонтальном полете приводит к небольшому "вспуханию" самолета.

Изменение режима работы двигателей от малого газа до максимала приводит к появлению кабрирующего момента, величина которого зависит от режима полета. Для парирования этого момента, например, на скорости 300 км/ч по прибору требуется отклонить ручку управления примерно на 40 мм (стабилизатор - на угол около 5°), тогда как на скорости 600 км/ч и более только на 10...15 мм (1°).

Отказ одного двигателя при работе другого на полном форсаже к опасной ситуации не приводит и не вызывает больших затруднений в пилотировании. Самолет балансируется во всем диапазоне режимов полета, в том числе и на взлете, при этом отклонение педалей и ручки управления по крену не превышает $1/3$ их максимального хода.

Самолет с односторонней подвеской трех ракет (на одной консоли крыла Р-27Р1 + 2 x Р-60МК) балансируется во всем разрешенном диапазоне высот и скоростей полета до перегрузки, равной 4,0 ед., потребности для балансировки отклонения педалей и ручки управления по крену не превышают $1/3$ хода.

Одной из особенностей поперечной управляемости самолета на дозвуковых скоростях и больших углах атаки является уменьшение эффективности элеронов при отклонении ручки управления по крену на величину более половины хода. На малых углах атаки с увеличением отклонения ручки управления вплоть до полного увеличивается угловая скорость вращения самолета по крену. На углах атаки $16 - 18^{\circ}$ отклонение ручки на величину более половины хода не приводит к дальнейшему увеличению скорости вращения, а на углах атаки $20...26^{\circ}$ при отклонении ручки управления по крену от половины до полного хода вращение самолета даже замедляется.

5. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА. ПРЯМОЛИНЕЙНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

Под эксплуатационным диапазоном скоростей и высот полета принято понимать область скоростей и высот, заключенную между максимально допустимыми и минимально допустимыми их значениями. Эксплуатационный диапазон скоростей современного истребителя включает дозвуковые, трансзвуковые и сверхзвуковые скорости полета. Эксплуатационный диапазон высот простирается от малых высот до стратосферы.

По сравнению с существующими истребителями самолет МИГ-29 обладает меньшей удельной нагрузкой на крыло и большей тяговооруженностью, поэтому его эксплуатационный диапазон скоростей существенно увеличился (рис. 5.1).

Благодаря высокой тяговооруженности (на малых и средних высотах она больше 1) и достижению больших скоростей у самолета расширились возможности взаимного преобразования скоростей и высот, это коренным образом изменило его облик как фронтового истребителя. На тех режимах полета, где тяговооруженность больше 1, стало возможным выполнение набора высоты, в том числе и с углом набора 90° , с увеличением скорости. На тех режимах, где тяговооруженность меньше 1, самолет может накопить большой запас кинетической энергии, разогнавшись до большой скорости и при необходимости преобразовать ее в высоту.

Полная механическая энергия самолета, равная сумме кинетической и потенциальной ее составляющих, определяется по формуле

$$E_{\text{полн}} = mgH + \frac{mV^2}{2} \quad (5.1)$$

Энергетические возможности самолета более полно характеризуются энергетической высотой H_3 , т.е. величиной полной энергии 1 кг силы тяжести самолета

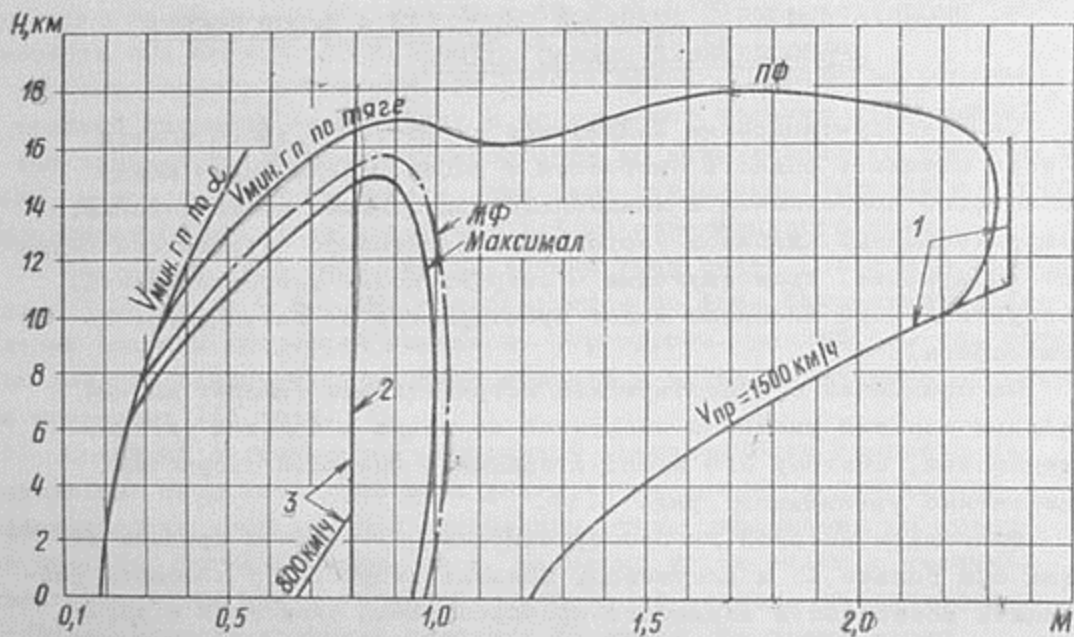


РИС. 5.1. ДИАПАЗОН ВЫСОТ И ЧИСЕЛ M ПОЛЕТА САМОЛЕТА:

- 1 - без подвесок, с управляемыми ракетами;
- 2 - с неуправляемыми ракетами, 4хАВСП;
- 3 - с ПТБ

$$H_3 = H + \frac{v^2}{2g} \quad (5.2)$$

Полет самолета возможен только на скоростях и высотах, при которых текущая энергетическая высота меньше или равна максимальной располагаемой энергетической высоте. На графике (рис. 5.2) показано изменение высоты полета в зависимости от числа M при пос-

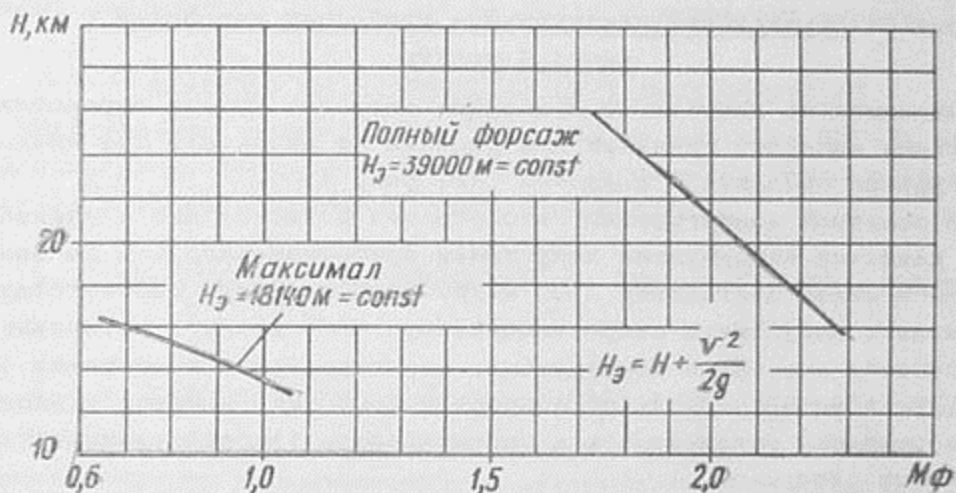


РИС. 5.2. ВЗАИМНОЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЕ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА САМОЛЕТА МИГ-29 В ОБЛАСТИ ДИНАМИЧЕСКИХ ВЫСОТ

тоянном значении максимальной располагаемой энергетической высоты (в области неуставившихся режимов полета) при работе двигателей на режимах "Полный форсаж" и "Максимум". Из рис. 5.2 видно, что на сверхзвуковой скорости уменьшение высоты, например, на 2000 м, не дает заметного увеличения скорости, в то время как выполнение горки с уменьшением числа M на величину 0,1 позволяет набрать высоту до 2000 м. Уменьшение высоты на дозвуковой скорости приводит к существенному увеличению числа M полета.

Поскольку самолет МИГ-29 предназначен для ведения воздушного боя в широком эксплуатационном диапазоне скоростей, летчику необходимо учитывать изменение эффективности преобразования скорости в высоту и наоборот в зависимости от числа M полета

для занятия перед воздушным боем и в ходе боя тактически более выгодного положения перед противником.

Эксплуатационный диапазон скоростей полета определяется ограничениями, наложенными на максимальные и минимальные скорости.

5.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

5.1.1. Ограничение максимальных приборных скоростей и чисел M полета

Максимально допустимые приборные скорости полета определяются скоростным напором, принятым для расчета на прочность для каждой конфигурации самолета и подвески (см. рис. 5.1).

В полетной конфигурации самолета без подвесок или с управляемыми ракетами максимально допустимая приборная скорость на высотах 11000 м и менее составляет 1500 км/ч. Этой скорости соответствует максимально допустимый скоростной напор 10900 кгс/м², установленный по прочности элементов конструкции, флаттеру крыла и оперения самолета. При полете с приборной скоростью 1500 км/ч и менее обеспечивается нормальная устойчивость и управляемость самолета, отсутствие остаточных деформаций.

При полете на высотах более 11000 м скорость самолета ограничивается максимально допустимым числом $M = 2,35$. Ограничения вызваны предельно допустимым нагревом конструкции и условиями работы двигателей.

Температура полностью заторможенного потока возрастает пропорционально числу M^2

$$T_N^* = T_N (1 + 0,2M^2). \quad (5.3)$$

Наиболее быстро прогреваются передние кромки конструкции. При длительном полете на больших числах M температура этих частей самолета может достигать 185 °С и более. Возникают большие температурные напряжения конструкции самолета. Повышается температура топлива в баках.

С подвесками неуправляемых реактивных снарядов или авиабомб, или с подвесным топливным баком самолет имеет более жесткие ограничения. С неуправляемыми реактивными снарядами или с четырьмя авиабомбами максимально допустимое число $M = 0,8$. Максимально допустимая скорость полета самолета ограничена с подвесным топливным баком 800 км/ч по прибору, число $M = 0,8$. Приборные

скорости и числа M полета ограничены прочностью подвесок и узлов их крепления.

Максимально допустимая скорость полета с выпущенными носками крыла по прочности ограничена числом $M = 0,95$.

Максимально допустимая приборная скорость уборки, выпуска, а также полета с выпущенными шасси и закрылками по прочности элементов их конструкции равна 700 км/ч. На скоростях 500...700 км/ч по прибору допускается скольжение не более 2 диаметров шарика.

5.1.2. Ограничения минимальных приборных скоростей

Минимальные скорости пилотирования на самолете МИГ-29 ограничены скоростью, получаемой из условий достижения угла атаки не более 26° , соответствующего срабатыванию СОС.

5.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

5.2.1. Максимальная по тяге скорость горизонтального полета

Максимальная по тяге скорость горизонтального полета — наибольшая скорость установившегося прямолинейного горизонтального полета при использовании полной тяги двигателей на данной высоте. Она зависит от высоты полета, режима работы двигателей, характера подвесок и определяется по взаимному изменению лобового сопротивления и располагаемой тяги (кривым Жуковского). Характер изменения лобового сопротивления и располагаемой тяги двигателей, работающих на полном форсаже и максимальном режиме самолета с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470, в зависимости от числа M и высоты полета показан на рис. 5.3 и 5.4. Из графиков следует, что максимальная по тяге скорость горизонтального прямолинейного полета самолета массой 13000 кг на полном форсаже превышает максимально допустимую скорость на высотах до 10000 м (см. рис. 5.1). Самолет достигает установленных ограничений по скорости и числу M полета с темпом нарастания скорости полета на высотах 5000...8000 м 5 км/ч за секунду.

При использовании максимального режима работы двигателей самолет является околосзвуковым. Максимальное число M установившегося горизонтального полета самолета с подвеской двух ракет Р-60МК и двух АПУ-470 увеличивается от 0,96 у земли до 0,99 на высотах 5000...8000 м с последующим уменьшением до 0,86...0,88 на высоте 14500 м.

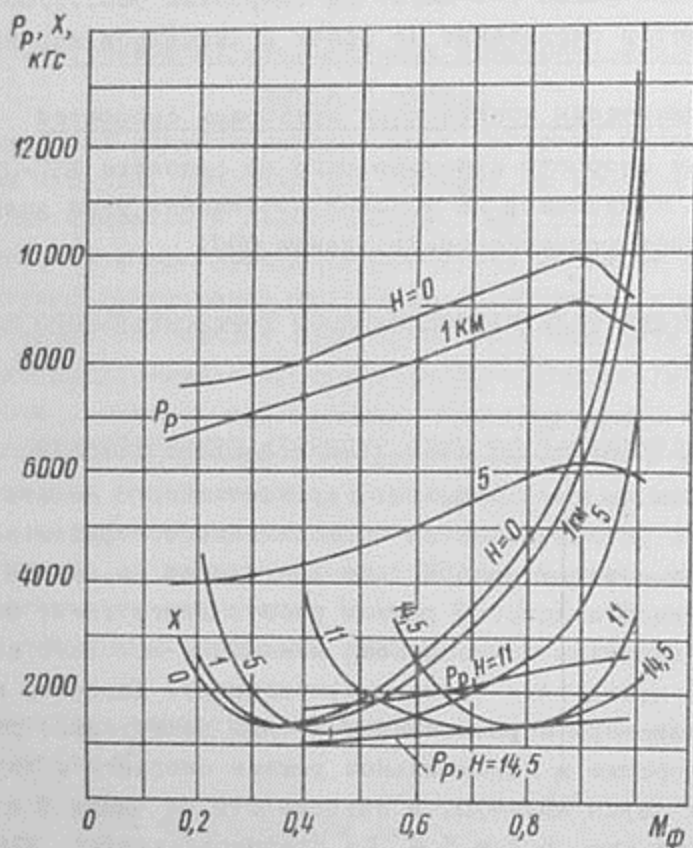


РИС. 5.3. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ ТЯГИ САМОЛЕТА
В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ЧИСЛА M
И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ
"МАКСИМАЛ" (самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470,
 $m = 13000$ кг)

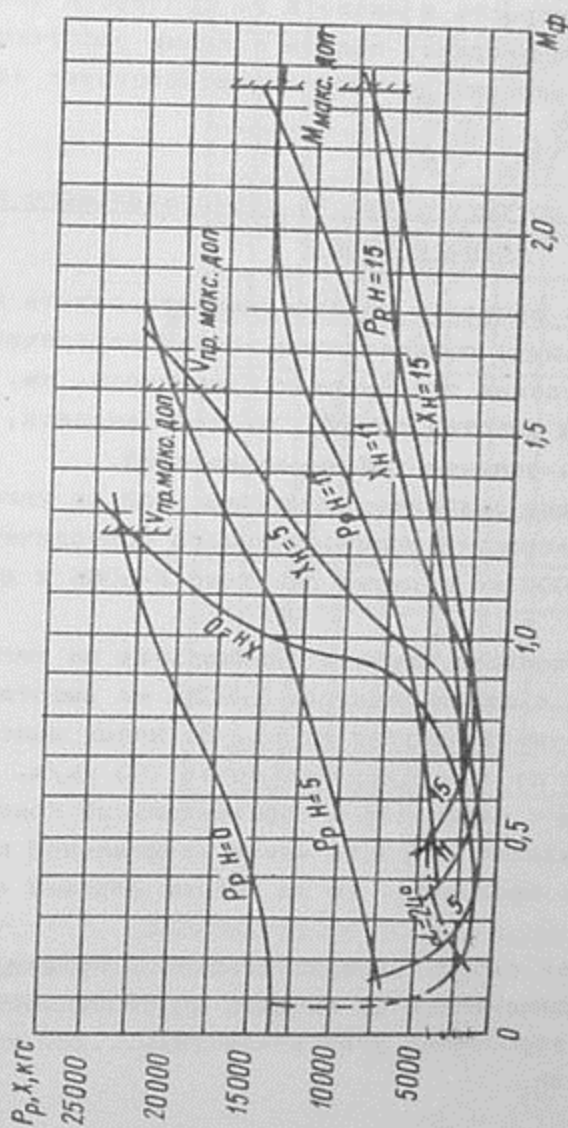


Рис. 5.4. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ ТИПЫ САМОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ЧИСЛА М И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ "ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ" (самолет с ZXP-60MK и ZAPU-470, $m = 13000 \text{ кг}$)

Максимальное число M установившегося горизонтального полета самолета в перегоночной конфигурации (с подвеской ПТБ и АПУ) незначительно меньше и составляет у земли 0,94, на высотах 5000...8000 м – 0,97 и на высоте 13000 м – 0,9 (см. рис. 5.1). Таким образом, у самолета с подвесным топливным баком максимальная по тяге двигателей скорость горизонтального прямолинейного полета даже без использования форсажных режимов работы двигателей превышает максимально допустимую скорость и число M по прочности конструкции.

Максимальная по тяге скорость полета с одним работающим на максимуме двигателем на высотах до 9000 м соответствует числу M , близкому к 0,8.

5.2.2. Минимальная по тяге скорость горизонтального прямолинейного полета

Минимальная по тяге скорость горизонтального полета самолета (так же, как и максимальная) определяется точкой пересечения кривых потребных и располагаемых тяг (кривых Жуковского, см. рис. 5.3 и 5.4). Она определяется высотой полета, массой самолета, характером внешних подвесок и режимом работы двигателей.

На рис. 5.5 приведены зависимости минимальной по тяге и минимальной по углу атаки скоростей горизонтального прямолинейного полета самолета массой 13000 кг с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 от высоты.

При использовании полного форсажа минимальная по тяге скорость самолета без подвесок и с двумя ракетами Р-60МК на высотах 0...9000 м меньше допустимой по углу атаки. На малых высотах (до 1700 м) минимальная по тяге скорость менее 100 км/ч. Если в процессе маневрирования с переходом в горизонтальный полет на средних высотах допущено падение скорости менее минимальной по углу атаки, но сваливания не произошло, то на полном форсаже самолет будет разгоняться.

Минимальная по тяге скорость горизонтального полета на максимальном режиме работы двигателей на высотах до 5000...6000 м близка к минимальной скорости по углу атаки (210...220 км/ч) или незначительно меньше ее.

5.2.3. Минимальная скорость горизонтального прямолинейного полета по углу атаки

Минимальная скорость горизонтального прямолинейного полета по углу атаки – это наименьшее значение скорости, на которой

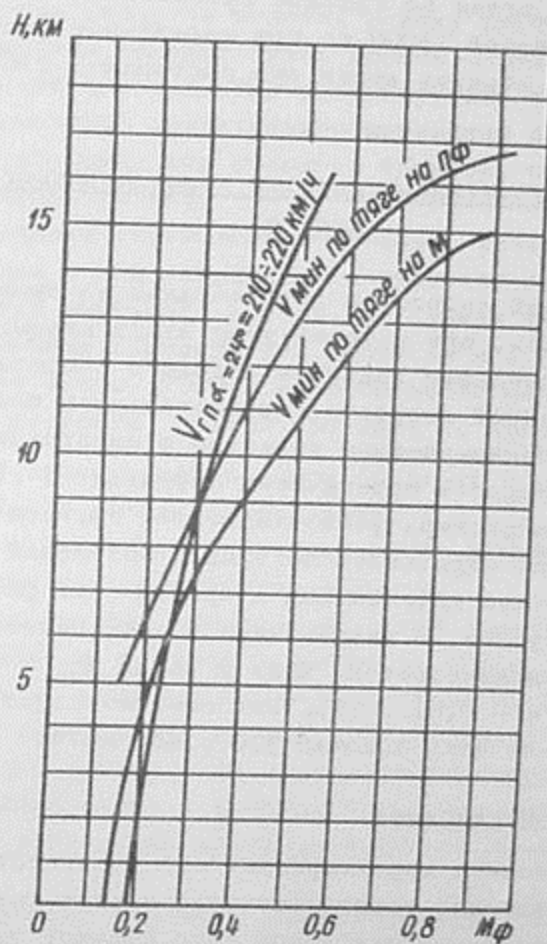


РИС. 5.5. ЗАВИСИМОСТЬ ОТ ВЫСОТЫ МИНИМАЛЬНОЙ ПО ТЯГЕ И МИНИМАЛЬНОЙ ПО УГЛУ АТАКИ ПРИ $\alpha = 24^\circ$ СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА (самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m = 13000$ кг)

возможен горизонтальный прямолинейный полет без превышения допустимого значения угла атаки. Величина этой скорости зависит от массы самолета, высоты полета и коэффициента подъемной силы, соответствующего углу атаки по границе срабатывания СОС.

У самолета массой 13000 кг при нормальном функционировании канала управления носками крыла она составляет 210...220 км/ч по прибору.

5.2.4. Наивыгоднейшая скорость горизонтального прямолинейного полета

Наивыгоднейшей скоростью горизонтального прямолинейного полета называется скорость, при которой угол атаки наивыгоднейший. Ему соответствует наименьшее значение лобового сопротивления (потребной тяги). Наивыгоднейшей скорости горизонтального полета соответствует максимальное аэродинамическое качество и наибольший избыток тяги. Наивыгоднейшая скорость практически совпадает с граничной скоростью первого и второго режимов установившегося горизонтального полета. Ее величину удобно определять по кривым потребных тяг в точке касания горизонтальной касательной к кривой (см. рис. 5.3, 5.4). Как видно из рисунков, с увеличением высоты полета наивыгоднейшее число M полета увеличивается. Если у земли $M_{нв} = 0,3 \div 0,35$, то на высоте 15000 м — 0,8...0,85. Это соответствует постоянной приборной скорости на всех высотах 370...400 км/ч.

5.3. ПОТОЛОК САМОЛЕТА

Потолок самолета характеризует его высотность. Наибольшую высоту установившегося горизонтального полета, на которой лобовое сопротивление равно располагаемой тяге силовой установки, принято называть статическим потолком ($H_{ст}$). Установившийся полет на статическом потолке практически невозможен, так как при полете на полной тяге нельзя обеспечить устойчивое равновесие сил тяги и лобового сопротивления, выдерживание постоянных значений скорости и высоты, поэтому статический потолок характеризует только высотные возможности самолета по тяге.

Наибольшая высота практического применения самолета называется практическим потолком ($H_{пр}$). Для сверхзвуковых самолетов, в том числе и самолета МИГ-29, практическим потолком считают высоту, на которой вертикальная скорость установившегося набора на сверхзвуковой скорости равна 3 м/с, на дозвуковой скорости — 0,5 м/с.

Практический потолок самолета меньше статического при работе двигателей на полном форсаже на 100...200 м и на максимальном режиме — на 500...600 м.

Каждому значению скорости полета, режиму работы двигателей и полетной массе самолета соответствуют вполне определенные статический и практический потолки. Для сверхзвуковых самолетов на форсажных режимах характерно значительное изменение потолка. В зависимости от числа M , меньшего или большего единицы, потолок делится на дозвуковой и сверхзвуковой.

На высоте, большей статического потолка, установившийся полет окажется невозможным и для сохранения постоянной скорости на полной тяге потребуется уменьшать высоту. На полном форсаже дозвуковой статический потолок самолета без подвесок и с управляемыми ракетами составляет около 17000 м и достигается на числе $M = 0,9$, что соответствует скорости, равной 350 км/ч по прибору.

Сверхзвуковой статический потолок самолета с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 соответствует числу $M = 1,7 + 1,8$ и в стандартных атмосферных условиях составляет 17700 м (см. рис.5.1) Практический потолок при этом составляет 17500 м.

На максимальном режиме работы двигателей практический потолок самолета массой 13000 кг с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 соответствует числу $M = 0,85$ и составляет 14500 м. Как следует из подразд. 5.2.4, указанному числу M соответствует наивыгоднейшая скорость. Как уменьшение, так и увеличение скорости по сравнению с наивыгоднейшей ведут к интенсивному уменьшению потолка, так как происходит уменьшение аэродинамического качества и избытка тяги.

Статический потолок самолета с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 (масса равна 13000 кг) с одним работающим на максимуме двигателем соответствует числу $M = 0,7 + 0,75$ и составляет около 9000 м.

Потолок зависит также от полетной массы. На рис. 5.6 показано изменение статического потолка при отклонении массы самолета с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 от номинального значения массы, равного 13000 кг. Влияние массы самолета на статический потолок при заданной скорости выражается также через изменение аэродинамического качества и избытка тяги. Чем больше масса самолета, тем меньше статический потолок. Увеличение массы на 500 кг снижает потолок на 250 м, а уменьшение массы на 500 кг увеличивает потолок на 330 м.

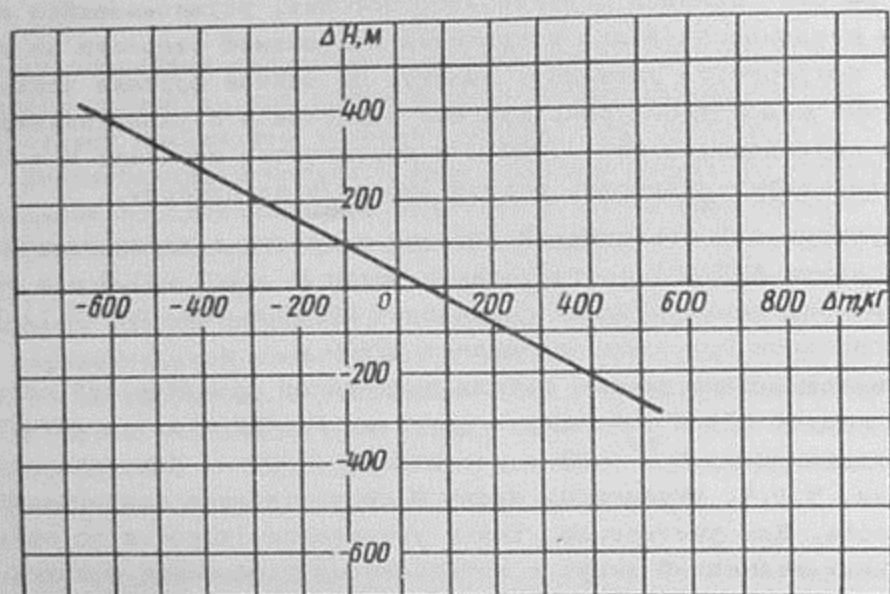


РИС. 5.6. ИЗМЕНЕНИЕ СТАТИЧЕСКОГО ПОТОЛКА ПРИ ОТКЛОНЕНИИ МАССЫ ОТ НОМИНАЛЬНОГО ЗНАЧЕНИЯ ($m_{\text{ном}} = 13000$ кг, $\Delta m = m_{\text{факт}} - m_{\text{ном}}$)

Основные параметры полета в процессе установившегося прямолинейного набора высоты определяются по формулам:

угол наклона траектории

$$\theta = \arcsin \frac{P - X}{G}; \quad (5.4)$$

вертикальная скорость набора высоты

$$V_y = V \sin \theta = \frac{P - X}{G} V; \quad (5.5)$$

нормальная перегрузка

$$n_y = \cos \theta. \quad (5.6)$$

Схема сил приведена на рис. 5.7.

Угол наклона траектории и вертикальную скорость в зависимости от скорости полета самолета с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 на полном форсаже можно проследить на полярной диаграмме (рис. 5.8).

Полярной ее называют потому, что она построена в полярной системе координат. Скорость по траектории для каждой точки кривой исчисляется длиной отрезка прямой из начала координат до этой точки. Каждая кривая этой диаграммы подъема справедлива для заданных высоты, массы самолета и режима работы двигателей. Диаграмма позволяет видеть зависимость углов наклона траектории и вертикальных скоростей подъема от скорости и высоты полета, а также определить режимы наибольшей скороподъемности и наибольшего угла наклона траектории установившегося подъема.

Максимальный угол наклона траектории соответствует наименьшей скорости набора высоты. Он может быть определен на графике как угол, заключенный между горизонтальной осью координат и касательной к кривой, проведенной из начала координат. С увеличением высоты максимальный угол наклона траектории обычно уменьшается. При наборе высоты до 1700 м на полном форсаже с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 он равен 90°. Однако, если на высоте 1700 м самолет с этим углом наклона траектории набирает высоту с постоянной скоростью, то на высотах менее указанной — с разгоном, так как самолет обладает избытком тяги. На высоте 2000 м максимальный угол наклона траектории при установившемся наборе высоты составляет 80°, на 3000 м — 65°, на 5000 м — приблизительно 50° и на 11000 м — приблизительно 20°. Наивыгоднейшая истинная скорость набора высоты (скорость, при выдерживании которой угол наклона траектории максимален) на высоте 2000 м составляет 986 км/ч, на высоте 3000 м — 994 км/ч, на высоте 5000 м — 1040 км/ч и на высоте

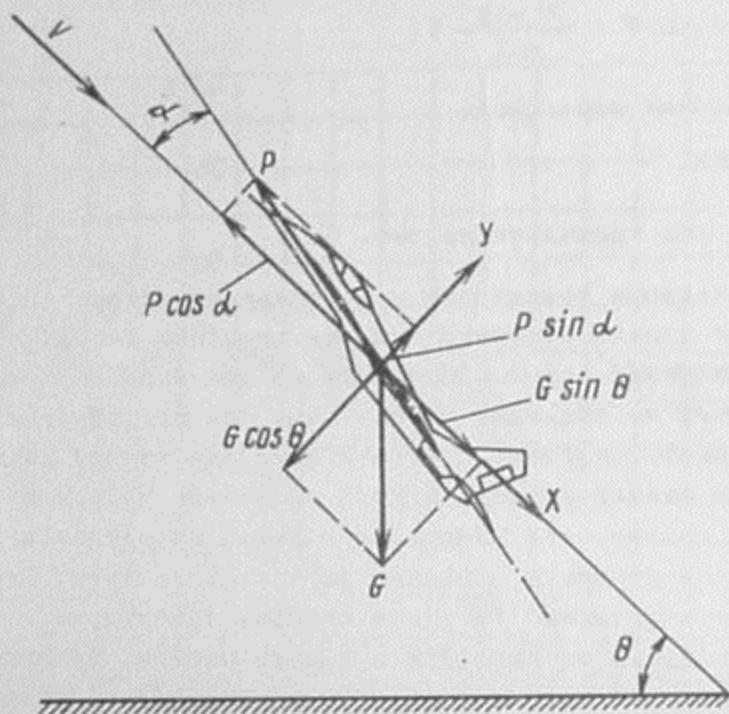


РИС. 5.7. СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ В НАБОРЕ ВЫСОТЫ

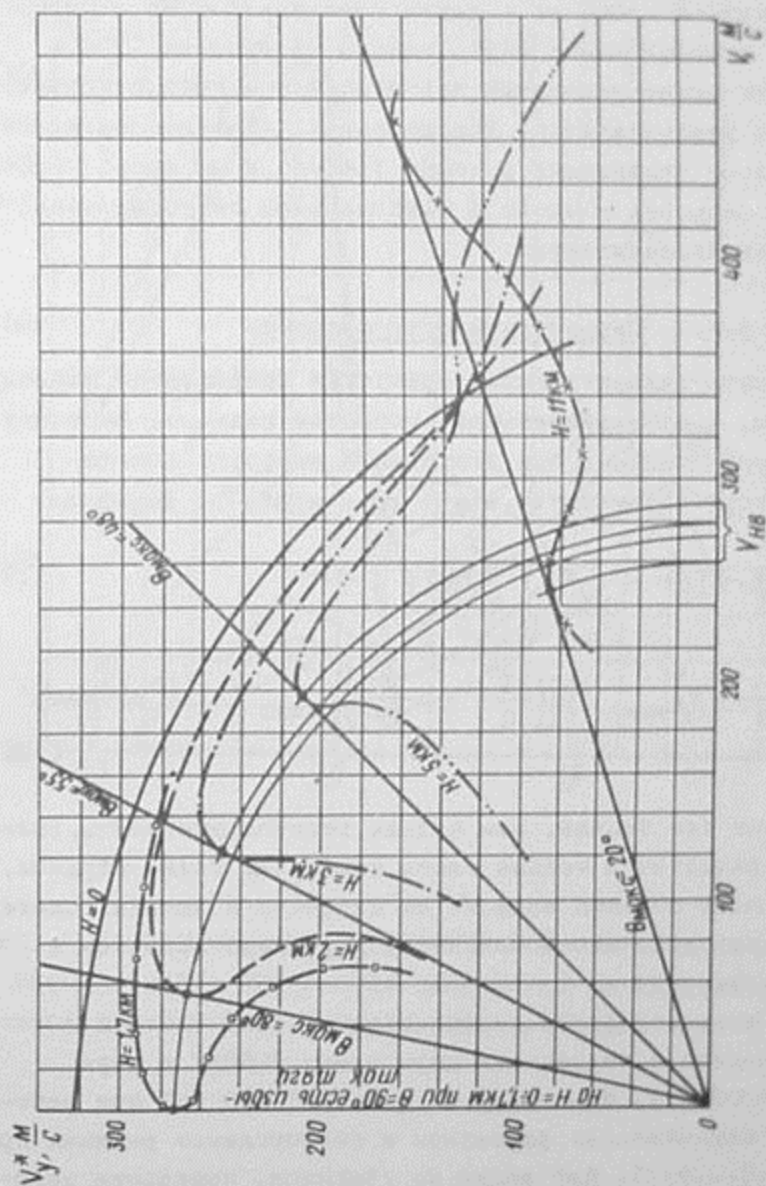


РИС. 5.8. ПОЛНАЯ ДИАГРАММА УСТАНОВИВШЕГОСЯ ПОДЪЕМА
 САМОЛЕТА (самолет с ЗР-60МК и ЗЛП-470; $m = 13000 \text{ кг}$)

11000 м - 954 км/ч. Это соответствует числам M полета 0,82 на высоте 2000 м, 0,84 - на высоте 3000 м и 0,9 - на высотах 5000...13000 м.

Максимальная вертикальная скорость установившегося набора высоты соответствует скорости полета больше наимыгоднейшей. На рис. 5.8 она может быть определена касательной, проведенной к кривой параллельно горизонтальной оси координат. Установившийся набор высоты самолетом массой 13000 кг с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 на полном форсаже имеет место только на высотах 1700 м и более. На высотах менее указанных вертикальная и поступательная скорости постоянно увеличиваются. Максимальное значение вертикальной скорости при этом составляет у земли 334 м/с и на высоте 1000 м 310 м/с. Истинная скорость и число M максимальной скороподъемности меняются по высотам незначительно.

5.4.1. Скороподъемность самолета

Скороподъемность самолета характеризуется приращением высоты за единицу времени, т.е. вертикальной скоростью подъема. Величину вертикальной скорости подъема при постоянной скорости полета (энергетическую скороподъемность) можно рассчитать по формулам:

$$v_y^* = \frac{P - X}{G} V = \left(\frac{P}{G} - \frac{Y}{KG} \right) V = n_x V; \quad (5.7)$$

$$v_{y\max}^* = \left(\frac{P - X}{G} V \right)_{\max} = \left[\left(\frac{P}{G} - \frac{Y}{KG} \right) \right]_{\max} V = (n_x V)_{\max}. \quad (5.8)$$

Как видно, она тем больше, чем больше тяговооруженность, выше аэродинамическое качество и меньше масса самолета. Таким образом, вертикальная скорость подъема зависит от скорости и высоты полета, режима работы двигателей, массы самолета, характера подвесок и атмосферных условий.

Зависимость энергетической скороподъемности от числа M и высоты полета самолета с подвесками двух ракет Р-60МК и двух АПУ-470 (масса 13000 кг), без подвесок (масса 12800 кг) при работе двигателей на максимальных форсажном и бесфорсажном режимах приведена на рис. 5.9...5.11. Как видно из графиков, изменение энергетической скороподъемности в зависимости от скорости подъема значительно. Максимальное значение ее на полном форсаже на дозвуковой скорости соответствует числам $M = 0,9 + 0,95$ и на сверхзвуковой скорости $M = 1,7 + 1,8$ ($N = 11 + 13$ км), на максимальном режиме

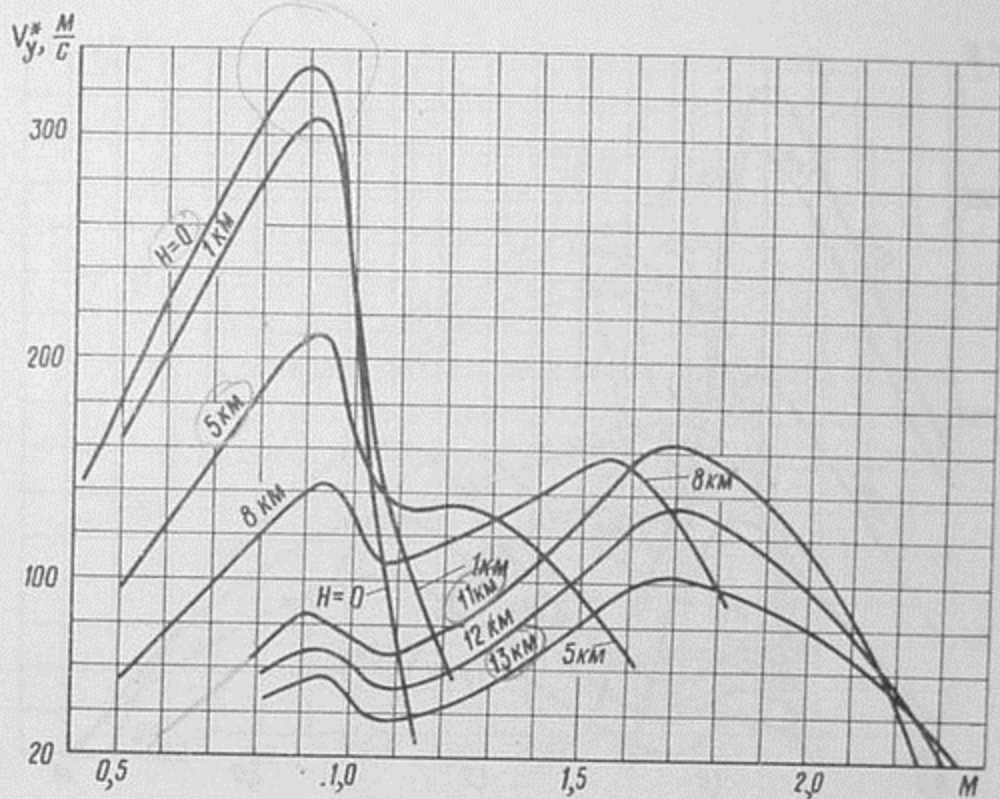


РИС. 5.9. ЗАВИСИМОСТЬ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ ОТ ЧИСЛА M И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ "ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ" (самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m = 13000$ кг)

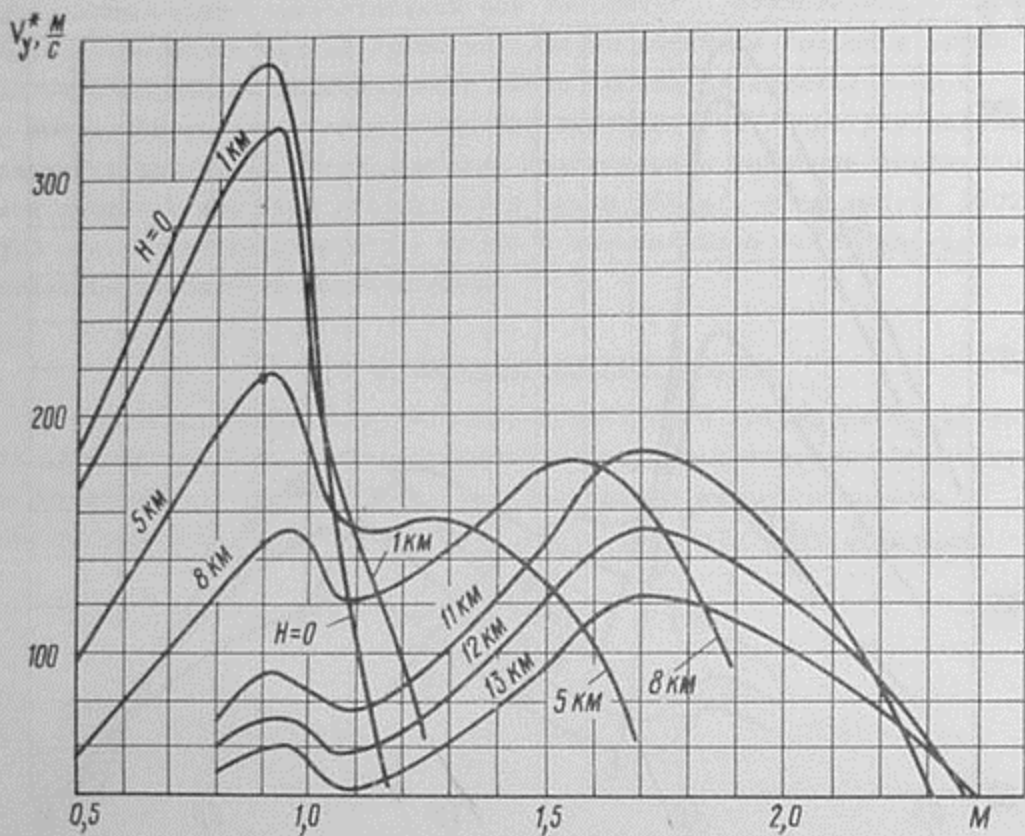


РИС. 5.10. ЗАВИСИМОСТЬ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ ОТ ЧИСЛА M И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ "ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ" (самолет без подвесок, $m = 12800$ кг)

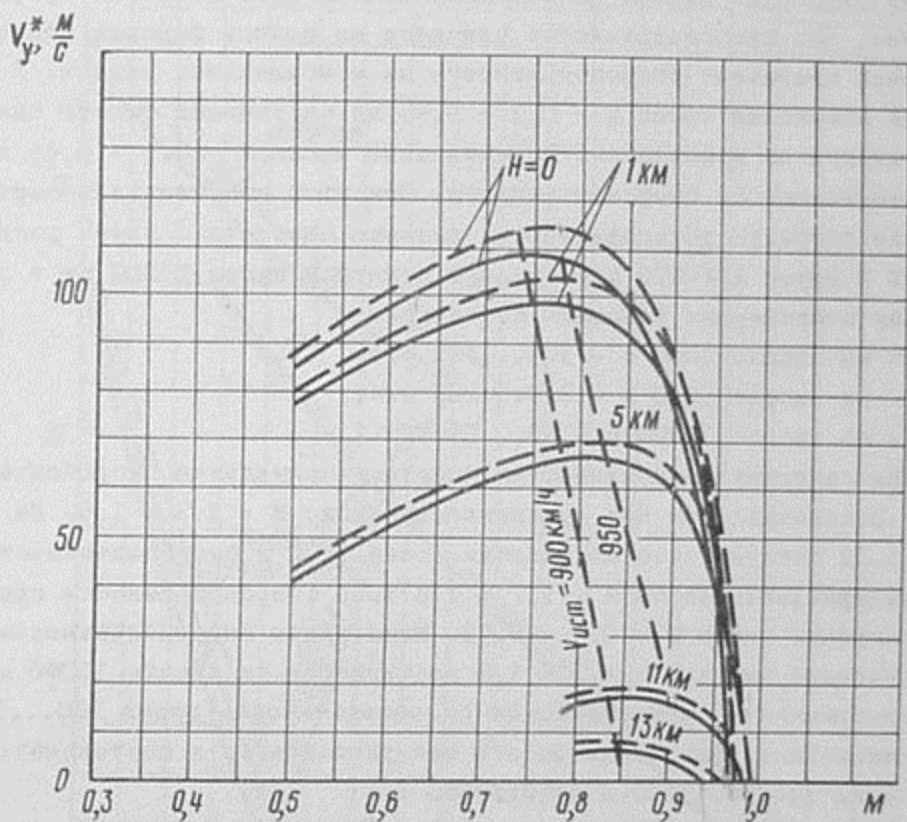


РИС. 5.11. ЗАВИСИМОСТЬ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ ОТ ЧИСЛА M И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ "МАКСИМАЛ" (самолет: — с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m = 13000$ кг; — без подвесок, $m = 12800$ кг)

работы двигателей соответствует у земли числу $M = 0,74$, на высоте 5000 м - 0,8, на высоте 13000 м - 0,84. Этим числам M соответствует истинная скорость, близкая к 900 км/ч.

Графики вертикальных скоростей подъема самолета МИГ-29 в зависимости от высоты, режима работы двигателей и подвесок при установленных скоростях набора высоты показаны на рис. 5.12. Из графиков следует, что скороподъемность самолета на полном форсаже более чем в 3 раза превышает скороподъемность на максимальном режиме. В диапазоне изменения чисел $M = 0,9 + 0,95$ на постоянной высоте она практически не изменяется. Выдерживание числа $M = 0,9 + 0,95$ является оптимальным по скороподъемности. При этом максимальная вертикальная скорость установившегося подъема самолета с двумя ракетами Р-60МК и двумя АЛУ-470 при средней полетной массе 13000 кг в стандартных атмосферных условиях составляет:

- на высоте 1000 м - 305...310 м/с;
- на высоте 5000 м - 210...220 м/с;
- на высоте 11000 м - 85...90 м/с.

На сверхзвуковых скоростях полета максимальная скороподъемность обеспечивается при выдерживании числа $M = 1,7 + 1,8$. Из рис. 5.12 следует, что на высотах более 9000 м скороподъемность при выдерживании числа $M = 1,7 + 1,8$ выше скороподъемности при выдерживании числа $M = 0,9 + 0,95$. Наибольшая скороподъемность при выдерживании числа $M = 1,7 + 1,8$ достигается на высоте 11000 м, где максимальная энергетическая скороподъемность равна 160...180 м/с. При дальнейшем увеличении высоты она уменьшается и составляет:

- на высоте 13000 м - 90...100 м/с;
- на высоте 15000 м - 50 м/с;
- на высоте 17500 м - 3 м/с.

Эта особенность учитывается при выборе режима набора высоты.

Скороподъемность самолета при наборе высоты с постоянной приборной скоростью 1350 км/ч до высоты 8000...9000 м меньше скороподъемности при выдерживании постоянным числа $M = 0,9 + 0,95$. Этот режим набора высоты может быть рекомендован до высоты 8000...9000 м по причине получения минимального общего времени набора высоты 18000 м (если с высоты 8700 м летчик набирает высоту с постоянным числом $M = 1,8$).

Вертикальная скорость установившегося подъема на максимальном режиме работы двигателей с подвеской двух ракет Р-60МК и двух АЛУ-470 при средней полетной массе 13000 кг в стандартных атмосферных условиях составляет:

- у земли - 100...105 м/с;
- на высоте 5000 м - 60...65 м/с;

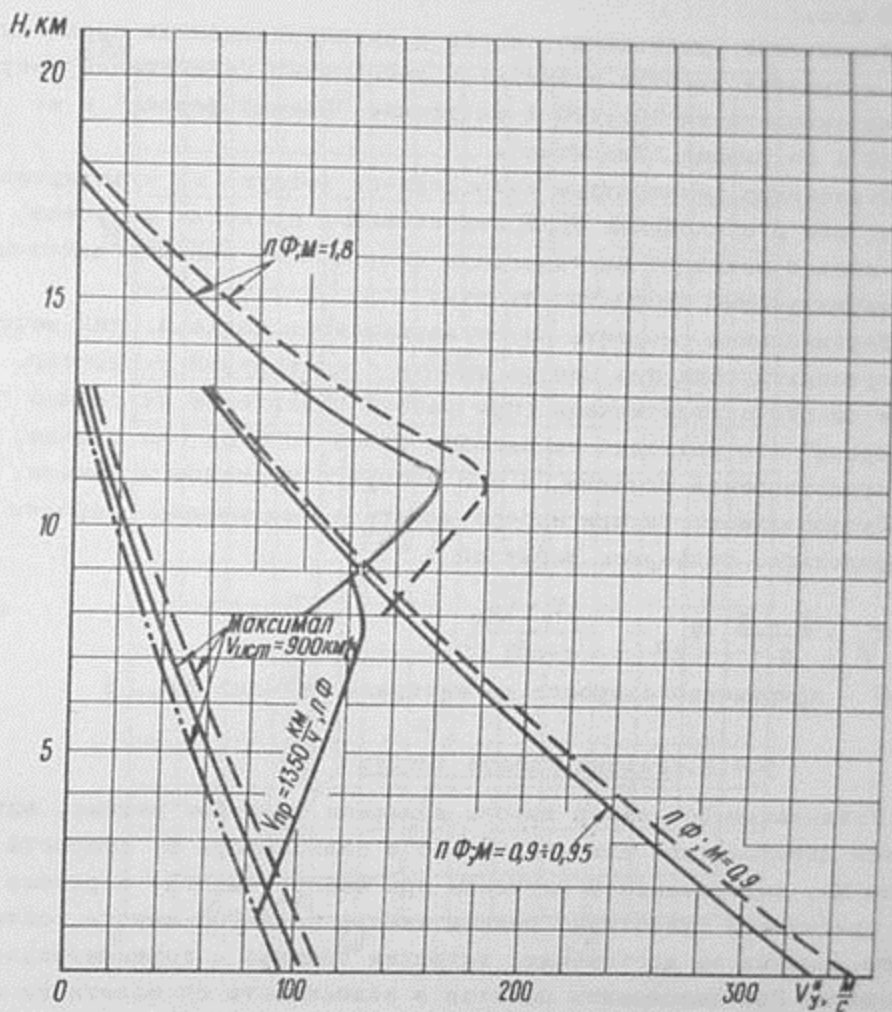


РИС. 5.12. ВЕРТИКАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ПОДЪЕМА
ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ "ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ" (ПФ) И
"МАКСИМАЛ" (М) (самолет: — с 2хР-60МК и 2хАПУ-470,

$m_{взл} = 14840$ кг;

---- без подвесок, $m_{взл} = 14640$ кг;

— с ПТБ, $m_{взл} = 16100$ кг)

– на высоте 12000 м – приблизительно 10 м/с.

Подвеска топливного бака уменьшает скороподъемность на 5...10 м/с.

Увеличение (уменьшение) массы в эксплуатационных пределах на малых и средних высотах приводит к уменьшению (увеличению) вертикальной скорости на 10...20 % на режиме "Полный форсаж" и на 20...30 % на режиме "Максималь".

Отклонение температуры атмосферного воздуха от стандартной так же, как и отклонение тяги двигателей в пределах допусков, очень сильно изменяет вертикальную скорость на больших высотах при сверхзвуковых скоростях полета.

Вертикальная скорость неустановившегося подъема отличается от скороподъемности при наборе высоты с постоянной скоростью. При наборе высоты с торможением (при работе двигателей на режиме "Полный форсаж" это возможно на высотах более 3000 м) она больше, чем при установившемся подъеме, а при наборе с разгоном – меньше.

Скороподъемность при наборе высоты с изменением скорости можно определить, пользуясь формулой

$$V_y = \frac{P - X}{G} V_{cp} - \frac{\Delta V \cdot V_{cp}}{g \cdot \Delta t}, \quad (5.9)$$

где ΔV – приращение скорости за интервал времени Δt .

5.4.2. Режимы набора высоты

Установившийся набор высоты возможен на любом режиме, если имеется избыток тяги двигателей. Но в зависимости от скорости (числа M), выдерживаемой летчиком при наборе высоты, и режима работы двигателей существуют режимы набора заданной высоты, оптимальные по времени ее достижения, затратам топлива и горизонтальной дальности. При выполнении полетов в зависимости от полетного задания набор высоты бывает необходимо выполнять либо за минимальное время, либо на режиме полета на максимальный радиус действия и в обоих случаях с наименьшими возможными затратами топлива.

Набор заданной высоты за минимальное время обеспечивается при использовании полного форсажа. По результатам анализа изменения скоростей наибольшей скороподъемности и скоростей наибольшей экономичности по высотам на рис. 5.13 приведены профили набора высоты при работе двигателей на режимах "Полный форсаж" ($I...V$) и "Максималь", а на рис. 5.14 – сравнение характеристик набора высоты по приведенным профилям.

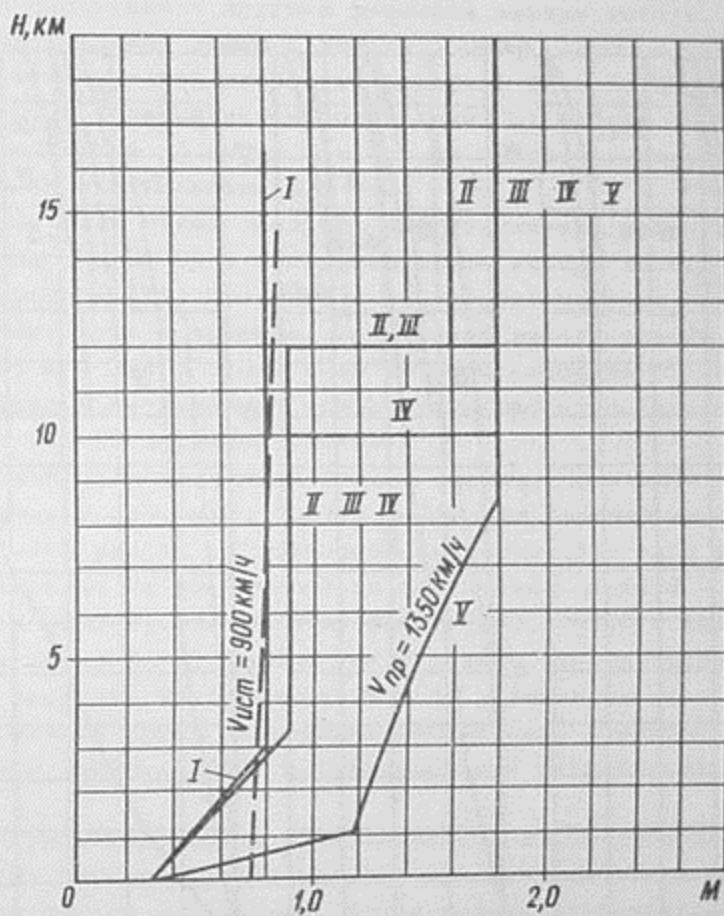


РИС. 5.13. ПРОФИЛИ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ:

— "ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ";
 --- "МАКСИМАЛ"

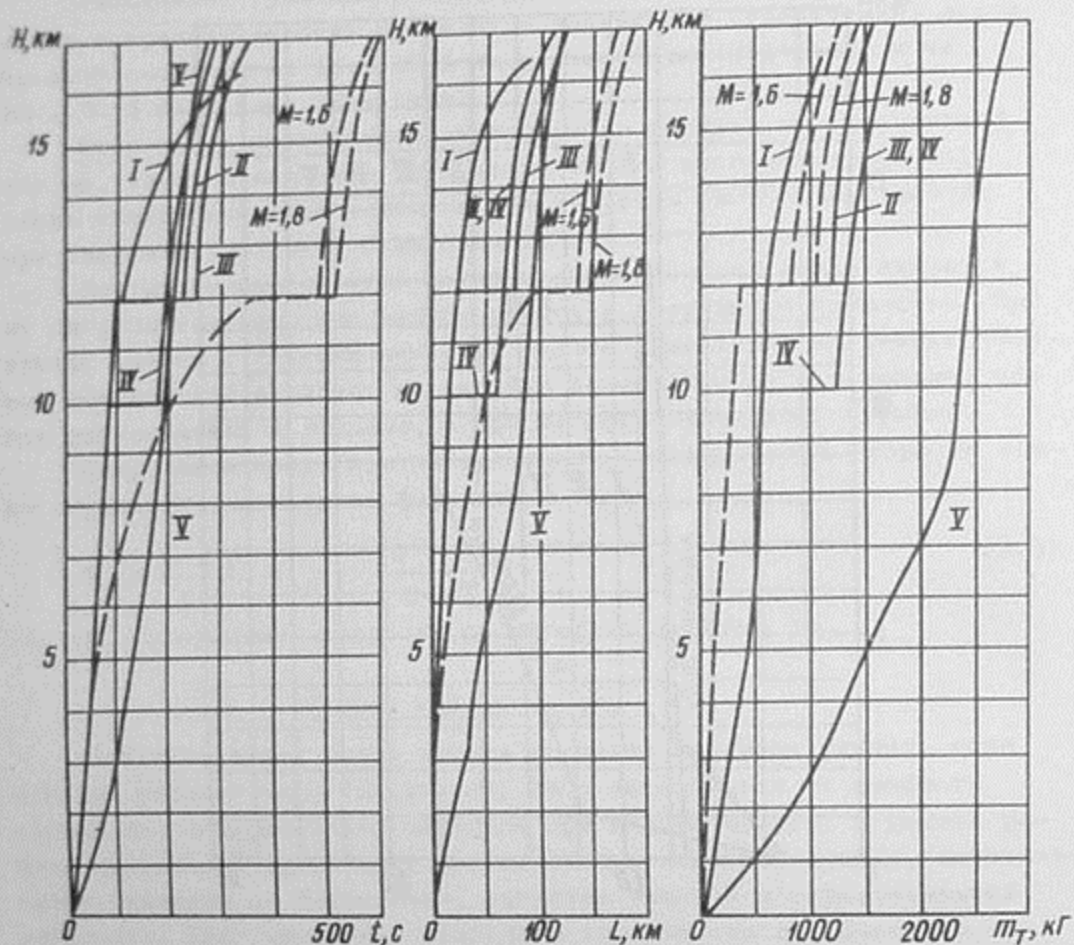


РИС. 5.14. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ "ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ" И "МАКСИМАЛ" БЕЗ УЧЕТА РАЗГОНА ПОСЛЕ ВЗЛЕТА (самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m_{\text{нач}}^{\text{наб}} = 14440$ кг):

- "Полный форсаж";
- - - "Максимал до $H = 12000$ м и
- "Полный форсаж" на $H \geq 12000$ м

Из графиков следует, что профиль набора высоты 16000...17000 м на полном форсаже с дозвуковой скоростью (числом $M = 0,9 + 0,95$, профиль I на рис. 5.13, 5.14) является наиболее оптимальным по топливу по сравнению с другими режимами набора высоты. Для набора высоты в минимальное время с высоты 10000...12000 м целесообразен набор со сверхзвуковой скоростью (профиль II). До высоты 12000 м число $M = 0,95$ выдерживается постоянным. На высоте 12000 м осуществляется разгон до числа $M = 1,6$, и самолет переводится в набор высоты с постоянным числом M .

Из рис. 5.14 также следует, что увеличение числа M при разгоне до 1,8 на высоте 12000 м и сверхзвуковом наборе высоты более 12000 м (профиль III) приводит к увеличению расхода топлива, горизонтального пути и времени. Уменьшение высоты разгона от $M = 0,95$ до $M = 1,8$ с 12000 м до 10000 м (профиль IV) приводит к незначительному уменьшению горизонтального пути, времени набора высоты при тех же затратах топлива.

Для выдерживания режима набора высоты, оптимального по времени (профиль V, см. рис. 5.13 и 5.14), на высотах до 1000 м осуществляется разгон до приборной скорости 1350 км/ч и последующее выдерживание ее постоянной до достижения числа $M = 1,8$ ($H = 8500 + 9000$ м). На высотах более 8500...9000 м выдерживается постоянным число $M = 1,8$. При таком режиме набора высоты самолет достигает скорости звука (число $M = 1$) у земли на высоте 1000 м. Поэтому в мирное время этот режим неприменим, а наиболее быстрый набор высоты 16000...17000 м целесообразно осуществлять по профилю IV.

Набор заданной высоты с максимальной дальностью при минимальных затратах топлива обеспечивается при использовании максимального режима работы двигателей. После взлета осуществляется разгон до истинной скорости 900 км/ч с последующим выдерживанием ее постоянной. На набор высоты 12000 м по этому профилю необходимо 470 кг топлива, при этом горизонтальный путь составляет 96 км.

При полете на сверхзвуковой потолок или на разгон до максимального числа M с учебной целью или с целью уменьшения затрат топлива Руководством по летной эксплуатации набор высоты рекомендовано выполнять по комбинированному профилю. Набор высоты 12000 м осуществляется без форсажа на истинной скорости 900 км/ч, а разгон до $M = 1,6 + 1,7$ и набор высоты с выдерживанием числа $M = 1,65$ постоянным — с использованием режима работы двигателей "Полный форсаж".

5.4.3. Основные характеристики набора высоты

Основными характеристиками набора высоты являются время выхода на заданную высоту, расход топлива и дальность полета. Эти характеристики для самолета МИГ-29 на установленных Руководством по летной эксплуатации режимах набора высоты в стандартных атмосферных условиях с основными вариантами подвески приведены на рис. 5.14 и 5.15.

Из зависимости времени, пути и расхода топлива на максимальном режиме работы двигателей от высоты и характера подвесок (рис. 5.15) следует, что подвеска вооружения, топливного бака и связанное с этим увеличение полетной массы на характеристики набора высоты 12000 м оказывают большое влияние. Самолет без подвесок (с полетной массой в начале набора 14170 кг) набирает высоту 12000 м за 340 с, а с ПТБ (с полетной массой в начале набора 15400 кг) — за 520 с. Расход топлива в этих же условиях соответственно составляет 415 и 580 кг. Горизонтальный путь при указанных подвесках увеличивается почти вдвое — с 64 до 126 км.

Время и путь при наборе высоты 12000 м на режиме работы двигателей "Максималь" значительно больше, чем при наборе на режиме "Полный форсаж". Если самолет с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 с начальной массой 14440 кг набирает 12000 м на режиме "Полный форсаж" за 100 с при горизонтальной дальности 20 км, то на режиме "Максималь" — за 350 с при горизонтальной дальности 90 км. При этом расход топлива на режиме работы двигателей "Максималь" составляет всего лишь 370 — 380 кг вместо 700 кг, которые самолет затрачивает на набор высоты 12000 м на режиме "Полный форсаж". Этим объясняется рекомендация Руководства по летной эксплуатации по набору сверхзвукового потолка с учебной целью комбинированным способом.

5.5. СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Основные параметры прямолинейного установившегося снижения могут быть определены по следующим формулам:

— угол наклона траектории

$$\theta = \arctg \frac{X - P}{Y}, \text{ а при } P = 0$$

$$\theta = \arctg \frac{X}{Y} = \arctg \frac{1}{K}; \quad (5.10)$$

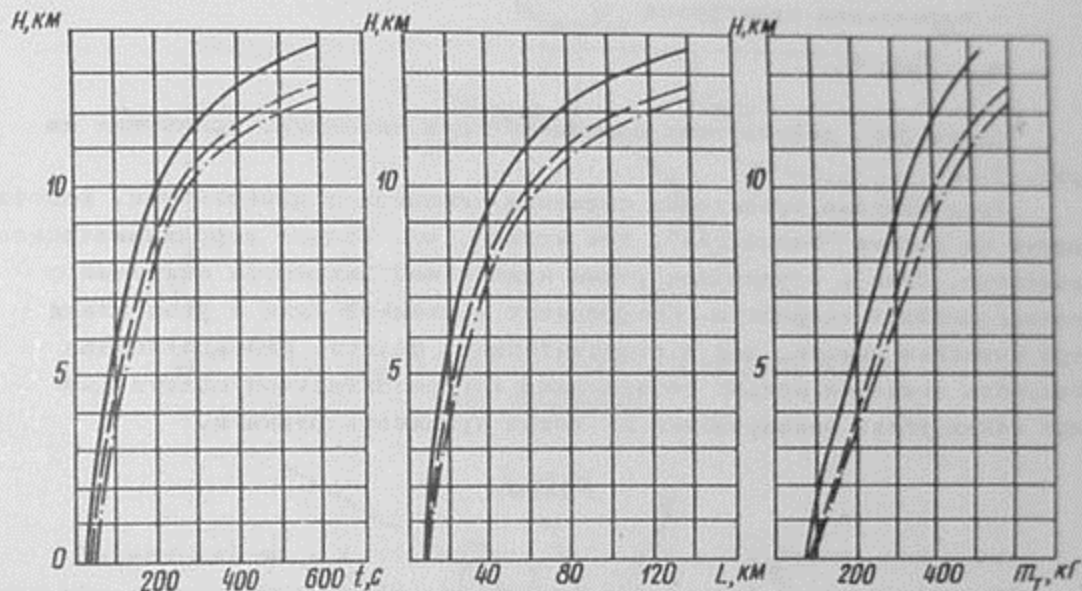


РИС. 5.15. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ
НА РЕЖИМЕ "МАКСИМАЛ" (самолет:

- - без подвесок, $m_{\text{нач.наб}} = 14170 \text{ кг}$;
- - с 2xP-60MK и 2xP-27P1, $m_{\text{нач.наб}} = 14950 \text{ кг}$;
- · - · - · - с подвесным топливным баком,
 $m_{\text{нач.наб}} = 15400 \text{ кг}$)

- вертикальная скорость снижения

$$V_y = V \sin \theta = \frac{X - P}{G} V, \text{ а при } P = 0$$

$$V_y = \frac{X}{G} V; \quad (5.11)$$

- наимыгоднейшая скорость снижения

$$V_{\text{нвсн}} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{C_{y_{\text{нв}}} \cdot \rho \cdot S}}; \quad (5.12)$$

– нормальная перегрузка

$$n_y = \cos \theta.$$

Схема сил, действующих на самолет при снижении, приведена на рис. 5.16.

Угол наклона траектории снижения самолета с двигателями, работающими на режиме "Малый газ", тем меньше, чем больше аэродинамическое качество. Этим и обусловлен режим наибольшей дальности снижения с наимыгоднейшей скоростью. Коэффициент подъемной силы и угол атаки при снижении меньше, чем в горизонтальном полете. Наимыгоднейшая скорость снижения меньше ее значения в горизонтальном полете, но при малых углах планирования их можно принимать равными.

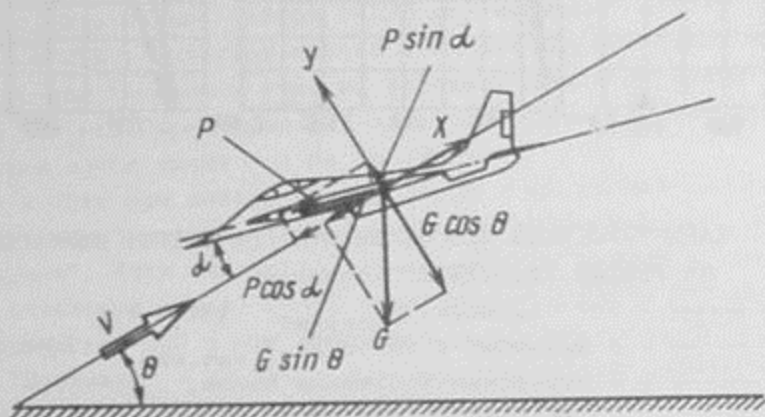


РИС. 5.16. СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ ПРИ СНИЖЕНИИ

Связь вертикальной скорости снижения с углом наклона траектории и скоростью полета видна на полярной диаграмме (рис. 5.17).

Минимальный угол наклона траектории установившегося снижения соответствует наимыгоднейшему углу атаки, равному $6,5^\circ$, и составляет $4...7^\circ$ в зависимости от высоты. Он реализуется при выдерживании летчиком наимыгоднейшей скорости и на полярной диаграмме равен углу, заключенному между горизонтальной осью и касательной, проведенной из начала координат к кривой. Наимыгоднейшая скорость снижения изменяется от 400 км/ч на больших высотах до 370 км/ч на малых. Минимальная вертикальная скорость установившегося снижения соответствует углу атаки больше наимыгоднейшего и скорости $350...300 \text{ км/ч}$ по прибору. Как увеличение, так и уменьшение скорости снижения по сравнению с указанными значениями ведут соответственно либо к возрастанию угла снижения, либо к росту вертикальной скорости.

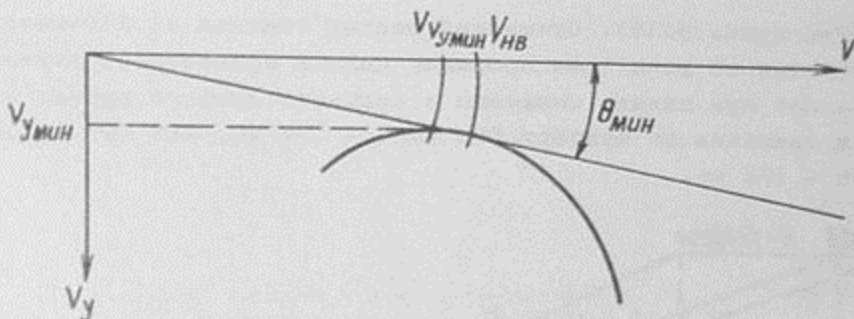


РИС. 5.17. ПОЛЯРНАЯ ДИАГРАММА СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА
СО СНИЖЕНИЕМ

Наименьший угол и наименьшая скорость установившегося снижения при работе двигателей на режиме "Малый газ" достигаются с убранными шасси и закрылками, что обусловлено большим значением аэродинамического качества.

Дальность планирования самолета с постоянной скоростью приближенно можно оценить, пользуясь соотношением

$$L_{пл} = \frac{\Delta H}{\tan \theta} = \Delta H \cdot K_{пл}. \quad (5.13)$$

Регулированием тяги двигателей можно задать любой угол, вертикальную скорость и скорость прямолинейного установившегося снижения, обеспечивая равновесие сил.

5.5.1. Режимы снижения

Руководством по летной эксплуатации для реализации максимальной дальности полета рекомендован режим снижения при работе двигателей на малом газе на скорости по прибору 500 км/ч. На рис. 5.18 представлена зависимость характеристик снижения самолета массой 12150 кг с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 при работе двигателей на режиме "Малый газ" от скорости снижения. Из рисунка следует, что на участках снижения со скоростями 500, 450 и 400 км/ч средние километровые расходы соответственно равны 1,17, 1,09 и 1,23 кг/км. Однако необходимо учитывать, что при скоростях 500 и 450 км/ч дальность снижения меньше, чем при скорости 400 км/ч, и недостающие участки приходится пролетать в горизонтальном полете на высоте 13000 м и $M = 0,8$ при километровом расходе топлива

1,76 кг/км (рис. 5.18). Суммарный расход топлива на 140-километровом участке по всем трем профилям полета практически одинаков и составляет при начале снижения с соответствующего рубежа на скорости снижения по прибору 500 км/ч – 179 кг, 450 км/ч – 156 кг, 400 км/ч – 172 кг.

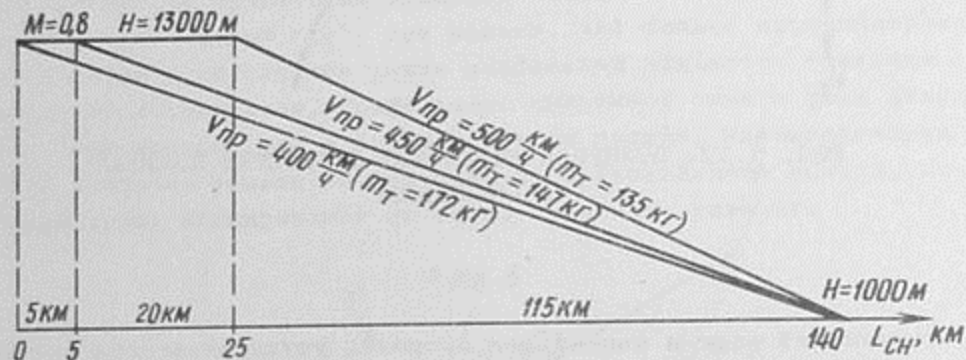


РИС. 5.18. ЗАВИСИМОСТЬ ХАРАКТЕРИСТИК СНИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ОТ СКОРОСТИ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ "МАЛЫЙ ГАЗ" (самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m = 12150 \text{ кг}$)

Таким образом, общая дальность полета при снижении по любому из указанных профилей с началом снижения с рубежей, соответствующих этим профилям, практически одинакова. Летчик может выбирать наиболее удобный по технике пилотирования профиль снижения, однако по топливу предпочтительнее выдерживать скорость снижения 450 км/ч по прибору.

В практике полетов иногда приходится выполнять снижение с переменной скоростью или при частичном дросселировании двигателей, при этом основные характеристики могут значительно отличаться от приведенных на наиболее выгодных режимах.

5.5.2. Характеристики снижения

Характеристики снижения (время, путь и расход топлива) при работе двигателей на режиме "Малый газ" самолета массой 12150 кг с подвеской двух ракет Р-60МК и двух АПУ-470 приведены на рис. 5.19. Эти характеристики снижения с высоты 13000 м, близкой к практическому дозвуковому потолку, до высоты 1000 м приведены для трех рассмотренных ранее режимов. Изменение полетной массы влияет на характеристики снижения незначительно. Расчеты показывают, что время, путь и расход топлива при снижении самолета без

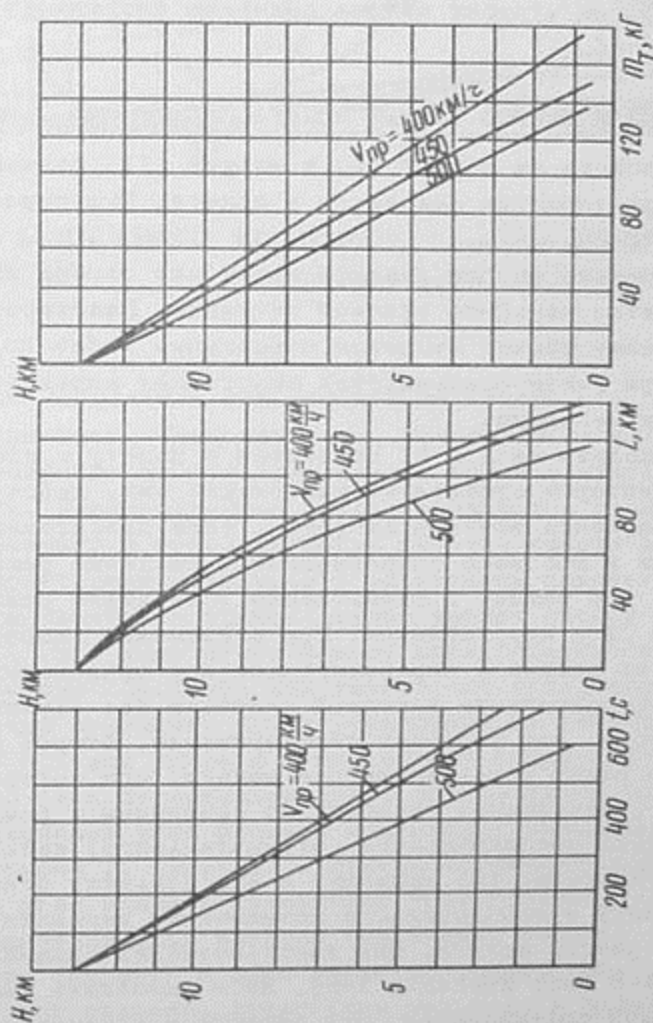


Рис. 5.19. Характеристики снижения самолета при работе двигателей на режиме "малый газ" (самолет с 2xP-60MK и 2xАНУ-470, $m = 12150 \text{ кг}$)

ракет от приведенных характеристик отличаются также незначительно.

Более существенное влияние на них оказывает приборная скорость снижения. С увеличением ее время снижения, путь и расход топлива уменьшаются, поэтому при полете на максимальную дальность в интересах исключения преждевременной выработки топлива рубежи начала снижения должны быть строго согласованы с величиной приборной скорости снижения. Опыт полетов показывает, что при выдерживании ее в пределах 400...450 км/ч рубеж начала снижения составляет 140 км.

5.6. ПЕРВЫЙ И ВТОРОЙ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

Деление режимов полета на первый (I) и второй (II) связано с рядом особенностей характеристик самолетов в полете. Оно справедливо и для самолета МИГ-29.

Полет на втором режиме иногда квалифицируют как особое явление, как причину развития какой-то опасной ситуации. Пилотирование самолета на втором режиме обычно является нормальным и без допущения грубых ошибок при учете особенностей пилотажных характеристик на малых скоростях неопасно.

Деление режимов полета на I и II относится к полету с постоянной скоростью, при котором существует равновесие сил, действующих на самолет в направлении вектора скорости: тяги двигателей, составляющей силы тяжести и лобового сопротивления. Различие режимов полета состоит в том, что режиму I свойственно устойчивое равновесие продольных сил, а II — неустойчивое. При отклонении скорости от исходной в полете на режиме I перераспределением продольных сил обеспечивается восстановление исходной скорости без изменения положения РУД или высоты. Это упрощает пилотирование. Вторым режим полета — это режим установившегося полета, при котором случайное увеличение (уменьшение) скорости по сравнению с равновесной приводит к появлению положительного (отрицательного) избытка тяги. Такое перераспределение сил приводит к еще большему отклонению скорости от исходной и необходимости повышенного внимания к выдерживанию заданного режима полета. Для восстановления заданной скорости летчик должен либо изменить тягу, либо выполнить маневр для создания продольной составляющей силы тяжести и изменения лобового сопротивления в нужном направлении.

На рис. 5.20 показан характер изменения тяги силовой установки при неизменном положении РУД и лобового сопротивления в зависимости от числа M полета. Касание кривых тяги и лобового сопротивления происходит в точке, близкой к наивыгоднейшему числу M полета,

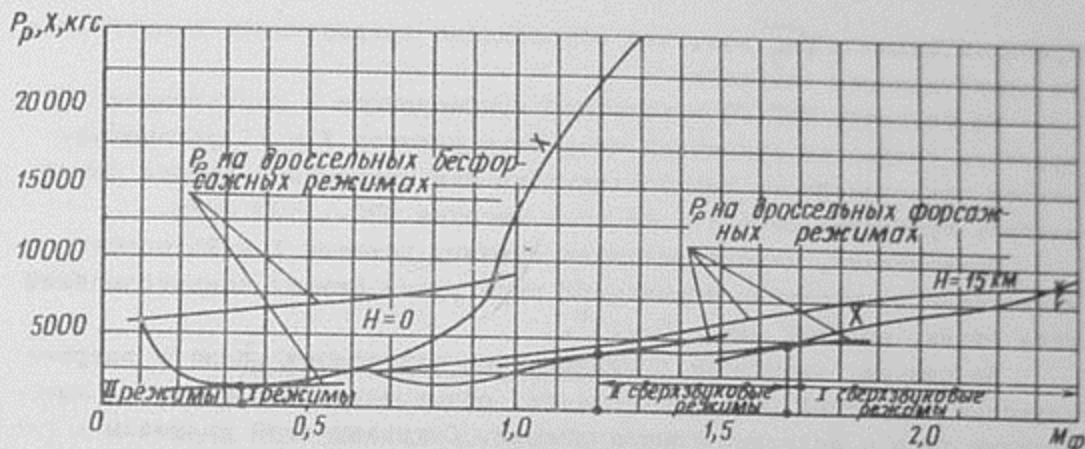


РИС. 5.20. КРИВЫЕ ЖУКОВСКОГО (самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m = 13000$ кг)

т.е. при скорости в горизонтальном полете с $n_y = 1$, близкой к наивыгоднейшей. Следовательно, граничной скоростью режимов I и II прямолинейного полета практически можно считать наивыгоднейшую скорость. Наивыгоднейшая скорость является границей режимов I и II установившегося прямолинейного полета, набора высоты и снижения.

Характерным различием в управлении самолетом на режимах I и II при установившемся прямолинейном наборе высоты является то, что на режиме I (при угле атаки меньше наивыгоднейшего и на скорости больше наивыгоднейшей) для увеличения угла наклона траектории достаточно отклонить ручку управления на себя для обеспечения подъема с новым большим углом и с постоянной скоростью несколько меньшей величины (без перемещения РУД). Взятие ручки управления на себя для увеличения угла подъема при наборе высоты на постоянной скорости режима II приведет к прогрессирующему падению скорости, увеличению угла атаки и уменьшению угла подъема, поэтому на режиме II для увеличения угла наклона траектории подъема следует сначала увеличить скорость и лишь затем в соответствии с ее значением увеличить угол подъема. Аналогично различие в действиях летчика при управлении самолетом при снижении на режимах I и II.

Разделение режимов полета на I и II справедливо не только для прямолинейного горизонтального или наклонного установившегося полета, но и для криволинейного маневра с постоянной скоростью. Граничным углом атаки режимов I и II является наивыгоднейший угол атаки, как и при полете с перегрузкой, равной 1. Граничная скорость режимов I и II при этом будет больше, чем при прямолинейном полете,

приблизительно в $\sqrt{n_y}$ раз, что обусловлено возрастанием индуктивного сопротивления самолета.

На самолете МИГ-29 в полетной конфигурации с достаточной для практики точностью граничной скоростью режимов I и II установившегося прямолинейного горизонтального или наклонного полета можно считать приборную скорость на всех высотах 370...400 км/ч.

Показателем, характеризующим границу режимов I и II полета, независимо от величины нормальной перегрузки служит наивыгоднейший угол атаки, который равен $7...5^\circ$.

На больших высотах и в стратосфере существует область сверхзвуковых скоростей режима II полета, обусловленная характером изменения тяги и лобового сопротивления. Сверхзвуковой диапазон чисел $M = 1,2 + 1,7$ относится к режиму II (см. рис. 5.20). В сверхзвуковой области скоростей обнаружить свойства режима II трудно, так как при большом запасе кинетической энергии отклонение ручки управления на себя сопровождается увеличением высоты без заметного уменьшения скорости полета.

6. МАНЕВРЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

6.1. ОСОБЕННОСТИ МАНЕВРЕННЫХ СВОЙСТВ САМОЛЕТА

Самолет МИГ-29 обладает высокими маневренными свойствами, достигнутыми благодаря значительному увеличению его тяговооруженности и несущих свойств.

При работе двигателей на режиме "Полный форсаж" на взлете ($H = 0$, $V = 0$) тяговооруженность самолета равна 1,14. Несущие свойства самолета обеспечивают на дозвуковых режимах полета достижение нормальной перегрузки, равной 9,0 ед. и коэффициента подъемной силы, равного 1,5 (угол атаки равен 26°).

В обобщенном виде маневренные свойства самолета МИГ-29 можно характеризовать следующим:

1. Существенно сократились радиусы и возросли угловые скорости разворота самолета в пространстве на дозвуковых скоростях. Например, максимальная скорость разворота в установившемся вираже на самолете без подвесок вооружения на высоте 1000 м, числе $M = 0,8$ при 50 %-ном остатке топлива (масса самолета 13000 кг) составляет 19,5...20 $^\circ/\text{с}$.

2. Появилась возможность пространственного криволинейного маневрирования с большими угловыми скоростями на сверхзвуковых скоростях полета. Так, на высоте 1000 м и $M = 1,1$ максимальная угловая скорость разворота в установившемся вираже самолета массой 13000 кг без подвесок вооружения равна около 10 $^\circ/\text{с}$, а на высоте 5000 м — около 8 $^\circ/\text{с}$.

3. Расширился диапазон выполнимости различных фигур пилотажа по высоте и скорости полета.

Максимальная высота ввода в полупетлю и петлю Нестерова с 2хР-60МК и 2хАПУ-470 при условии получения минимальной скорости на траектории не менее 300 км/ч составляет:

- при работе двигателей на режиме "Полный форсаж" 8000 м;
- при работе двигателей на максимальном режиме 6500 м.

Минимальная скорость ввода в полупетлю и петлю Нестерова с 2хР-60МК и 2хАПУ-470 на высоте ввода 1000 м при условии получения минимальной скорости на траектории не менее 300 км/ч составляет:

- при работе двигателей на режиме "Полный форсаж" 520 км/ч;
- при работе двигателей на максимальном режиме 680 км/ч.

На самолете МИГ-29 со штатным управляемым ракетным вооружением можно выполнять весь комплекс фигур простого и сложного пилотажа, а также высший пилотаж.

В процессе маневрирования необходимо учитывать ряд особенностей самолета:

1. Максимальную величину располагаемых скоростей крена самолет имеет в диапазоне приборных скоростей, равных 550...800 км/ч, на высотах до 6000 м. Скорость установившегося вращения по крену при отклонении элеронов на 1° на этих режимах в горизонтальном полете составляет 8...10 $^\circ$ /с.

2. На больших приборных скоростях полета (более 900 км/ч) на малых и средних высотах эффективность элеронов заметно снижается вследствие влияния упругости конструкции. Если на высоте 3000...5000 м и приборной скорости 700 км/ч располагаемая угловая скорость вращения самолета по крену составляет 180 $^\circ$ /с, то при приборной скорости 1150 км/ч она равна 90 $^\circ$ /с.

3. Эффективность элеронов уменьшается также с увеличением угла атаки. На углах атаки 15° эффективность элеронов в 3 раза меньше, чем на углах менее 10° .

4. С увеличением углов атаки на дозвуковых скоростях полета падает и эффективность рулей направления. Так, с увеличением их до $23...25^\circ$ эффективность рулей уменьшается по сравнению с углом атаки, равным $10...12^\circ$, в три раза.

5. На больших приборных скоростях и высотах до 5000 м рули направления являются малозффективным средством управления по крену. На приборной скорости 1400 км/ч и высоте 1300 м угловая скорость крена при отклонении рулей направления на 1° составляет 1,4 $^\circ$ /с.

Таким образом, снижение эффективности элеронов и рулей направления на больших приборных скоростях и с увеличением угла атаки на дозвуковых скоростях полета требует их совместного отклонения для увеличения угловой скорости крена, т.е. при вводе в маневр необходимо одновременно отклонять ручку управления и педали в сторону создаваемого крена.

6. Возможны забросы перегрузки и угла атаки при выполнении торможения от сверхзвуковых скоростей к дозвуковым с фиксированной ручкой управления. Величина заброса при торможении с перегрузкой 5...6 ед. достигает 1,5...2,0 ед. При маневрировании вблизи предельных режимов по углу атаки и перегрузке необходимы постоянный контроль за их величинами и своевременное отклонение ручки управления в процессе торможения самолета для исключения заброса перегрузки и угла атаки более максимально допустимых.

7. Пилотаж на малых высотах и форсажных режимах работы двигателей также требует постоянного контроля за перегрузкой и углом атаки, так как выполнение маневров по предельному значению одного параметра может привести к выходу за предельные значения другого.

8. С отказавшим автоматом продольной устойчивости (АПУС) самолет нейтрален или неустойчив по перегрузке на дозвуковых скоростях полета в диапазоне углов атаки 14...19°. В связи с этим допустимый угол атаки с отказавшей САУ (АПУС) равен 13°.

9. При выполнении петли Нестерова с малых высот на предельных значениях перегрузки и угла атаки набор высоты мал, и потеря высоты на нисходящей части петли примерно равна набору. Поэтому, во-первых, выполнение нисходящего маневра требует от летчика безошибочных действий, во-вторых, высоту ввода следует устанавливать с учетом возможных ошибок в технике пилотирования.

6.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН ПЕРЕГРУЗОК

6.2.1. Максимально допустимые нормальные перегрузки

Нормальная перегрузка представляет собой отношение алгебраической суммы подъемной силы и нормальной составляющей силы тяги двигателей к произведению массы самолета на ускорение свободного падения

$$n_y = \frac{Y + P \sin \alpha}{mg} \quad (6.1)$$

Величина максимально допустимой нормальной перегрузки определяется прочностью конструкции самолета или подвесок и максимально допустимым углом атаки.

Максимально допустимые перегрузки по прочности
самолета

В процессе криволинейного маневра рост перегрузки достигается за счет увеличения подъемной силы самолета. При этом происходит увеличение аэродинамической нагрузки на крыло и на самолет в целом.

Подъемная сила, при которой появляются первые признаки разрушения самолета, называется разрушающей подъемной силой. Чтобы можно было эксплуатировать самолет без нарушения его конструктивных элементов, величина допустимой в эксплуатации подъемной силы выбирается значительно меньше разрушающей, т.е.

$$Y_{\text{макс}}^3 = \frac{Y_{\text{разр}}}{f}, \quad (6.2)$$

где f — коэффициент запаса прочности, который строго нормируется.

Для маневренных самолетов он равен 1,5.

По известной максимальной эксплуатационной подъемной силе и расчетной полетной массе определяется максимальная перегрузка, которая допускается в эксплуатации,

$$n_{y_{\text{макс}}}^3 = \frac{Y_{\text{макс}}^3}{m_{\text{расч}} \cdot g}. \quad (6.3)$$

Расчетная полетная масса самолета МИГ-29 с управляемыми ракетами и без них равна 14200 кг. При этой массе максимальная эксплуатационная перегрузка на числах $M \leq 0,85$ равна 9 ед. (минимальная минус 2,5 ед.), а на числах $M > 0,85$ равна 7 ед. (минимальная минус 1,5 ед.).

Минимальное значение эксплуатационной перегрузки обусловлено прочностью конструкции самолета при криволинейном полете с обратным нагружением крыла. В этом случае элементы конструкции, которые при положительных перегрузках работали на растяжение, здесь будут работать на сжатие.

При массе самолета более 14200 кг перегрузка должна быть снижена на 1 ед.

Уменьшение максимального значения эксплуатационной перегрузки на числах $M > 0,85$ объясняется увеличением потерь подъемной силы на балансировку. Подъемная сила самолета, которая определяет величину перегрузки, складывается в основном из подъемной силы крыла и стабилизатора. Эти силы практически на всех режимах полета нап-

равлены в противоположные стороны, вследствие чего подъемная сила самолета равна их разности.

В трансзвуковом диапазоне скоростей при разгоне самолета происходит рост запаса устойчивости по перегрузке, вследствие чего для сохранения неизменного значения перегрузки необходимо увеличивать отклонение стабилизатора, т.е. увеличивать создаваемую им подъемную силу. Если на числах $M > M_{кр}$ сохранять максимальную эксплуатационную перегрузку такой же, как и на дозвуковых скоростях, это приведет к превышению максимальной эксплуатационной подъемной силы крыла, что недопустимо. Для того чтобы подъемная сила крыла на числах $M > M_{кр}$ не выходила за допустимые пределы по прочности, максимальная эксплуатационная перегрузка уменьшается на этих числах M на 2 ед.

Максимально допустимые перегрузки по углу атаки

Величина максимально допустимой перегрузки по углу атаки определяется отношением максимально допустимого коэффициента подъемной силы к его значению в горизонтальном полете

$$n_{у доп} = \frac{C_{у доп}}{C_{у г.п}} = \frac{C_{у доп} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2mg} \quad (6.4)$$

При маневрировании на числах $M \leq 0,85$ с отклоненными носками крыла допустимый угол атаки равен 26° , а на $M > 0,85$ (когда носки убраны) допустимый угол атаки равен 15° . Располагаемые значения перегрузки в зависимости от высоты и скорости полета (числа M) представлены на рис. 6.1, а максимально допустимые и располагаемые углы атаки — на рис. 6.2.

Скачок на кривых располагаемых перегрузок в районе числа $M = 0,85$ объясняется переходом с допустимого угла атаки, равного 26° , на 15° при уборке носков крыла.

С ростом скорости (кроме диапазона трансзвуковых скоростей) располагаемая перегрузка увеличивается, а с увеличением высоты уменьшается. Увеличение ее происходит также при уменьшении полетной массы самолета по мере выработки топлива или сброса подвесок. На средних и малых высотах в диапазоне чисел $M = 0,4 + 0,7$ увеличение высоты на каждую 1000 м приводит к уменьшению максимально допустимой перегрузки примерно на 0,5...0,7 ед. Уменьшение полетной массы самолета на каждую 1000 кг дает прирост максимально

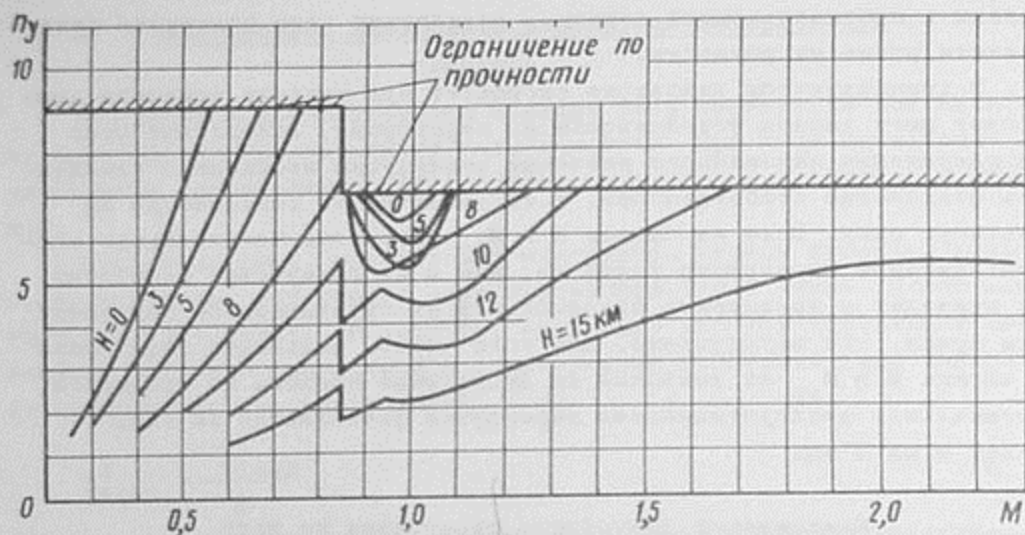


РИС. 6.1. ЗАВИСИМОСТЬ РАСПОЛАГАЕМЫХ ПЕРЕГРУЗОК САМОЛЕТА С УПРАВЛЯЕМЫМИ РАКЕТАМИ ОТ ЧИСЛА M И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

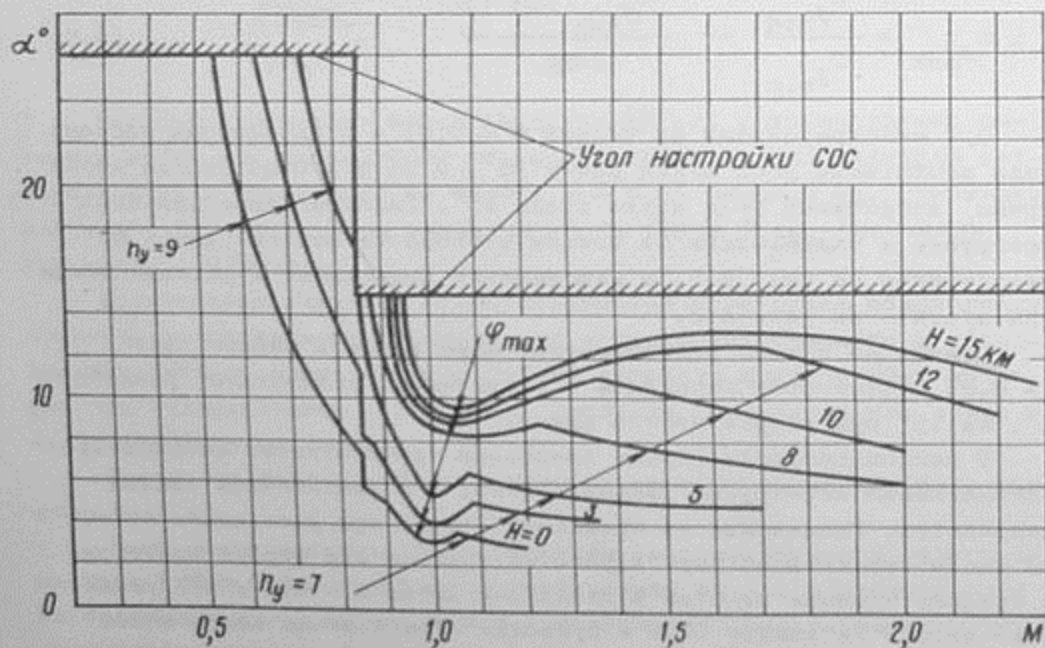


РИС. 6.2. ЗАВИСИМОСТЬ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫХ И РАСПОЛАГАЕМЫХ УГЛОВ АТАКИ САМОЛЕТА С УПРАВЛЯЕМЫМИ РАКЕТАМИ ОТ ЧИСЛА M И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

допустимой перегрузки примерно на 0,3...0,5 ед. Прирост ее с уменьшением массы самолета тем больше, чем больше скорость полета (число M).

Чтобы реализовать маневренные возможности самолета на малых числах M необходимо пилотировать самолет вблизи границы срабатывания СОС-3.

6.2.2. Ограничение нормальных перегрузок по эффективности стабилизатора

При пилотировании на числах $M > 0,85 + 0,95$ возможности маневрирования ограничены располагаемой нормальной перегрузкой по эффективности стабилизатора (см. рис. 6.1). Это обусловлено тем, что в трансзвуковом диапазоне по мере роста скорости возрастет продольная статическая устойчивость и снижается эффективность стабилизатора. В результате значение располагаемого угла атаки по эффективности стабилизатора уменьшается (см. рис. 6.2).

При дальнейшем увеличении скорости полета (числа M) величина перегрузки при полном отклонении стабилизатора возрастает, что объясняется более быстрым снижением потребного коэффициента подъемной силы для горизонтального полета по сравнению с располагаемым его значением по эффективности стабилизатора.

На числах M , больших 1,1 + 1,7 (на высоте 0...12 км соответственно), при полном отклонении стабилизатора возможен выход на перегрузку, превышающую максимально допустимую по прочности конструкции самолета. Поэтому в процессе маневрирования на больших сверхзвуковых скоростях в указанном диапазоне высот полета так же, как и на больших дозвуковых скоростях, необходим контроль за величиной перегрузки, чтобы своевременно предотвратить выход самолета за ее максимально допустимое значение. На высотах более 14 км располагаемая перегрузка ограничивается только эффективностью стабилизатора.

6.2.3. Располагаемые продольные перегрузки

Продольные перегрузки характеризуют интенсивность изменения скорости горизонтального полета. Чем они больше по абсолютной величине, тем больше продольные ускорения разгона и торможения самолета.

Величины продольной перегрузки и продольного ускорения определяются по формулам:

$$n_x = \frac{P - X}{G} ; j_x = g \cdot (n_x - \sin \theta). \quad (6.5)$$

Значение продольной перегрузки зависит от располагаемой тяги двигателей, лобового сопротивления и полетной массы самолета. В свою очередь, тяга двигателей зависит от высоты и скорости полета, а лобовое сопротивление самолета еще и от величины нормальной перегрузки, вследствие чего продольная перегрузка зависит от режима полета самолета.

На рис. 6.3 приведены зависимости продольной перегрузки от высоты и числа M полета при работе двигателей на полном форсаже и максимале.

Приведенные на рис. 6.3 графики свидетельствуют, что на высотах менее 11000 м наибольшие значения продольных перегрузок при работе двигателей на полном форсаже достигаются на дозвуковых скоростях полета. В диапазоне чисел $M = 0,9 \div 1,1$ происходит их интенсивное уменьшение, обусловленное ростом волнового сопротивления. На высотах 11000 м и более величина продольных перегрузок достигает наибольшего значения на $M \approx 1,7$, после чего начинает плавно убывать.

На дозвуковых скоростях величина продольной перегрузки тем меньше, чем больше высота полета. На числах $M > 1$ зависимость ее от высоты в диапазоне 0...8000 м более сложная, чем на дозвуковых скоростях. Например, при $M = 1,2$ величина продольной перегрузки на высоте 1000 м меньше, чем на больших высотах. Такая зависимость ее от высоты в этом диапазоне чисел M обуславливается характером изменения тяги двигателей и лобового сопротивления самолета.

Величина продольных перегрузок при работе двигателей на максимальном режиме убывает при увеличении числа M и высоты полета.

Большое влияние на величину продольной перегрузки оказывает нормальная перегрузка. На рис. 6.4 приведена зависимость продольной перегрузки от нормальной самолета без подвесок при работе двигателей на полном форсаже на высоте 2000 м. Из приведенных на этом рисунке данных видно, что величина продольной перегрузки в прямолинейном горизонтальном полете со скоростью по прибору 850...950 км/ч составляет около 0,95. Такая большая величина ее свидетельствует о том, что при этих скоростях самолет вблизи высоты 2000 м может выполнять установившийся набор с углом тангажа $70...75^\circ$ или выполнять прямолинейный горизонтальный разгон с темпом $32...34$ км/ч за 1 с.

Увеличение нормальной перегрузки сопровождается уменьшением продольной перегрузки. Но на самолете МИГ-29 избытки тяги двигателей на полном форсаже столь велики, что даже при больших нормальных перегрузках на нем можно выполнять достаточно энергичные разгоны и наборы высоты. Например, при скорости по прибору 950 км/ч

поэтому базиса
поэтому это $n \times T$

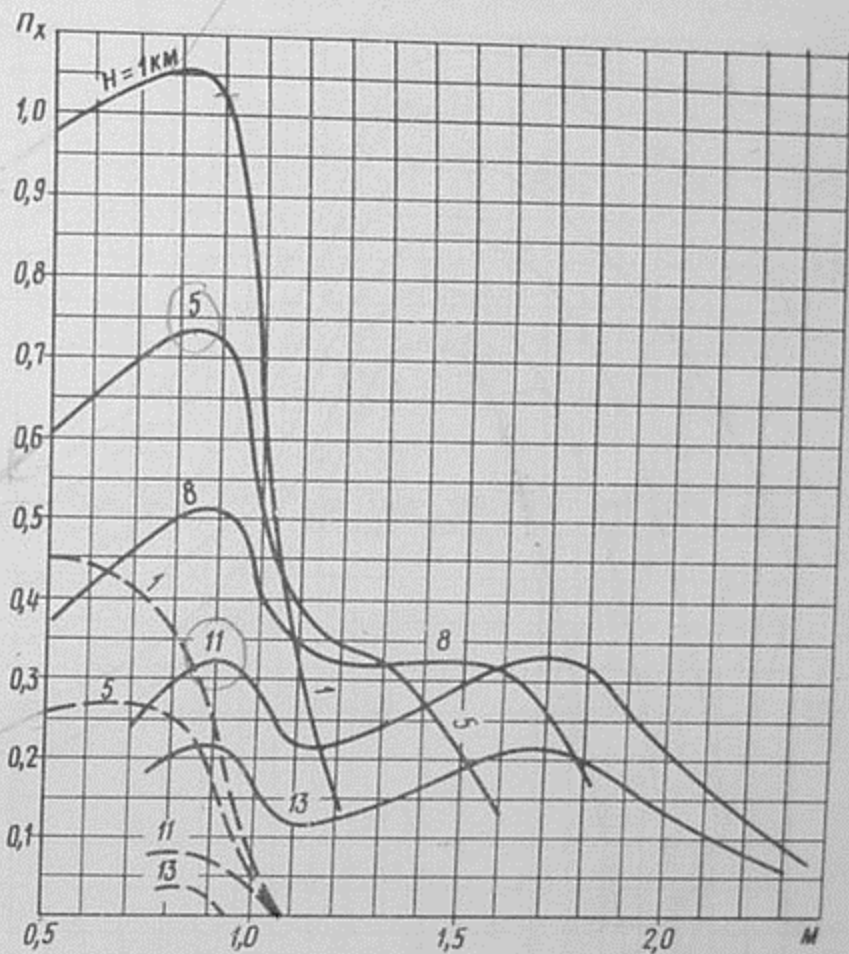


РИС. 6.3. ЗАВИСИМОСТЬ ПРОДОЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ОТ ЧИСЛА n ,
ВЫСОТЫ ПОЛЕТА И РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ
(самолет: с 2хР-60МК и 2хАПУ-470; $m = 13000 \text{ кг}$;

———— "Полный форсаж";
----- "Максимальный")

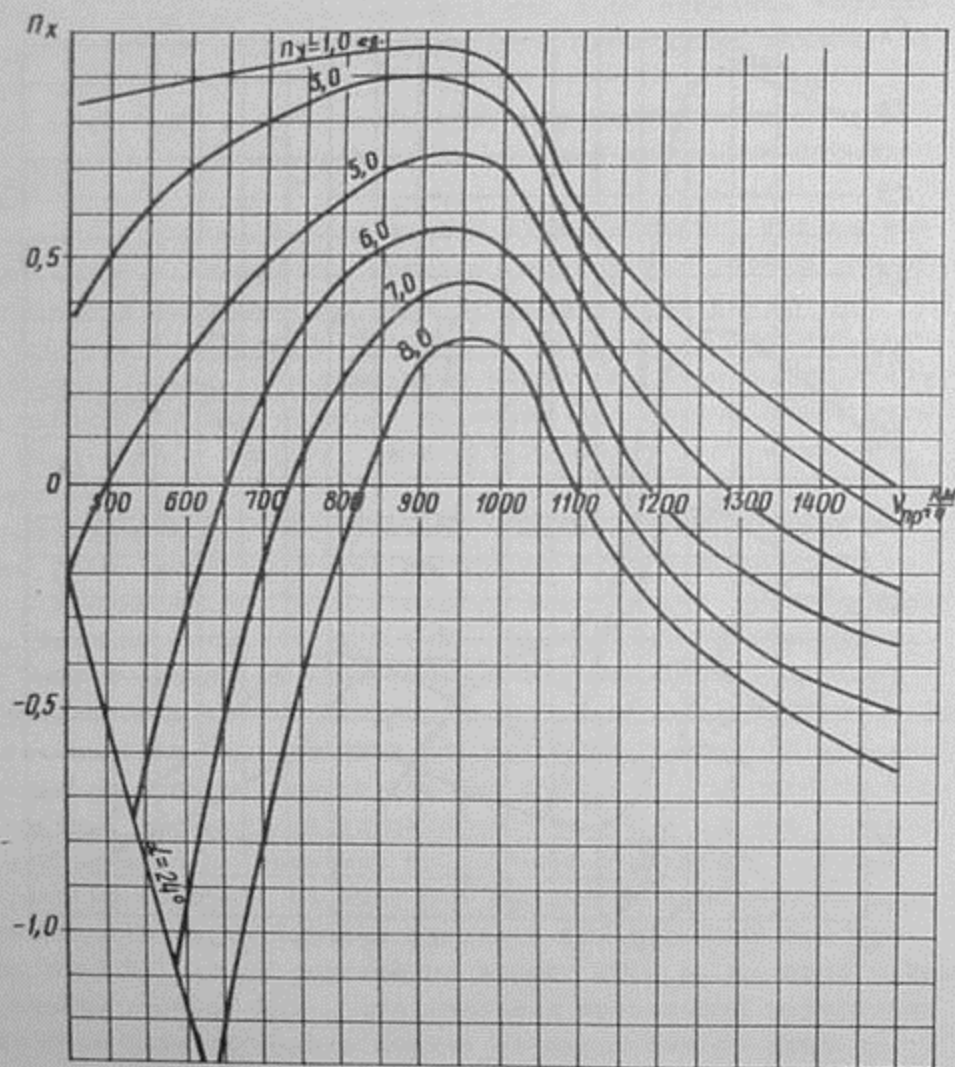


РИС. 6.4. ЗАВИСИМОСТЬ ПРОДОЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ САМОЛЕТА
БЕЗ ПОДВЕСОК ОТ СКОРОСТИ И ВЕЛИЧИНЫ НОРМАЛЬНОЙ
ПЕРЕГРУЗКИ
($H = 2000$ м, "Полный форсаж")

самолет без подвесок при выполнении разворота на полном форсаже с нормальной перегрузкой 6 ед. будет разгоняться с темпом около 20 км/ч за 1 с.

На больших и малых скоростях избытки тяги уменьшаются, что выражается в снижении продольных перегрузок. Так, при ранее рассмотренной величине нормальной перегрузки, равной 6 ед, самолет на скоростях по прибору менее 650 и более 1200 км/ч имеет отрицательные значения продольной перегрузки, а следовательно, может выполнять развороты только с торможением. Для поддержания постоянства скорости необходимо применить снижение.

6.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ МАНЕВРОВ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

6.3.1. Разгон

Разгон характеризуется временем, пройденным путем и расходуемым за разгон топливом

$$t = \frac{m_{\text{ср}}}{P_{\text{ср}} - X_{\text{ср}}} \cdot (V_{\text{кон}} - V_{\text{нач}}); \quad (6.6)$$

$$L = \frac{m_{\text{ср}}}{P_{\text{ср}} - X_{\text{ср}}} \cdot \frac{(V_{\text{кон}}^2 - V_{\text{нач}}^2)}{2}; \quad (6.7)$$

$$m_{\text{т}} = \frac{C_{\text{удср}} m_{\text{ср}}}{3600 \left(1 - \frac{X_{\text{ср}}}{P_{\text{ср}}}\right)} \cdot (V_{\text{кон}} - V_{\text{нач}}). \quad (6.8)$$

Формулы (6.6)...(6.8) позволяют произвести анализ характеристик разгона и при необходимости их расчет. Для повышения точности получаемых результатов расчет должен вестись по участкам, на которых конечная скорость отличается от начальной не более чем на 30 м/с (не более чем на 100 км/ч). Для определения времени, пути и расхода топлива за весь разгон необходимо просуммировать результаты расчета по всем участкам.

Из приведенных формул следует, что характеристики разгона определяются режимом работы двигателей, высотой и скоростью полета, количеством и типом подвесок, остатком топлива.

На высотах менее 5000 м при полете со скоростью по прибору 400...800 км/ч тяга двух двигателей, работающих на полном форсаже на 5000...6000 кгс больше, чем при работе на минимальном форсаже, и на 6000...7500 кгс больше, чем на максимале. На скоростях более 800 км/ч это различие в тяге двигателей становится еще больше. Такой характер зависимости тяги двигателей от режима работы обуславливает соответствующее изменение разгонных характеристик. Например, при разгоне на высотах 1000...5000 м в диапазоне скоростей по прибору 400...800 км/ч время и путь разгона на максимальном режиме работы двигателей в 2...2,5 раза больше, чем на полном форсаже, и только на 10...15 % больше соответствующих характеристик при разгоне на минимальном форсаже (рис. 6.5, 6.6). При увеличении высоты полета различие во времени и в пути разгона возрастает: при работе на максимале эти характеристики на высоте 11000 м в диапазоне скоростей по прибору 400...600 км/ч в 6...8 раз больше, чем на полном форсаже, и в 1,5...2 раза больше, чем на минимальном форсаже (рис. 6.7).

Расход топлива зависит от режима работы двигателей по более сложному закону. Из формулы (6.8) видно, что при постоянной массе самолета расход топлива за разгон определяется удельным расходом топлива двигателей и отношением лобового сопротивления самолета к тяге двигателей. На полном форсаже удельный расход топлива достигает наибольшего значения. Так, на высоте 1000 м в диапазоне скоростей по прибору 500...700 км/ч его величина на полном форсаже составляет около 2,2 кг топлива на килограмм тяги в час, на минимальном форсаже — около 1,1 и на максимале — около 0,95. Отношение лобового сопротивления самолета к тяге двигателей на полном форсаже при полете на указанных выше режимах составляет 0,1...0,13, на минимальном форсаже — 0,16...0,22 и на максимале — 0,19...0,26. С увеличением высоты полета это различие возрастает. Такой характер изменения удельного расхода топлива и отношения лобового сопротивления самолета к тяге двигателей приводит к тому, что на малых высотах наименьший расход топлива за разгон (до чисел $M \leq 0,95$) соответствует максимальному режиму работы двигателей, а наибольший расход — полному форсажу. С увеличением высоты и скорости различие в экономичности разгона на максимальном и форсажном режимах работы двигателей уменьшается. Так, на высоте 5000 м разгон на максимале происходит с меньшим расходом топлива,

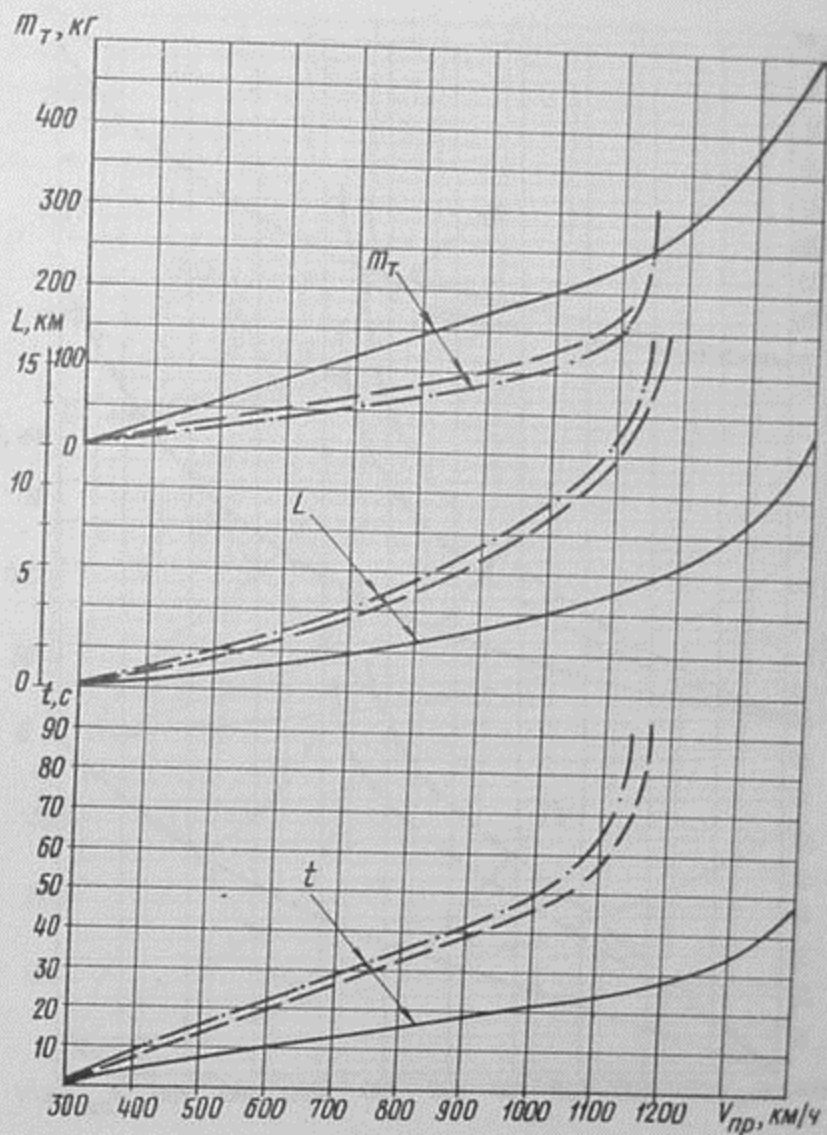


РИС. 6.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗГОНА САМОЛЕТА БЕЗ ПОДВЕСОК
НА $H = 1000$ М:

- "Полный форсаж";
- - - "Минимальный форсаж";
- · - · "Максимал"

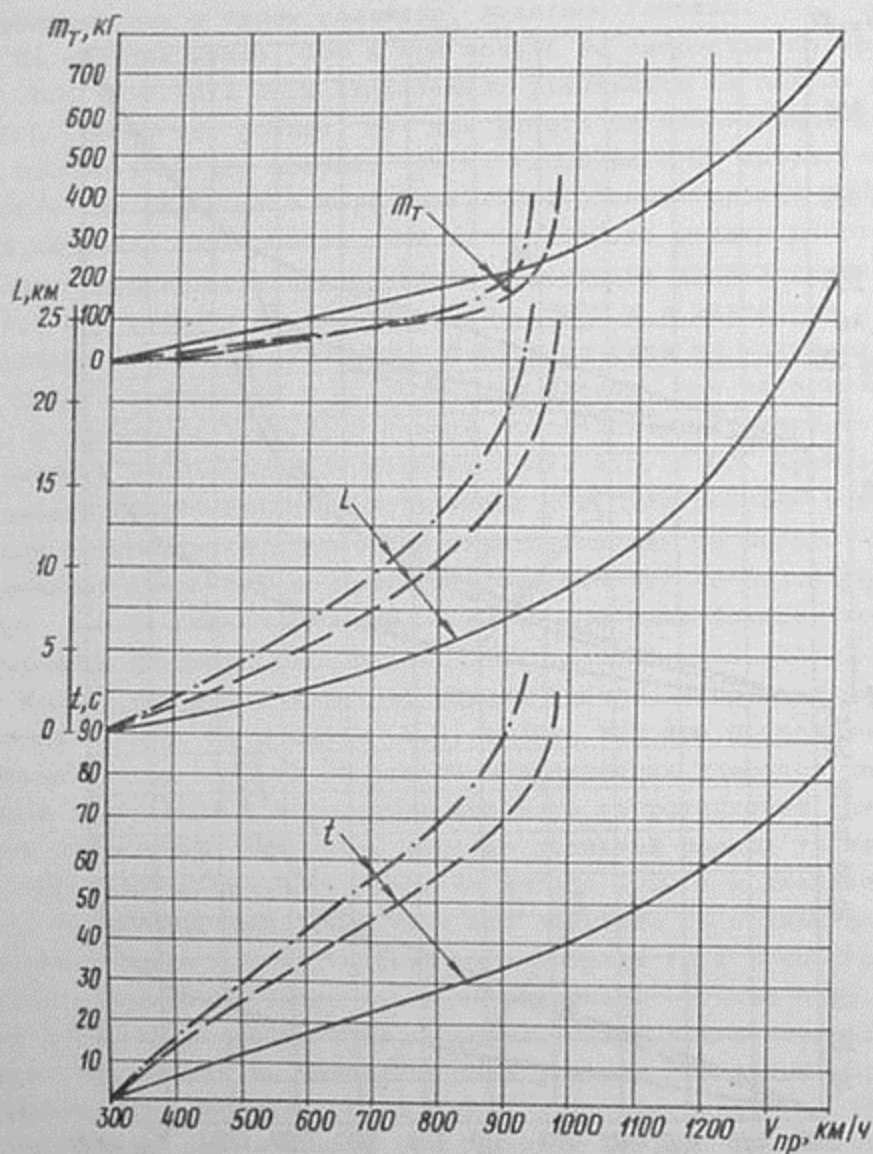


РИС. 6.6. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗГОНА САМОЛЕТА БЕЗ ПОДВЕСОК
НА $H = 5000$ М:

- "Солнечный форсаж";
- - - "Минимальный форсаж";
- · - "Максимум"

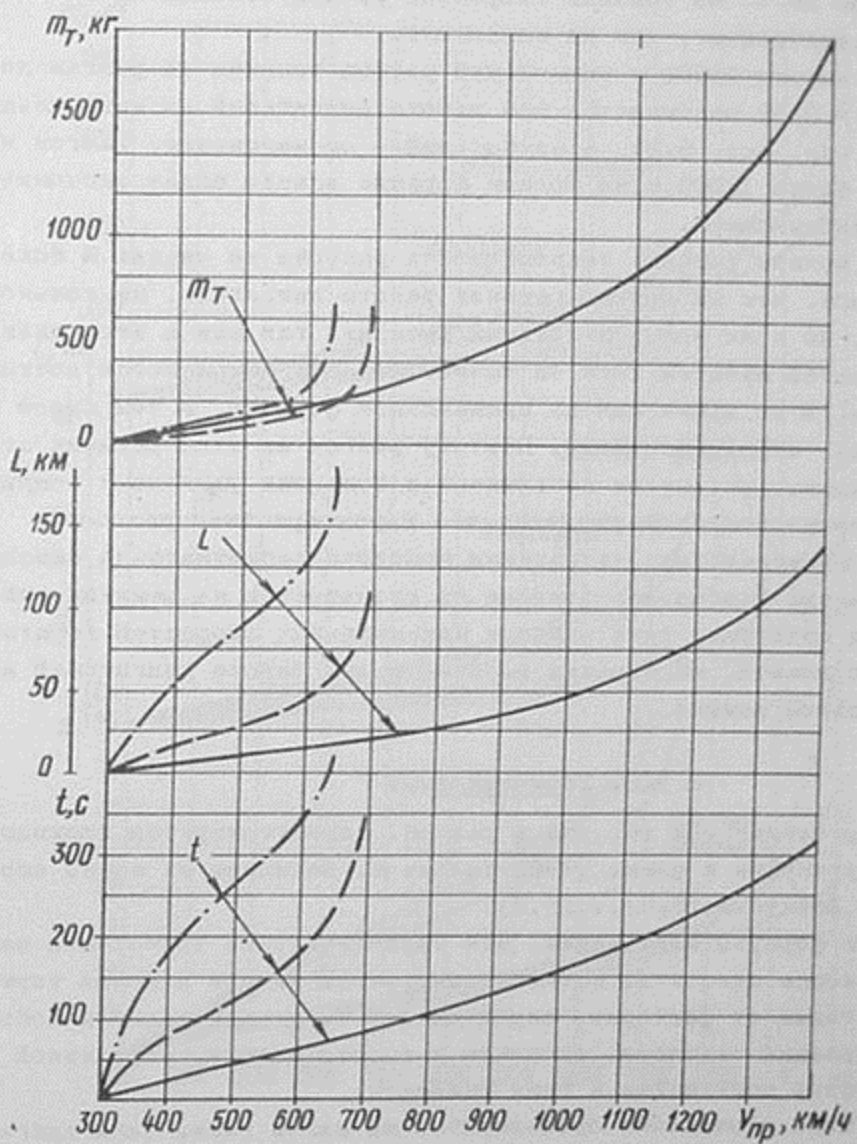


РИС. 6.7. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗГОНА САМОЛЕТА БЕЗ ПОДВЕСОК
НА $H = 11000 \text{ м}$:

- "Полный форсаж";
- - - "Минимальный форсаж";
- · - · "Максимал"

чем на минимальном форсаже, только до скоростей по прибору 600...650 км/ч. На больших скоростях расход топлива на минимальном форсаже меньше, чем на максимале.

На высоте 11000 м наименьший расход топлива за разгон до чисел $M = 0,95$ достигается при работе двигателей на минимальном форсаже (см. рис. 6.7), а наибольший — на максимале. Разгон на высотах более 12000 м на полном форсаже всегда более экономичен, чем на минимальном.

На полном форсаже экономичность разгона на числах M более 0,95 лучше, чем на других режимах работы двигателя, не только на больших, но и на малых и средних высотах, так как в этом диапазоне скоростей избытки тяги на полном форсаже сохраняются достаточно большими, в то время как на минимальном форсаже, а тем более на максимале, становятся малы. Поэтому разгон на этих режимах становится вялым, растянутым по времени с большими расходами топлива.

Наличие подвесок ухудшает все характеристики разгона (рис. 6.8) вследствие увеличения лобового сопротивления самолета и его массы. Наибольшее влияние их проявляется на режимах полета с малыми избытками тяги: вблизи максимальных скоростей горизонтального полета, на больших высотах и при работе двигателей на максимальном режиме.

6.3.2. Торможение

Торможение так же, как и разгон, характеризуется проходимым путем, временем и расходуемым топливом. Величины их можно определить по формулам (6.6)...(6.8).

Эти формулы показывают, что характеристики торможения зависят от массы самолета, истинных скоростей начала и конца торможения, а также от факторов, определяющих тягу двигателей и лобовое сопротивление самолета: скорости и высоты полета, нормальной перегрузки, количества и типа подвесок.

Обычно торможение производится на малом газе. Тяга двигателей на этом режиме в дозвуковом диапазоне скоростей ($M < 1,0$) изменяется незначительно — в пределах +400...—400 кгс (рис. 6.9). На сверхзвуковых скоростях тяга довольно резко возрастает, что приводит к ухудшению характеристик торможения. Наиболее наглядно это проявляется на изменении продольных перегрузок. На высоте 1000 м увеличение тяги двигателей при работе их на малом газе начинается на $M \approx 1,08$, что соответствует скорости по прибору 1260 км/ч. На скоростях менее 1260 км/ч, где тяга двигателей

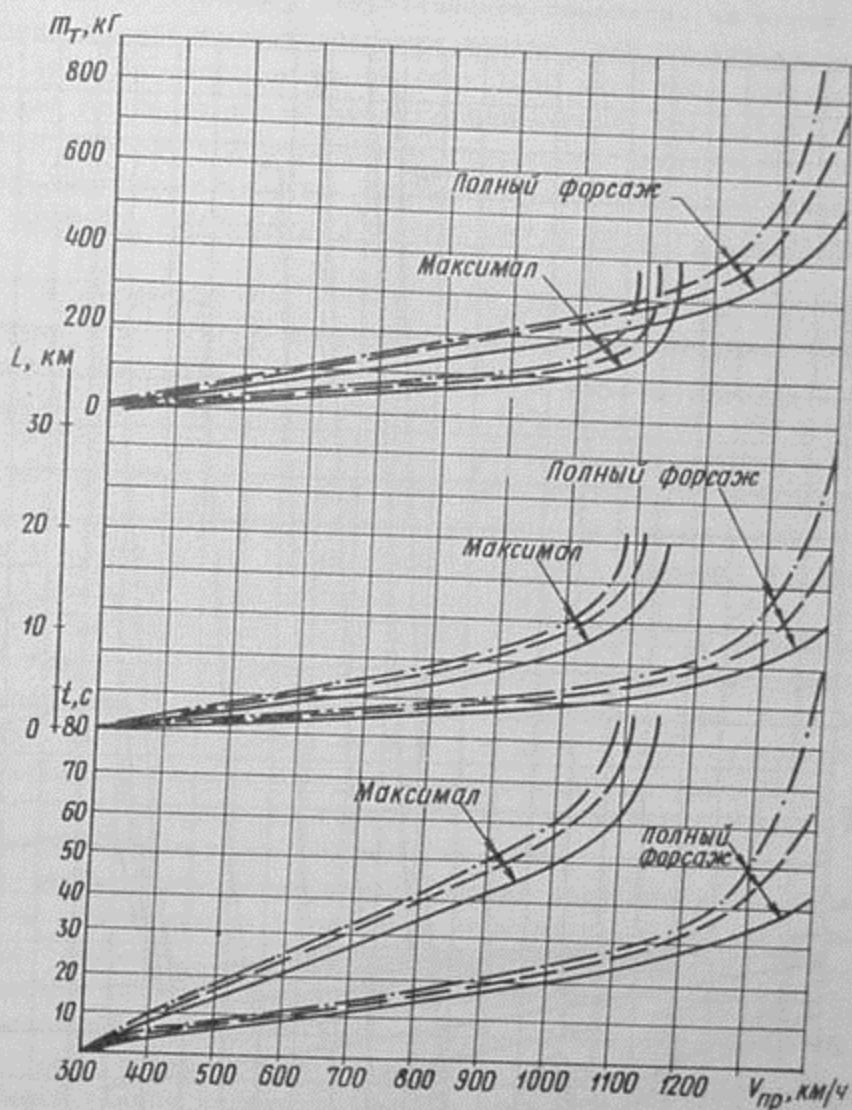


РИС. 6.8. ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗГОНА САМОЛЕТА НА
 $H = 1000 \text{ м}$;

- без подвесок;
- - - с 2хР-27Р1 и 2хР-60МК;
- · - с 2хР-27Р1 и 4хР-60МК

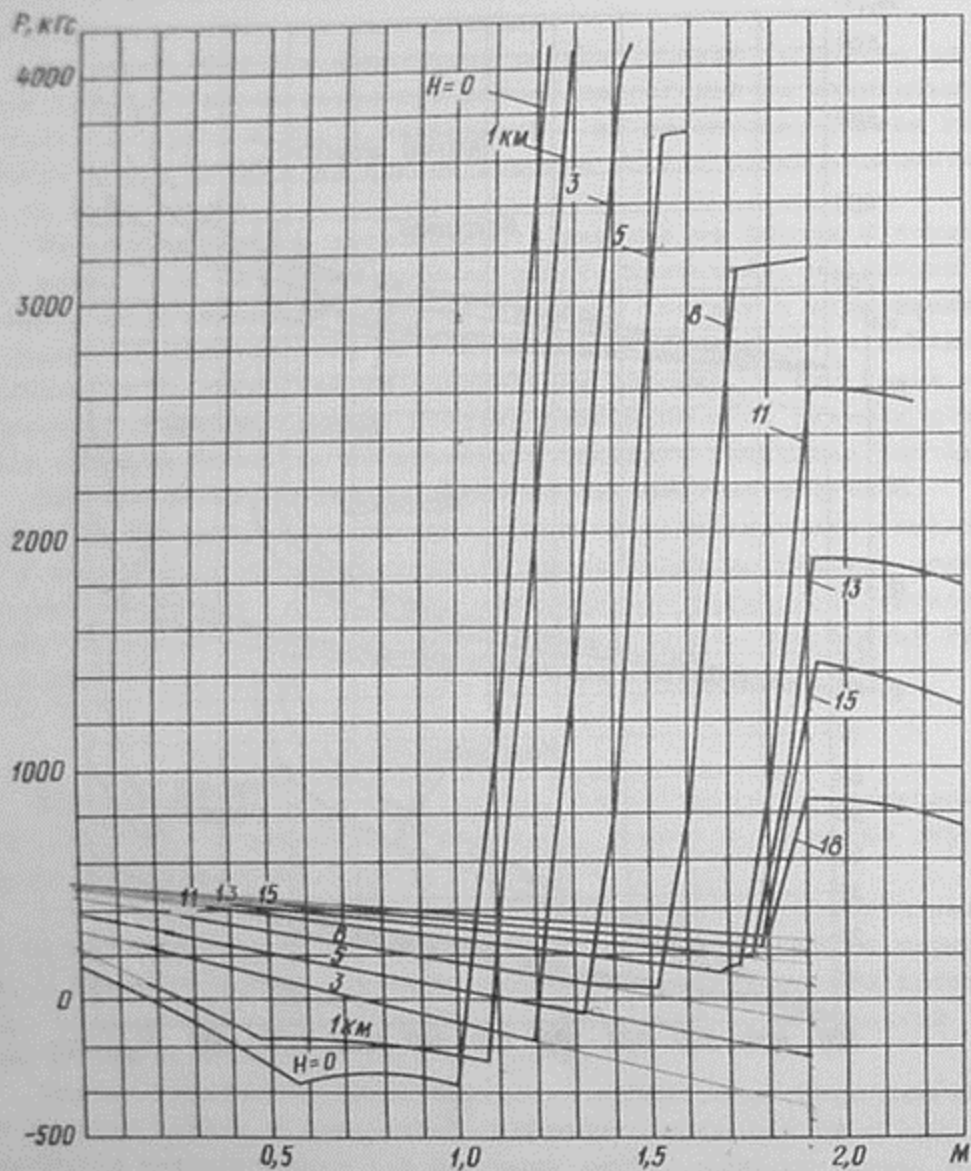


РИС. 6.9. ЗАВИСИМОСТЬ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ НА МАЛОМ ГАЗЕ ОТ ЧИСЛА M И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

почти не зависит от скорости, продольные перегрузки изменяются пропорционально лобовому сопротивлению самолета: на малых скоростях перегрузки по абсолютной величине меньше, чем на больших скоростях (рис. 6.10). На скорости по прибору 1260 км/ч тяга двигателей на малом газе начинает интенсивно увеличиваться, вследствие чего темп роста продольной перегрузки торможения уменьшается, а затем начинает уменьшаться и сама величина продольной перегрузки. Аналогичный характер изменения ее происходит и на других высотах (рис. 6.11).

Такое изменение продольной перегрузки обуславливает приведенный на рис. 6.12 и 6.13 характер зависимости пройденного пути от начальной и конечной скорости при торможении самолета.

Эффективным средством улучшения характеристик торможения являются тормозные щитки. Выпуск их приводит к увеличению лобового сопротивления самолета, вследствие чего возрастает интенсивность торможения. Ориентировочно можно принять, что выпуск тормозных щитков в прямолинейном горизонтальном полете приводит к увеличению по абсолютной величине продольных перегрузок в 1,4...2,0 раза. Поэтому на высоте больше 11000 м основным средством торможения являются тормозные щитки. Рост перегрузок при выпуске тормозных щитков приводит к сокращению времени торможения. Так, если время торможения на высоте 1000 м от $M = 1,3$ до $M = 0,7$ без тормозных щитков составляет около 30 с, а с выпущенными щитками 20 с, то на высоте 11000 м время торможения в том же диапазоне чисел M составляет соответственно 130 и 70 с.

Существенное улучшение характеристик происходит при торможении виражом (увеличением нормальной перегрузки). Наиболее эффективен этот метод торможения на малых и средних скоростях полета. Например, на высоте 1000 м и скоростях по прибору 500...600 км/ч создание нормальной перегрузки, равной 1,9...2 ед., эквивалентно выпуску тормозных щитков, а на скорости по прибору 1200...1300 км/ч для получения такого же эффекта необходимо создавать перегрузку 2,5...3 ед.

Таким образом, на больших высотах, особенно в стратосфере, основным средством торможения являются тормозные щитки. На малых и средних высотах тормозные щитки остаются достаточно эффективны на скоростях более 800 км/ч. На скоростях по прибору менее 800 км/ч торможение виражом становится более целесообразным, чем выпуском тормозных щитков.

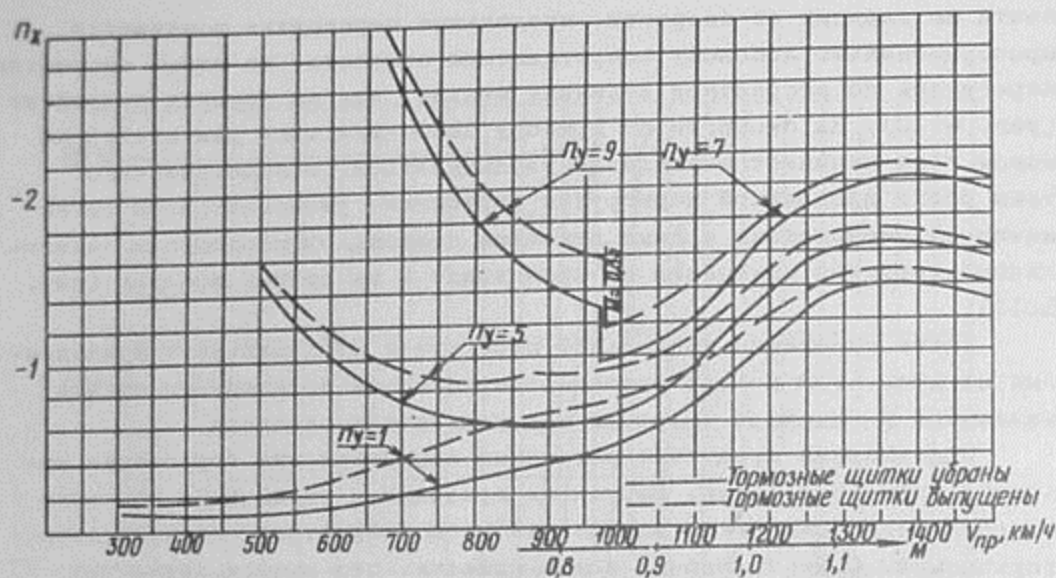


РИС. 6.10. ЗАВИСИМОСТЬ ПРОДОЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ТОРМОЖЕНИИ НА $H = 1000$ М ОТ СКОРОСТИ И НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ("Малый газ", самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m = 13000$ кг)

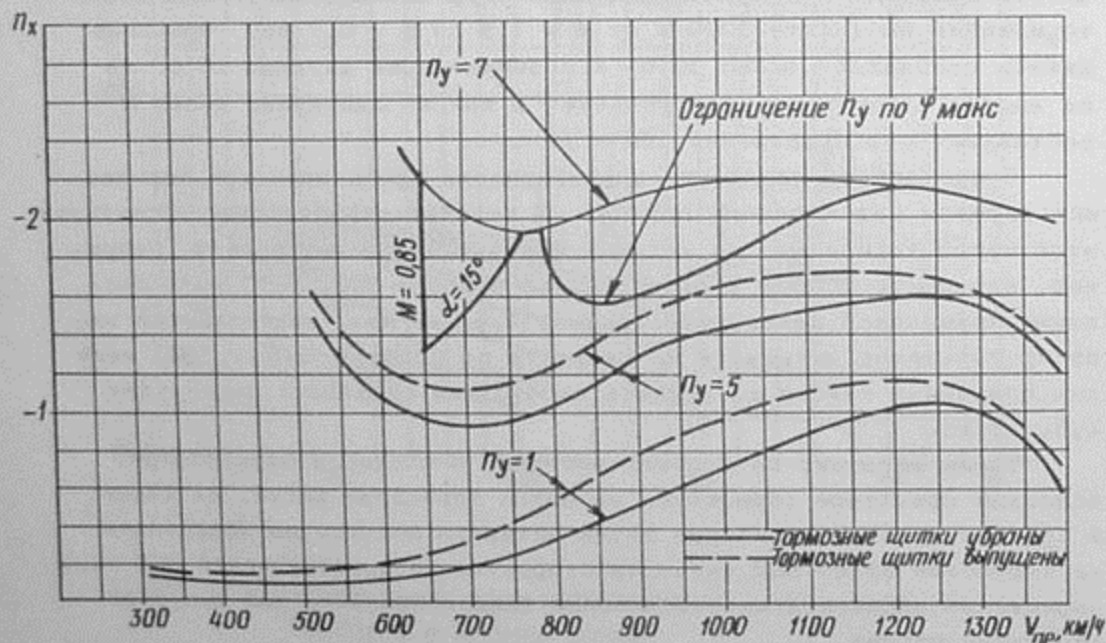


РИС. 6.11. ЗАВИСИМОСТЬ ПРОДОЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ТОРМОЖЕНИИ НА $H = 8000$ М ОТ СКОРОСТИ И НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ("Малый газ", самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m = 13000$ кг)

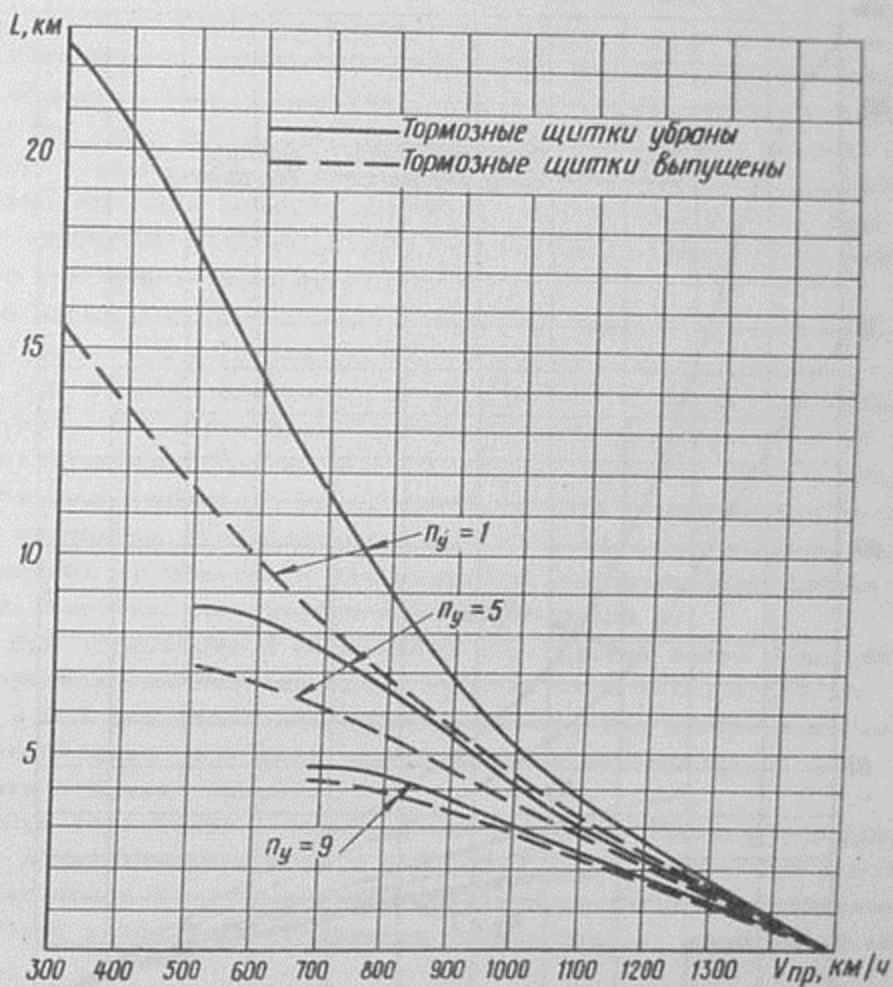


РИС. 6.12. ЗАВИСИМОСТЬ ПУТИ, ПРОХОДИМОГО САМОЛЕТОМ ПРИ ТОРМОЖЕНИИ НА $H = 1000$ М, ОТ СКОРОСТИ И НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

("Малый газ", самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470,
 $m = 13000$ кг)

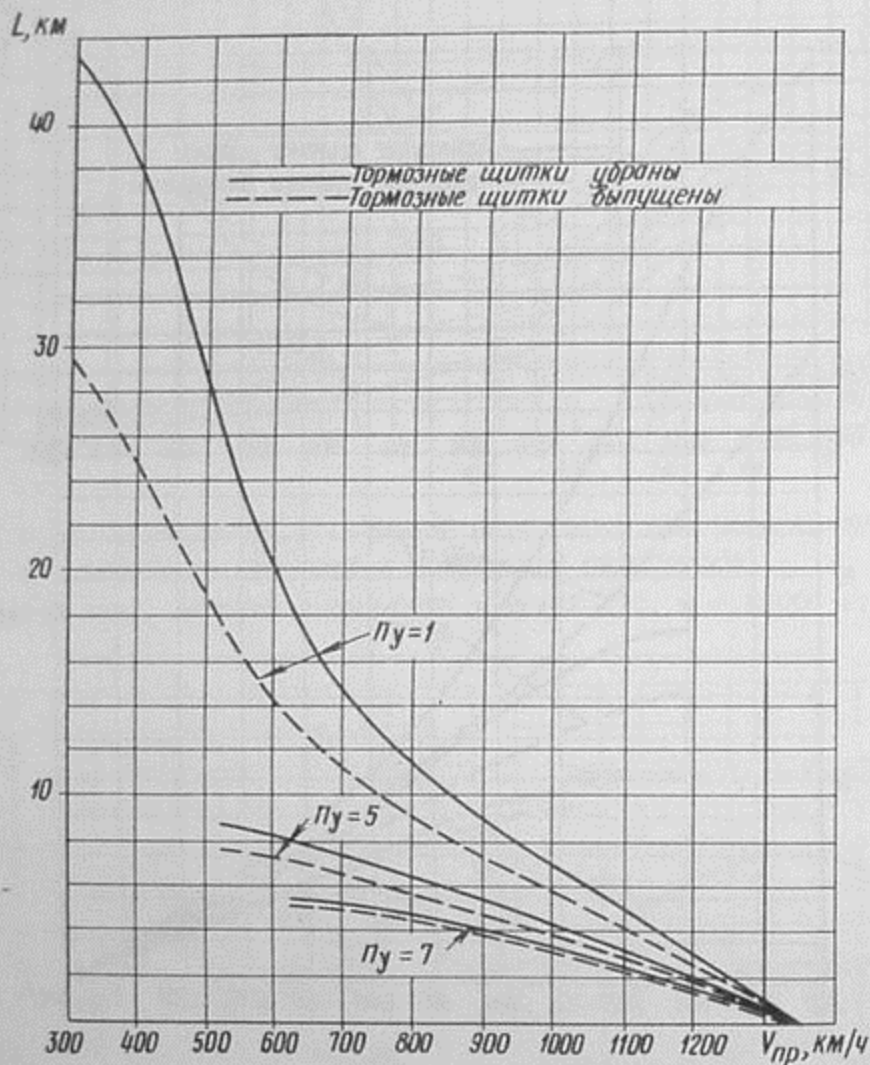


РИС. 6.13. ЗАВИСИМОСТЬ ПУТИ, ПРОХОДИМОГО САМОЛЕТОМ ПРИ ТОРМОЖЕНИИ НА $H = 8000$ М, ОТ СКОРОСТИ И НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ
("Малый газ", самолет с 2хР-60МК и 2хАПВ-470, $m = 13000$ кг)

Наличие на самолете подвесок мало влияет на характеристики торможения. Объясняется это следующим. Подвески увеличивают общую массу самолета, что повышает его инерционные свойства, а следовательно, ухудшает характеристики торможения. С другой стороны, подвески увеличивают лобовое сопротивление. Влияние этих противоположных факторов таково, что на средних высотах они почти взаимно ликвидируют друг друга. На больших высотах (особенно на $H > 11000$ м) преобладает фактор увеличения инерции, вследствие чего самолет с подвесками обладает худшими характеристиками торможения, чем без них. На малых высотах, наоборот, преобладает фактор увеличения лобового сопротивления самолета.

При торможении необходимо учитывать некоторые особенности, влияющие на технику пилотирования. Основными из них являются:

1. При выпуске тормозных щитков на $M < 1,0$ возникает кабрирующий момент, для парирования которого необходимо примерно на 1° отклонять стабилизатор. На $M > 1,0$ выпуск тормозных щитков сопровождается возникновением пикирующего момента, компенсация которого требует отклонить стабилизатор на $2...3^\circ$. Если при выпуске тормозных щитков не отклонять стабилизатор, то произойдет заброс перегрузки, максимальная величина которого равна 1.

2. При торможении с нормальной перегрузкой более 3 ед. (без выпуска тормозных щитков) во время прохода от $M = 1,2 + 1,1$ до $M = 0,8 + 0,7$ возникает кабрирующий момент, для парирования которого необходимо несколько отдавать ручку управления от себя (ослаблять тянущие усилия).

3. При торможении с фиксированной ручкой управления в прямолинейном горизонтальном полете с $M = 1,2 + 1,1$ до $M = 0,8 + 0,7$ на высотах более 8 км продольный момент практически не возникает, а на высотах менее 8 км появляется незначительный пикирующий момент.

4. В диапазоне чисел $M = 0,95 + 1,05$ необходимо учитывать погрешности показаний мембранно-анероидных приборов, обусловленные искажением статического давления, воспринимаемого приемником воздушного давления (ПВД). В этом диапазоне чисел M высотомер выдает заниженные значения высоты (по сравнению с фактической).

6.3.3. Ви́раж

Ви́раж, выполняемый с постоянными скоростью и углом крена без скольжения, называется правильным. Величина нормальной перегрузки

правильного виража определяется из условия равенства лобового сопротивления самолета силе тяги двигателей и приближенно может быть определена по формуле

$$n_y = \sqrt{\frac{P - X_0}{X_{i_{г.п}}}} \quad (6.9)$$

Правильный вираж при полной тяге двигателей называется предельным по тяге.

Основным фактором, определяющим нормальную перегрузку на вираже, является величина тяги двигателей, которая зависит от их режима работы, высоты и скорости полета. Зависимости перегрузок предельных по тяге виражей от режима работы двигателей на высотах 1000, 5000 и 11000 м приведены соответственно на рис. 6.14...6.16.

На высоте 1000...5000 м тяга двигателей на полном форсаже в дозвуковом диапазоне скоростей на 60...80 % больше, чем на минимальном форсаже. Соответствующим образом изменяются и перегрузки виража: на полном форсаже они на 20...30 % больше, чем на минимальном. В трансзвуковом диапазоне скоростей ($M \approx 0,8 + 1,1$), когда рост лобового сопротивления самолета опережает увеличение тяги двигателей, преимущество виражей на полном форсаже возрастает.

Полностью реализовать перегрузки виражей на полном форсаже можно только на высотах более 4000 м. На меньших высотах перегрузки предельных по тяге виражей на малых скоростях ограничиваются предельно допустимыми углами атаки, а на больших скоростях прочностью конструкции. Кроме того, на малых высотах нормальные перегрузки на полном форсаже в диапазоне скоростей по прибору 750...1100 км/ч значительно превышают перегрузки, которые организм человека может длительно выдерживать. Поэтому на этих скоростях необходимо уменьшать тягу двигателей или выполнять вираж с достаточно энергичным разгоном. Например, в диапазоне скоростей по прибору 800...1000 км/ч при выполнении виража на высоте 1000 м на полном форсаже с перегрузкой, равной 6 ед., происходит разгон самолета с темпом около 20 км/ч за 1 с.

С увеличением высоты полета тяга двигателей уменьшается. На максимальном режиме работы двигателей на высоте 11000 м при скорости по прибору 450...550 км/ч можно выполнять установившиеся виражи с креном 45...55°. На полном форсаже тяга двигателей на больших высотах остается достаточно большой. Кроме того, на больших высотах характер изменения тяги двигателей и лобового сопротивления самолета таков, что перегрузки виража достигают наибольшего значения на сверхзвуковых скоростях (рис. 6.16).

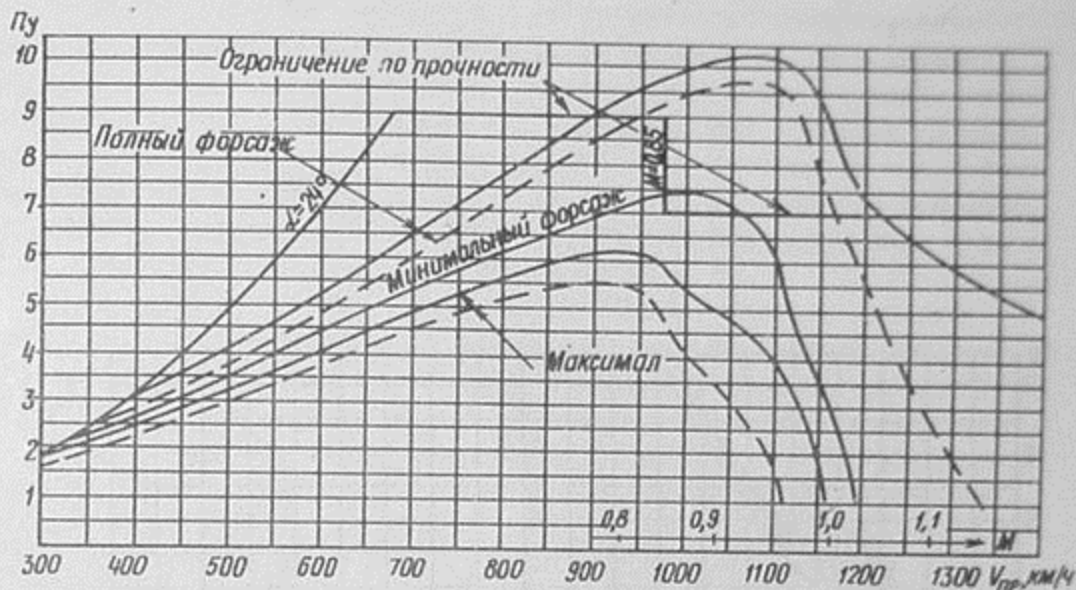


РИС. 6.14. ПЕРЕГРУЗКИ ПРЕДЕЛЬНОГО ПО ТЯГЕ ВИРАЖА НА ВЫСОТЕ 1000 м В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА, РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПОДВЕСОК ($m_T = 1500 \text{ кг}$):

— без подвесок;
 --- с 2хР-27Р1 и 4хР-60МК

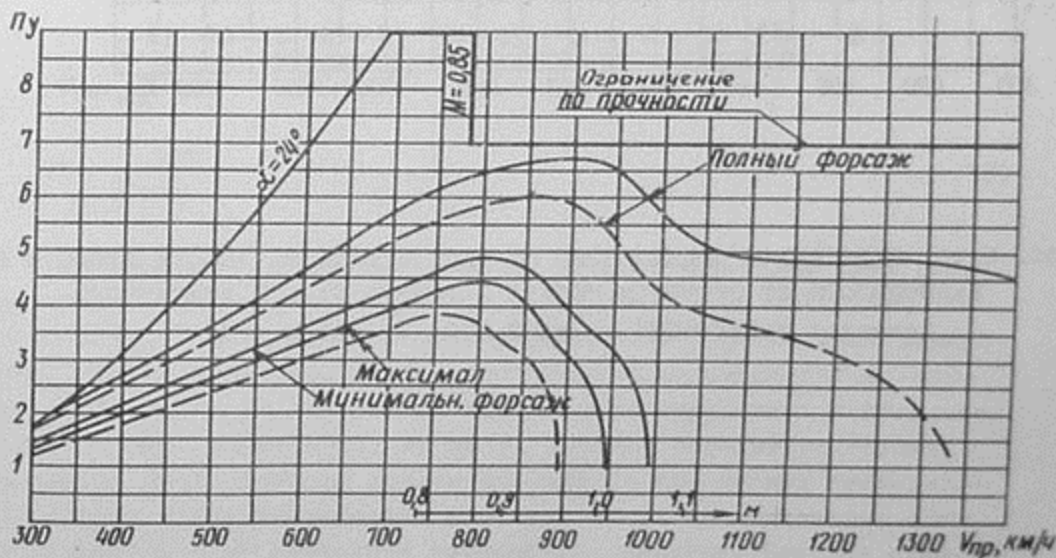


РИС. 6.15. ПЕРЕГРУЗКИ ПРЕДЕЛЬНОГО ПО ТЯГЕ ВИРАЖА НА ВЫСОТЕ 5000 м В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА, РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПОДВЕСОК ($m_T = 1500 \text{ кг}$):

— без подвесок; --- с 2хР-27Р1 и 4хР-60МК

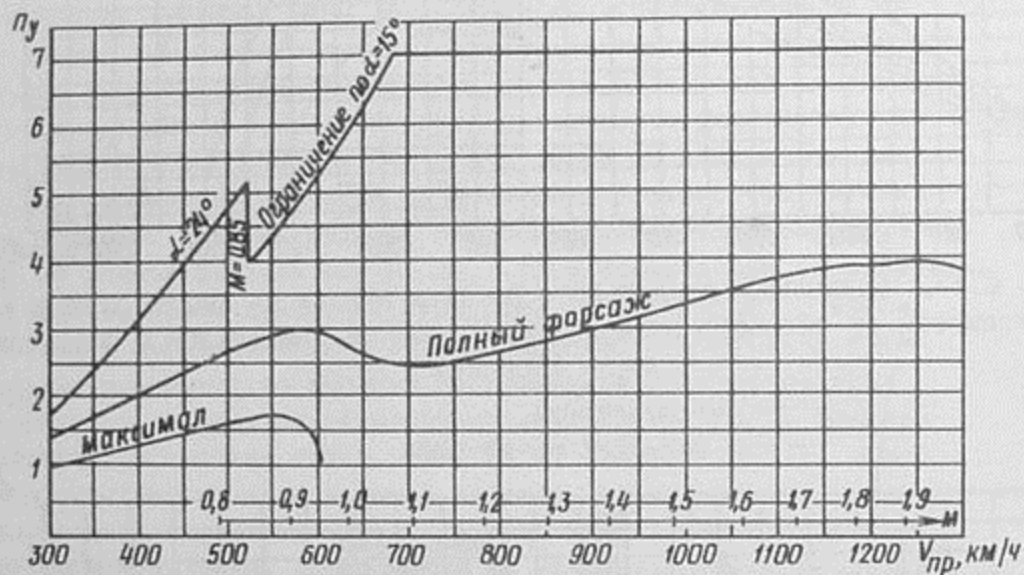


РИС. 6.16. ПЕРЕГРУЗКИ ПРЕДЕЛЬНОГО ПО ТЯГЕ ВИРАЖА НА ВЫСОТЕ 11000 М В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА И РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ (самолет с 2хР-60МК и 2хАПВ-470, $m_T = 1500$ кг)

Наличие подвесок приводит к росту лобового сопротивления самолета, вследствие чего перегрузки предельных по тяге виражей уменьшаются. Величина уменьшения перегрузки зависит от типа, количества подвесок и скорости полета. Например, при подвеске на самолет двух ракет Р-27Р1 и четырех ракет Р-60МК перегрузки при работе двигателей на полном форсаже и высоте 1000 м уменьшаются примерно на 0,5 ед. в диапазоне скоростей по прибору 600...900 км/ч и на 4 ед. при скорости по прибору, равной 1300 км/ч.

При наличии подвесок рост лобового сопротивления самолета происходит как за счет роста индуктивного сопротивления (от увеличения коэффициента подъемной силы), так и вследствие увеличения безындуктивной составляющей. Изменение массы самолета в результате выработки топлива влияет только на индуктивное сопротивление. Перегрузки при новой массе самолета можно определить по приближенной формуле

$$n_{y2} \approx n_{y1} \frac{m_1}{m_2}. \quad (6.10)$$

Основные характеристики виража (радиус и время выполнения) полностью определяются величиной нормальной перегрузки и истинной скоростью полета. Величина их может быть рассчитана по формулам:

$$R = \frac{v^2}{g \tan \gamma} = \frac{v^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}, \quad (6.11)$$

$$T = \frac{2\pi V}{g \tan \gamma} \approx 0,64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}}. \quad (6.12)$$

Минимальный радиус предельного по тяге виража на всех режимах работы двигателей соответствует скорости 300...400 км/ч (рис. 6.17). При работе двигателей на полном форсаже минимальный радиус на высотах менее 2000 м достигается на скоростях по прибору 380...400 км/ч вследствие ограничения нормальных перегрузок по углу атаки. Кроме того, на малых высотах перегрузки виража при работе двигателей на полном форсаже (а при низких температурах воздуха и при минимальном форсаже) могут на достаточно больших скоростях ограничиваться прочностью самолета. Так, на высоте 1000 м перегрузки виража на полном форсаже в диапазоне скоростей по прибору 900...1200 км/ч ограничиваются прочностью конструкции самолета. Этим объясняется искажение закономерности изменения

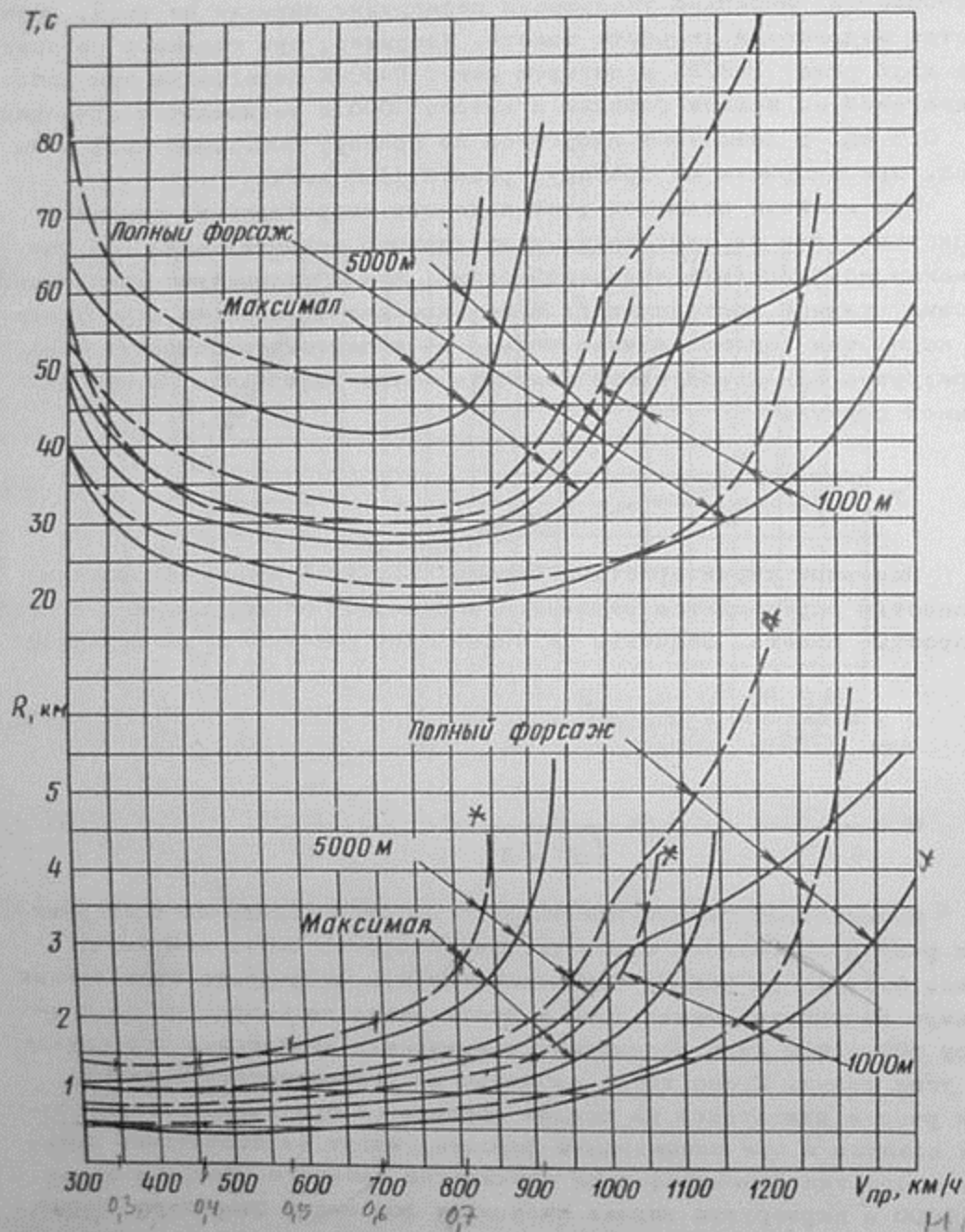


РИС. 6.17. РАДИУС И ВРЕМЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ ВИРАЖЕЙ НА ВЫСОТАХ
1000 И 5000 М
($m_T = 1500$ кг):

— без подвесок;
--- с 2хР-27Р1 и 4хР-60МК

радиуса и времени виража в указанных условиях полета.

Минимальное время выполнения виража в диапазоне высот 0...5000 м соответствует скорости по прибору 700...800 км/ч при всех режимах работы двигателей и вариантов подвески. Наименьшее время выполнения виража составляет около 19 с и достигается на высоте 1000 м при работе двигателей на полном форсаже при скорости по прибору 750 км/ч.

Расход топлива за вираж зависит от режима работы двигателей, высоты и скорости полета. Для высот 2000...8000 м ориентировочно можно принять, что в дозвуковом диапазоне скоростей ($M \leq 0,85$) расход топлива за фигуру, выполненную на полном форсаже, составляет около 200 кг, а на максимале - 60...80 кг. При этом в указанном диапазоне высот расход топлива на полном форсаже практически не зависит от скорости, а на максимале он достигает наименьшего значения при скоростях по прибору 450...500 км/ч.

6.4. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТИКАЛЬНЫХ МАНЕВРОВ

6.4.1. Пикирование

На самолете МИГ-29 пикирование разрешается выполнять с углами до 80° .

Пикирование состоит из трех элементов: ввода, прямолинейного участка и вывода. На рис. 6.18 показаны силы, действующие на самолет на каждом из элементов пикирования, и траектория его движения в проекции на вертикальную плоскость.

Ввод в пикирование в зависимости от предшествующего маневра и потребного (заданного) угла пикирования может производиться с прямой, разворота, полупереворота или двумя полубочками.

Ввод с прямой применяется при малых углах пикирования, когда цель находится на линии полета. Максимальный угол пикирования при этом методе ввода не должен превышать угол обзора вниз из кабины летчика, и, кроме этого, он ограничивается возможностью создания околонулевых и отрицательных перегрузок.

Искривление траектории при вводе с прямой происходит либо за счет разности подъемной силы и составляющей силы тяжести при нормальной перегрузке больше нуля и меньше единицы, либо за счет действия составляющей силы тяжести и отрицательной подъемной силы при нормальной перегрузке, меньшей нуля.

Участок ввода при этом методе растянут по времени, поэтому

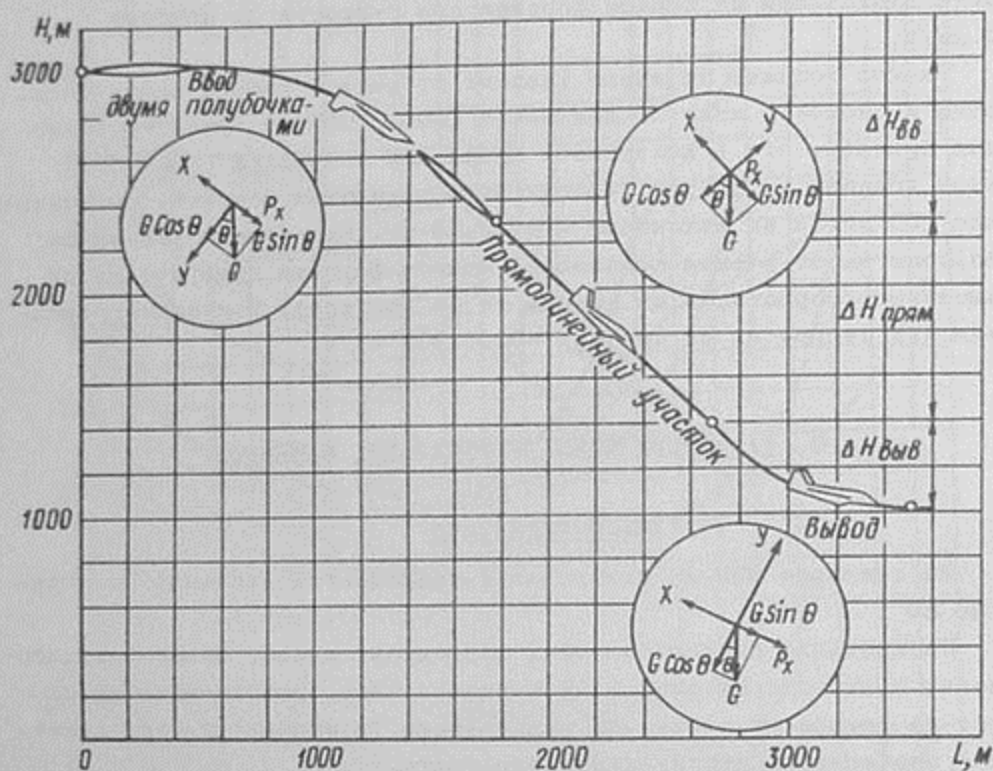


РИС. 6.18. ТРАЕКТОРИЯ ДВИЖЕНИЯ И СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПИКИРОВАНИЯ

необходимо обращать внимание на соблюдение установленных ограничений по времени пилотирования в диапазоне околонулевых и отрицательных перегрузок.

Ввод в пикирование разворотом с креном менее 90° применяется при большом боковом удалении цели от начальной траектории полета. На всем участке ввода цель находится в поле зрения летчика, что облегчает определение начала прямолинейного участка пикирования и установление требуемого угла. Искривление траектории в вертикальной плоскости происходит за счет неуравновешенной составляющей силы тяжести, если нормальная перегрузка положительна, или за счет составляющей силы тяжести и составляющей подъемной силы, если перегрузка отрицательна. Темп искривления траектории в вертикальной плоскости, определяемый величиной угловой скорости, зависит от нормальной перегрузки, угла крена, угла наклона траектории и истинной скорости полета

$$\omega_B = \frac{g}{v} (n_y \cos \gamma - \cos \theta). \quad (6.13)$$

Радиусы кривизны в вертикальной и горизонтальной плоскостях определяются по формулам:

$$r_B = \frac{v^2}{g(n_y \cos \gamma - \cos \theta)}; \quad (6.14)$$

$$r_r = \frac{v^2 \cos^2 \theta}{g n_y \sin \gamma}. \quad (6.15)$$

По этим формулам угловая скорость и радиусы кривизны определяются в каждый текущий момент времени. Для приближенной оценки этих характеристик используются средние их значения на участке ввода. В этом случае в формулы подставляются средние значения скорости и угла наклона траектории.

Ввод в пикирование полупереворотом, т.е. с креном более 90° применяется при углах пикирования более 20° . Этот метод обладает достоинством предыдущего, но темп ввода даже при одинаковых нормальных перегрузках больше, так как траектория в вертикальной плоскости искривляется за счет суммы сил (составляющих силы тяжести и подъемной силы).

В связи с тем, что при этом методе ввода в пикирование можно создавать любые перегрузки, вплоть до предельных по прочности или по углу атаки, максимальный темп ввода значительно больше, чем при вводе разворотом с креном менее 90° .

Потеря высоты за ввод с углами пикирования $30...40^\circ$ составляет 200...550 м при вводе на скоростях 500...800 км/ч и высотах 3000...5000 м (перегрузка на вводе равна 4 ед., угол крена равен 120° , режим работы двигателей – потребный для установившегося горизонтального полета на данной высоте и скорости; угловая скорость по крену равна $60^\circ/\text{с}$; создание и сброс перегрузки на вводе осуществлялись за 1,5 с). При этих же условиях изменение скорости на вводе составляет от - 50 до +50 км/ч (-50 км/ч при скорости ввода 500 км/ч). С увеличением угла пикирования, уменьшением перегрузки на вводе и увеличением режима работы двигателей потеря высоты и прирост скорости возрастают. Так, потеря высоты при вводе в пикирование с углом 50° на скорости 500 км/ч и высоте 3000 м составляет около 650 м, скорость увеличивается до 600 км/ч.

Ввод в пикирование двумя полубочками рекомендуется выполнять с углами пикирования более 45° . Изменение скорости и потеря высоты за ввод зависят от нормальной перегрузки, угла пикирования, режима работы двигателей, скорости и высоты начала ввода. При вводе в пикирование с высоты 3000 м на скоростях по прибору 500...700 км/ч (режим работы двигателей потребный для установившегося горизонтального полета на данной высоте и скорости) до угла 45° потеря высоты за ввод составляет 550...850 м, прирост скорости - 100...120 км/ч, до угла 60° - соответственно 850...1450 м и 140...240 км/ч. В обоих случаях перегрузка на вводе равна 3 ед. Ввод с перегрузкой 4 ед. до угла 60° при приборной скорости 700 км/ч приводит к потере высоты до 1250 м и увеличению скорости до 895 км/ч.

Таким образом, для уменьшения потери высоты и нарастания скорости ввод в пикирование двумя полубочками целесообразно выполнять с перегрузкой 4...5 ед., создаваемой за 1,5...2,0 с сразу после поворота самолета на 180° (выполнения первой полубочки).

На прямолинейном участке пикирования основным параметром, определяющим все остальные, является угол пикирования. Для обеспечения прямолинейности пикирования в вертикальной плоскости нормальная перегрузка должна быть строго согласована с углом пикирования: при угле пикирования 30° перегрузка равна 0,87 ед., при угле 45° - 0,7 ед., при угле 60° - 0,5 ед. Если перегрузка будет менее указанных значений, угол пикирования начнет увеличиваться, и, наоборот, при перегрузках более указанных - уменьшаться. Прямолинейность проекции траектории движения самолета в горизонтальной

плоскости обеспечивается отсутствием крена и скольжения или координированным скольжением.

Изменение скорости определяется величиной угла и длительностью пикирования, режимом работы двигателей, наличием подвесок вооружения и положением тормозных щитков. Ориентировочно можно считать, что при выполнении пикирования с высот 3000...5000 м с убранными тормозными щитками и работе двигателей на режиме малого газа прирост скорости на каждую 1000 м потерянной высоты составляет:

- 130...140 км/ч с углами пикирования 20...30°;
- 150...160 км/ч с углами пикирования 40...60°.

При этих условиях средний прирост скорости за 1 с полета на прямолинейном участке пикирования с углом 30° равен 14...15 км/ч, с углом 40° - 19...20 км/ч и с углом 60° - 28...29 км/ч; средние вертикальные скорости снижения соответственно равны 100...110, 135...125 и 175...180 м/с.

При работе двигателей на максимальном режиме прирост скорости на прямолинейном участке пикирования существенно увеличивается и при углах пикирования 20...30° на каждую 1000 м потерянной высоты составляет 250...270 км/ч.

На участке пикирования необходим постоянный контроль за высотой и скоростью полета для своевременного принятия решения на вывод.

Вывод из пикирования является наиболее важным элементом фигуры. К основным характеристикам участка вывода из пикирования относятся потеря высоты за вывод, изменение скорости и время вывода. Потеря высоты за вывод зависит в основном от величины истинной скорости начала вывода, угла пикирования, угла крена, перегрузки на выводе и может быть определена по номограмме, приведенной на рис. 6.19. Номограмма построена из условий: вывод осуществляется без крена, максимальная перегрузка на выводе должна быть создана за 2...3 с.

Для ориентировочной оценки потерю высоты можно рассчитать по следующей формуле

$$\Delta H = \frac{v_{\text{ср}}^2 (1 - \cos \theta)}{g \left(n_{y_{\text{ср}}} \cos \gamma - \cos \frac{\theta}{2} \right)} \quad (6.16)$$

Наличие крена на выводе из пикирования, как это видно из формулы (6.16), приводит к увеличению потери высоты из-за уменьшения составляющей подъемной силы в вертикальной плоскости, поэтому перед началом вывода из пикирования необходимо убрать крен и поставить педали нейтрально.

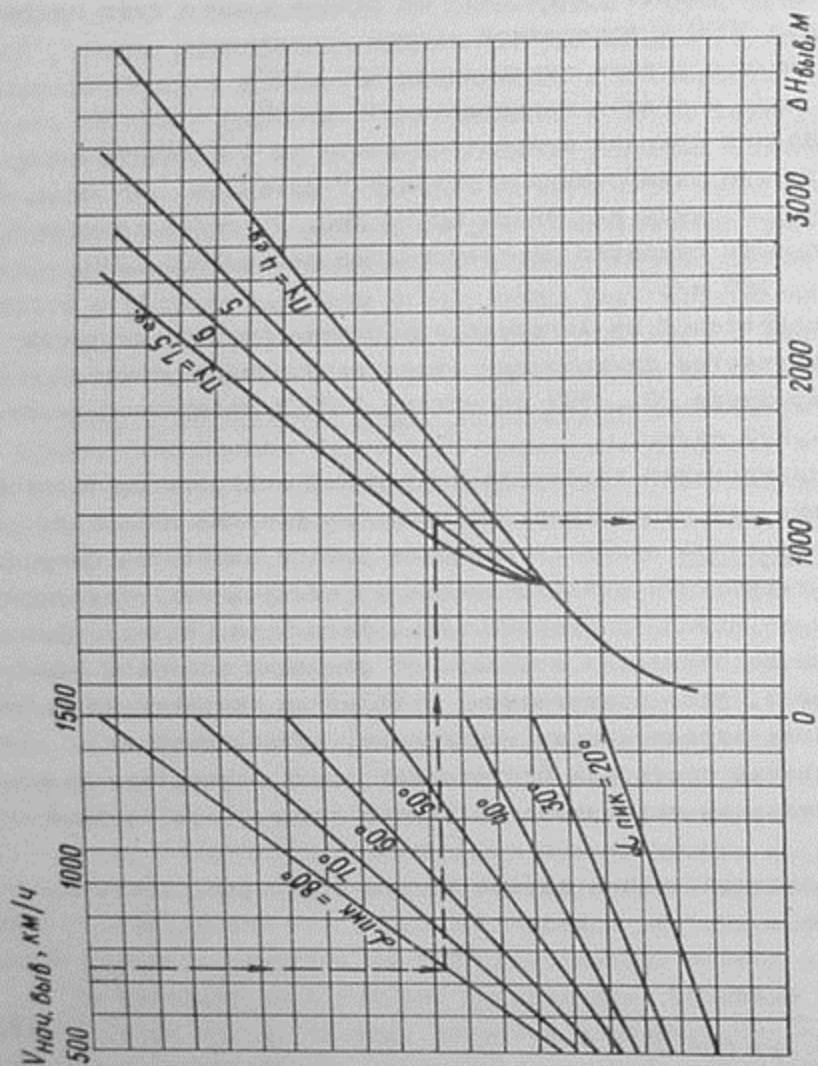


РИС. 6.19. НОМОГРАММА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОТЕРИ ВЫСОТЫ НА ВЫВОДЕ ИЗ
ПЕРИОДА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ "МАЛЫЙ ГАЗ"

Для своевременного принятия решения на вывод из пикирования необходимо учитывать не только потерю высоты за вывод, но и возможное увеличение скорости, чтобы не превысить установленные ограничения по числу M .

Расчетные значения скорости на выводе из пикирования в зависимости от скорости начала вывода и угла пикирования представлены на рис. 6.20. В расчетах принималось, что максимальный режим работы двигателей устанавливается одновременно с созданием нормальной перегрузки, равной 4 ед. на второй секунде. При этих условиях

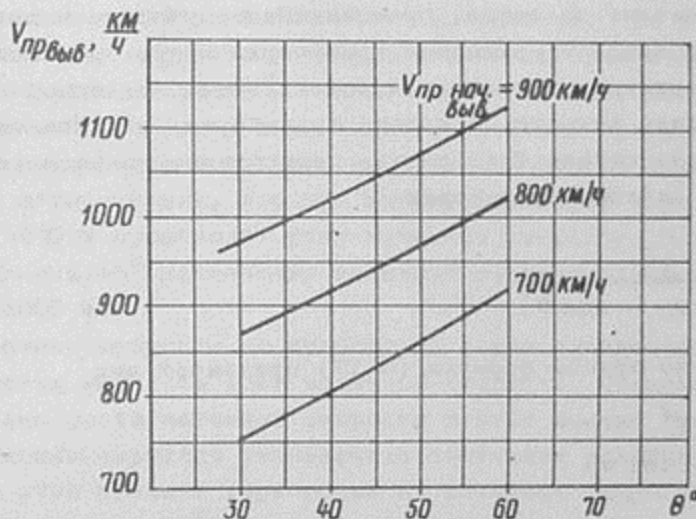


РИС. 6.20. ЗАВИСИМОСТЬ СКОРОСТИ НА ВЫВОДЕ ИЗ ПИКИРОВАНИЯ ОТ СКОРОСТИ НАЧАЛА ВЫВОДА И УГЛА ПИКИРОВАНИЯ ($m = 13000 \text{ кг}$, $H_{вв} = 3000 + 5000 \text{ м}$, "Малый газ" — "Максимал", $n_{у. выв} = 4 \text{ ед.}$)

скорость в процессе вывода из пикирования с углом 30° увеличивается на $60 \dots 70 \text{ км/ч}$, с углом 60° — на $220 \dots 250 \text{ км/ч}$.

Таким образом, для обеспечения безопасного пикирования необходимо:

- условия ввода в пикирование определять с учетом потери высоты и прироста скорости на участках ввода, прямолинейном и вывода при заданных значениях угла пикирования;
- осуществлять постоянный контроль за высотой и скоростью полета. Вывод из пикирования начинать на высоте и скорости, обеспечивающих запас до установленных ограничений по этим параметрам;

- в процессе вывода из пикирования не допускать крена самолета. В случае возникновения вращения по крену немедленно парировать его отклонением ручки управления.

6.4.2. Горка

На самолете МИГ-29 на максимальном режиме и полном форсаже без подвесок и с ракетами класса "воздух-воздух" разрешается выполнять горки с углами до 70° .

Горка применяется для набора высоты с сохранением направления полета. Она состоит из ввода, прямолинейного участка и вывода.

На участке ввода искривление траектории вверх происходит под действием превышения вертикальной составляющей подъемной силы над составляющей силы тяжести. Кривизна траектории, определяемая радиусом, зависит от истинной скорости, перегрузки, крена и текущего значения угла наклона траектории

$$R = \frac{v^2}{g(n_y \cos \gamma - \cos \theta)} \quad (6.17)$$

При вводе по прямой формула (6.17) принимает вид

$$R = \frac{v^2}{g(n_y - \cos \theta)} \quad (6.18)$$

Изменение скорости на участке ввода зависит от режима работы двигателей, перегрузки, темпа ее создания, скорости и высоты. Так, при вводе с высот 0...2000 м со скоростью по прибору 800 км/ч торможение самолета за ввод в горку на максимальном режиме работы двигателей составляет:

- 15...25 км/ч при угле горки 30° ;
- 40...50 км/ч при угле горки 45° ;
- 90...120 км/ч при угле горки 60° ;
- 150...180 км/ч при угле горки 80° .

Набор высоты при этом составит 250...400 м при угле горки 30° , 450...500 м при угле горки 45° и 850...1100 м при угле горки 60° .

За ввод в горку с углами 30° , 45° и 60° при указанных выше условиях и работе двигателей на полном форсаже происходит увеличение скорости на 40...60 км/ч. Набор высоты за ввод на полном форсаже практически такой же, как и при выполнении горки на максимальном режиме работы двигателей.

На прямолинейном участке горки постоянство угла набора обеспечивается равенством подъемной силы и нормальной составляющей силы тяжести самолета. Из этого условия вытекает связь перегрузки с углом набора

$$n_y = \cos \theta. \quad (6.19)$$

Знак и темп изменения скорости на прямолинейном участке горки определяются величиной тяги двигателей, лобовым сопротивлением самолета и продольной составляющей силы тяжести. При работе двигателей на максимальном режиме тяга двигателей на прямолинейных участках горок с углами более 30° меньше суммы лобового сопротивления и продольной составляющей силы тяжести, поэтому сразу после ввода начинается уменьшение истинной скорости. На полном форсаже тяга двигателей столь велика, что при выполнении горок с углами до 70° на высоте 5000 м происходит рост истинной скорости. Например, на горках с углами 45° увеличение истинной скорости происходит почти до высоты 6000 м.

Уменьшение скорости по прибору на горке начинается на меньших высотах, когда еще есть рост истинной скорости. Объясняется это тем, что темп роста истинной скорости в этот момент таков, что он полностью компенсируется уменьшением плотности воздуха при наборе высоты. По этой причине торможение по истинной скорости при выполнении горок с углом 45° на полном форсаже начинается с высоты 6000 м, а по приборной скорости — с высоты 3000 м.

После прохода высоты начала уменьшения скорости по прибору темп торможения самолета возрастает по мере увеличения высоты. Так, если при выполнении горок на полном форсаже с углом 30° за набор высоты около 7500 м (с высоты 1000 м до высоты 8500 м) скорость по прибору падает только на 85 км/ч, то набор высоты с 11400 до 12800 м приводит к уменьшению скорости с 600 до 500 км/ч (рис. 6.21). Аналогичное явление наблюдается и при работе двигателей на максимальном режиме (рис. 6.22).

Набор высоты за горку определяется запасом кинетической энергии, пропорциональной разности квадратов истинных скоростей на вводе и выводе, тягой двигателей, углом набора, количеством и типом подвесок

$$\Delta H = \frac{V_{вв}^2 - V_{выв}^2}{2g(1 - \frac{P - X}{G \sin \theta})}. \quad (6.20)$$

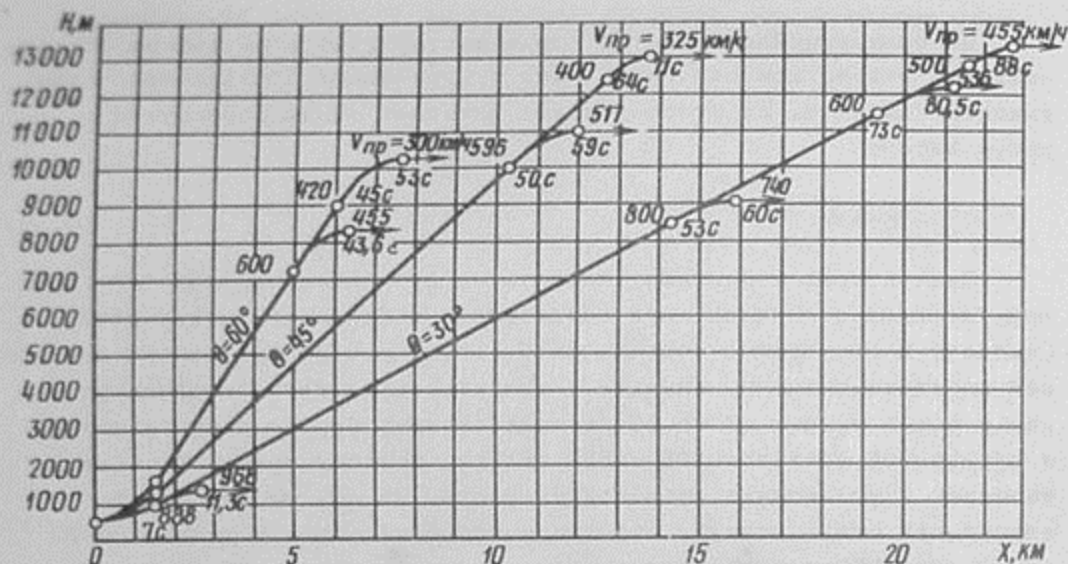


РИС. 6.21. ТРАЕКТОРИИ ГОРОК ПРИ РАЗЛИЧНЫХ СКОРОСТЯХ ВЫВОДА
 ("Полный форсаж", $H_{\text{вв}} = 500 \text{ м}$, $V_{\text{пр вв}} = 800 \text{ км/ч}$,
 $n_{y_{\text{вв}}} = 5,0 \text{ ед.}$, вывод двумя полубочками с
 $\alpha \approx \alpha_{\text{доп}}$)

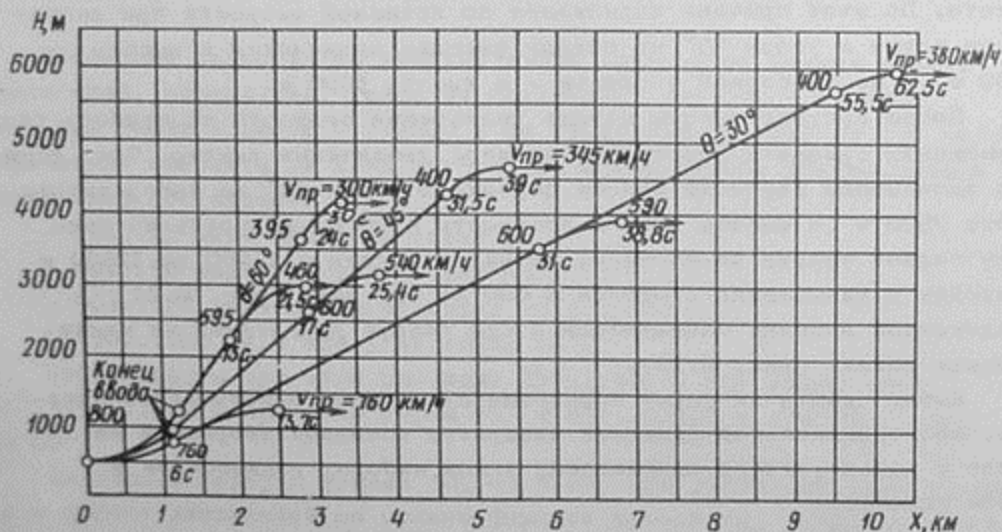


РИС. 6.22. ТРАЕКТОРИИ ГОРОК ПРИ РАЗЛИЧНЫХ СКОРОСТЯХ ВЫВОДА
 ("Максималь", $H_{\text{вв}} = 500 \text{ м}$, $V_{\text{пр вв}} = 800 \text{ км/ч}$,
 $n_{y_{\text{вв}}} = 5,0 \text{ ед.}$, вывод двумя полубоч-
 ками с $\alpha \approx \alpha_{\text{доп}}$)

Наибольшую высоту, набираемую самолетом за горку при различных скоростях ввода, режимах работы двигателей "Полный форсаж" и "Максимал", можно определить по графикам рис. 6.23. Приведенные на этом рисунке графики показывают, что набор высоты при выводе на скорости не менее 300 км/ч тем больше, чем меньше угол горки. Например, на полном форсаже и вводе в горку с высоты 200 м со скоростью по прибору 1100 км/ч и выводе на скорости 300 км/ч самолет за горку с углом 30° набирает 14600 м, с углом 45° набирает 13000 м, а при угле 60° выходит только на высоту 11800 м. Но время набора высоты тем меньше, чем больше угол горки. Например, выход на высоту 4500 м на полном форсаже при вводе с высоты 500 м на приборной скорости 800 км/ч происходит за 21,5 с при угле 60° , за 23 с – при угле 45° и за 30 с – при угле горки 30° . Оптимальным углом горки является угол 45° , так как высота незначительно отличается от набираемой на горке с углом 30° , а время набора практически такое же, как на горке с углом 60° . Аналогичная зависимость сохраняется и при выполнении горок на других режимах работы двигателей.

Вывод из горки производится разворотом с креном менее и более 90° (полупереворотом) и методом двух последовательных полубочек. До углов тангажа 30° может применяться любой из указанных выше методов, так как потеря скорости при всех методах практически одинакова. Вывод из горок с углами $30...50^\circ$ может производиться разворотом с креном более 90° и двумя последовательными полубочками с созданием между ними перегрузки 3...5 ед. Вывод разворотом с креном менее 90° из горок с углами $30...50^\circ$ приводит к дополнительной потере скорости на 40...60 км/ч по сравнению с указанными выше методами.

При выводе из горок с углами более 50° применяется только вывод методом двух последовательных полубочек, так как применение в этих условиях вывода разворотом с креном более 90° приведет к увеличению потери скорости за вывод на 40...60 км/ч, а при выводе разворотом с креном менее 90° дополнительная потеря скорости может достичь 160 км/ч.

Зависимость скорости начала вывода из горки, обеспечивающая выход самолета в горизонтальный полет на скорости не менее 300 км/ч по прибору, от высоты начала вывода, угла горки и режима работы двигателей приведена на рис. 6.24. При этом предполагается, что вывод производится только оптимальными методами.

6.4.3. Переворот

Схема сил, действующих на самолет при выполнении переворота, показана на рис. 6.25. Искривление траектории в вертикальной

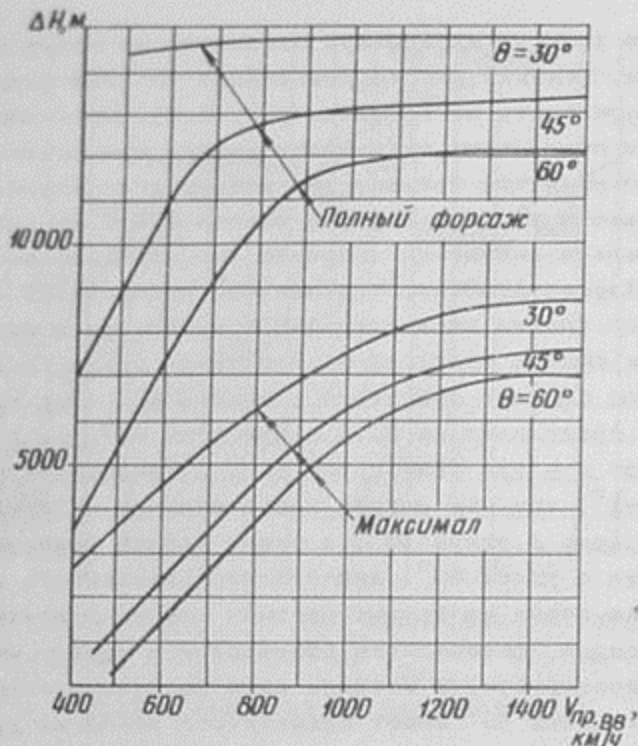


РИС. 6.23. ЗАВИСИМОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ГОРКЕ ОТ СКОРОСТИ ВВОДА, УГЛА ГОРКИ И РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ($H_{\text{вв}} = 200$ м, $n_{\text{у вв}} = 5$ ед., $\alpha = \alpha_{\text{доп}}$)

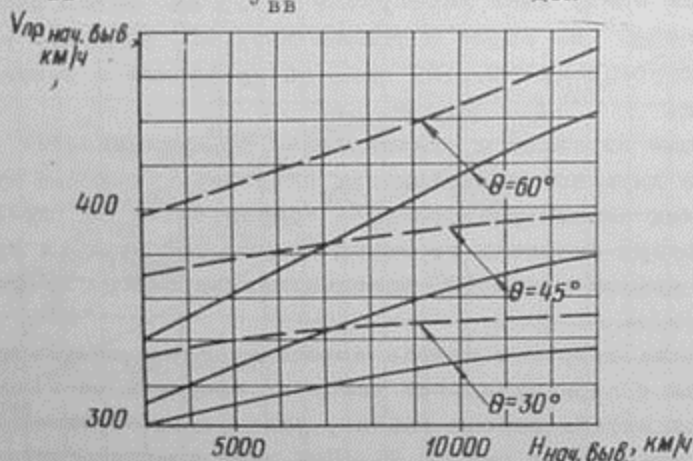


РИС. 6.24. ЗАВИСИМОСТЬ СКОРОСТИ НАЧАЛА ВЫВОДА ИЗ ГОРКИ ОТ ВЫСОТЫ НАЧАЛА ВЫВОДА, УГЛА ГОРКИ И РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

($V_{\text{кон. ввб}} = 300$ км/ч, $n_{\text{у ввб}} = 5$ ед., $\alpha = \alpha_{\text{доп}}$):

— "Полный форсаж";
 --- "Максимум"

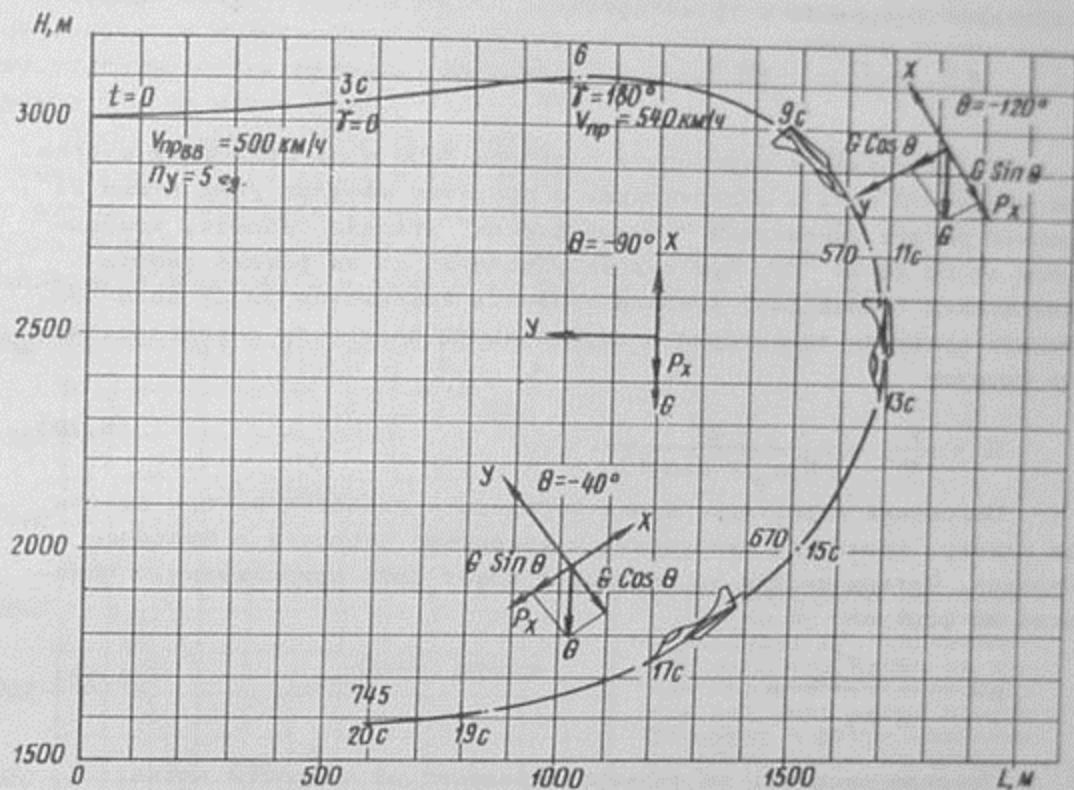


РИС. 6.25. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ, И ТРАЕКТОРИЯ ДВИЖЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПЕРЕВОРОТА

плоскости происходит под действием подъемной силы и нормальной составляющей силы тяжести. До угла пикирования, равного 90° , нормальная составляющая силы тяжести направлена в сторону действия подъемной силы и способствует искривлению, а после прохода отвесного положения — в сторону, обратную действию подъемной силы, и препятствует искривлению траектории

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{Y - G \cos \theta}{mV} = \frac{g}{V} (n_y - \cos \theta). \quad (6.21)$$

При выполнении переворота с высоты 3000 м на приборной скорости ввода 500 км/ч и выдерживании в процессе маневра угла атаки 24° , режима работы двигателей "Полный форсаж" угловая скорость изменяется от 20 до 16 $^\circ/\text{с}$. При тех же условиях, но на режиме работы двигателей "Малый газ" угловая скорость изменяется от 19 до 8 $^\circ/\text{с}$. Радиус кривизны траектории в вертикальной плоскости определяется по формуле

$$R = \frac{V}{\omega} = \frac{V^2}{g(n_y - \cos \theta)}. \quad (6.22)$$

Основными характеристиками переворота являются потеря высоты за маневр, время его выполнения и изменение скорости в процессе маневра. Потеря высоты за переворот может быть приближенно определена по формуле

$$\Delta H = \frac{2 \cdot V_{\text{ср}}^2}{g n_{y\text{ср}}}. \quad (6.23)$$

Средняя скорость за переворот зависит от скорости ввода, нормальной перегрузки (угла атаки), темпа ее создания, тяги двигателей, положения тормозных щитков, количества и типа подвесок, а величина средней перегрузки — от скорости по прибору, количества и типа подвесок, поэтому потеря высоты зависит от всех этих эксплуатационных факторов.

Время выполнения переворота пропорционально скорости и перегрузке и может быть приближенно определено по формуле

$$\Delta t = 0,32 \frac{V_{\text{ср}}}{n_{y\text{ср}}}. \quad (6.24)$$

Как видно из приведенных формул, влияние скорости на потерю высоты за переворот сильнее, чем на время выполнения, так как потеря высоты прямо пропорциональна квадрату скорости, а время выполнения переворота — скорости в первой степени.

Выполнение переворота на самолете МИГ-29 возможно при работе двигателей на любом режиме от малого газа до полного форсажа. Об-

ласть выполнимости переворотов, ограниченная максимальной и минимальной приборными скоростями и соответствующими им максимальной и минимальной высотам ввода, представлена на рис. 6.26.

Кривая 1 ограничивает минимальную скорость ввода в переворот на полном форсаже и максимальном режиме, кривая 2 – на малом газе.

Справа область выполнимости ограничена максимально допустимой скоростью полета самолета. Кривая 3 является границей выполнимости переворота на полном форсаже, кривая 4 – на максимале и кривая 5 – на малом газе.

Нижняя граница области показывает возможности самолета по минимальной высоте ввода в переворот на полном форсаже – кривая 6, на максимале – кривая 7, на малом газе – кривая 8. Она определена из условия обеспечения запаса высоты не менее 1000 м после выполнения переворота с учетом потери высоты за переворот.

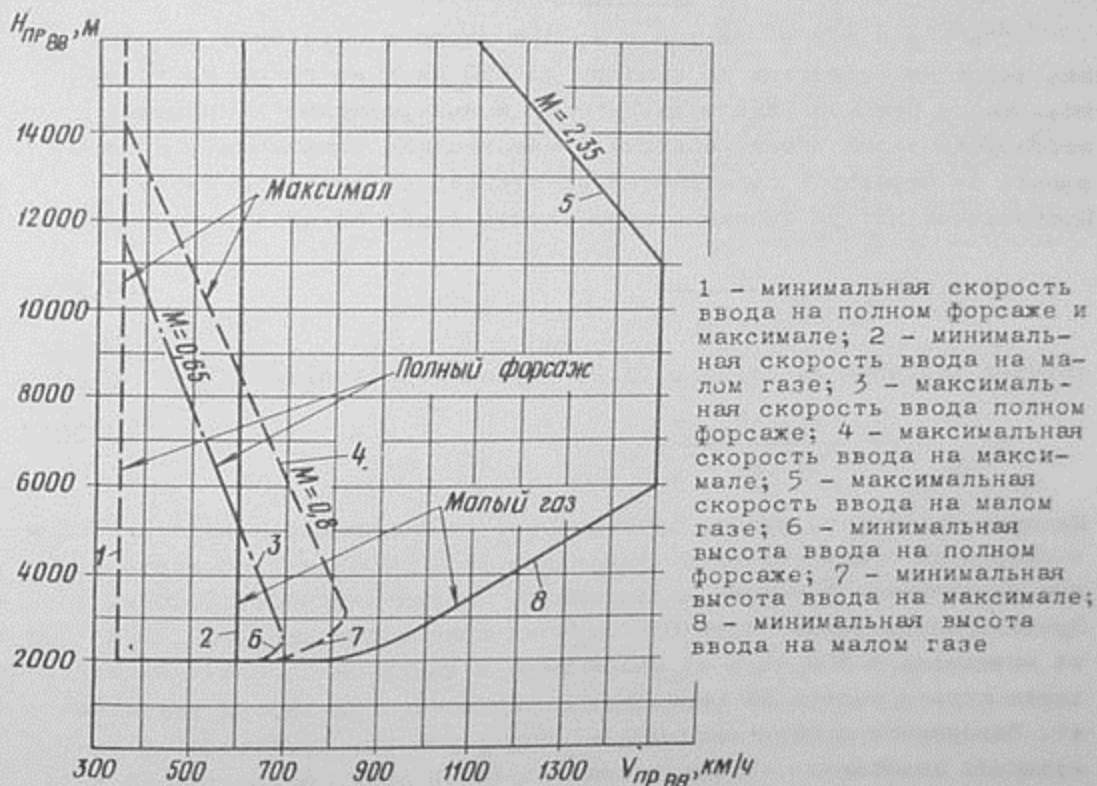


РИС. 6.26. ОБЛАСТЬ ВЫПОЛНИМОСТИ ПЕРЕВОРОТОВ САМОЛЕТА С УПРАВЛЯЕМЫМИ РАКЕТАМИ И УБРАННЫМИ ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ ПРИ ПИЛОТИРОВАНИИ ПО $\alpha_{\text{сос}} = 26^\circ$ ИЛИ $n_{\text{у макс}} = 9$ ед. ПРИ МИНИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЕ ВЫВОДА 1000 М

Верхняя граница области близка к практическому потолку самолета.

Таким образом, анализ границ области выполнимости переворота показывает, что на самолете МИГ-29 имеется возможность выполнять этот маневр практически во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета самолета.

Время выполнения переворота с высот 3000...5000 м и скоростей ввода до 650 км/ч при выдерживании перегрузок 6...8 ед. и углов атаки 22...24° составляет 17...22 с. Меньшее время соответствует вводу с меньшей высоты и выдерживанию большего значения перегрузки (угла атаки) в процессе маневра.

Зависимость потери высоты за переворот от эксплуатационных факторов

Скорость ввода. При вводе в переворот со средних высот на скоростях по прибору до 650 км/ч на любом из установленных режимов работы двигателей и выдерживании в процессе переворота углов атаки, близких к максимально допустимым, потеря высоты за переворот практически не зависит от скорости ввода. Приблизительно потерю высоты в этом случае можно оценить по формуле

$$\Delta H \approx 0,0107 \frac{mg}{\rho_{\text{ср}} \cdot C_y}, \quad (6.25)$$

которая получена из формулы (6.23) путем подстановки

$$n_{y_{\text{ср}}} = \frac{C_y \cdot \rho_{\text{ср}} \cdot V_{\text{ср}}^2 S}{2 mg}. \quad (6.26)$$

Минимальная потеря высоты за переворот, выполняемый с высоты 2000 м в диапазоне приборных скоростей ввода 350...700 км/ч со штатным управляемым ракетным вооружением, составляет 900...1000 м. При скоростях ввода более 650 км/ч на полном форсаже, 700 км/ч на максимале и 800 км/ч на малом газе в диапазоне средних высот ввода потеря высоты за переворот с увеличением скорости возрастает. Увеличение потери высоты (см. формулу 6.25) происходит в результате уменьшения коэффициента подъемной силы, реализуемого в процессе выполнения переворота из-за выхода самолета на максимально допустимую перегрузку, при которой коэффициент подъемной силы менее допустимого.

Потеря высоты за переворот, выполняемый с минимально разрешенных высот на различных режимах работы двигателей при пилотировании самолета с перегрузками и углами атаки, близкими к допустимым, показана на рис. 6.27. Этот рисунок подтверждает вышеприведенный анализ влияния скорости ввода на потерю высоты за переворот. На скоростях ввода более 700...800 км/ч (в зависимости от режима работы двигателей) увеличение скорости на каждые 50 км/ч в дозвуковом диапазоне приводит в среднем к увеличению потери высоты за переворот на 450 м при работе двигателей на полном форсаже, 300 м – на максимуме и 50 м – на малом газе.

Угол атаки (нормальная перегрузка). Из анализа формулы (6.25) следует, что уменьшение угла атаки (коэффициента подъемной силы) приводит к увеличению потери высоты за переворот. В качестве примера в табл. 6.1 приведены результаты расчета потери высоты за переворот при выполнении его с различными углами атаки.

В расчетах принято: заданный режим работы двигателей устанавливается перед вводом в маневр; маневр выполняется с предварительным созданием угла кабрирования 10° ; заданные угол атаки и перегрузка создаются на второй – третьей секунде после поворота самолета вокруг продольной оси на 180° (после выполнения полубочки).

Из приведенных данных видно, что уменьшение угла атаки в процессе выполнения маневра на каждые 5° приводит к увеличению потери высоты примерно на 200...250 м при работе двигателей на режиме малого газа и на 400...450 м – на максимуме.

Потеря высоты за переворот зависит также от величины нормальной перегрузки, выдерживаемой в процессе маневра. Так, при выполнении переворота с высоты 3000 м на скорости 700 км/ч с перегрузкой 6 ед. (угол атаки 24°) на малом газе потеря высоты составляет около 970 м, а с перегрузкой 5 ед. (угол атаки 15°) – около 1460 м. При выполнении переворота на максимуме с теми же условиями ввода и перегрузкой на маневре, равной 6 ед., потеря высоты равна 2560 м, а с перегрузкой 5 ед. – 3000 м. Такая большая потеря высоты объясняется большей величиной скорости на маневре и меньшими углами атаки (11 и 9° соответственно), а следовательно, и меньшим коэффициентом подъемной силы.

При выдерживании нормальной перегрузки вблизи ее максимально допустимого значения (8,0...8,5 ед.) потеря высоты за переворот с ума-

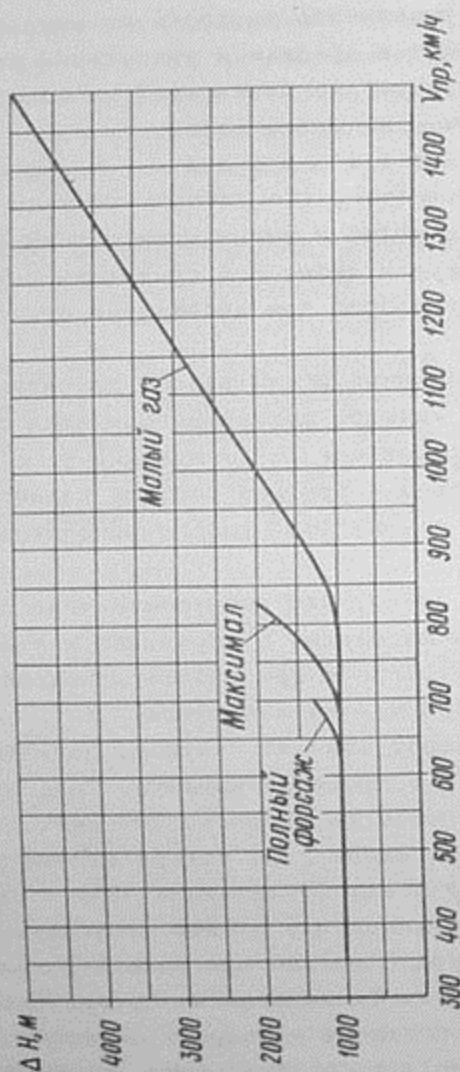


РИС. 6.27. МИНИМАЛЬНАЯ ПОТЕРЯ ВЫСОТЫ ЗА ПЕРЕВОРОТ, ВЫПОЛНЯЕМЫЙ ПО $\alpha = 24^\circ$ ИЛИ $\gamma_{\text{макс}} = 9$ ЕД. С МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫХ ВЫСОТ ВВОДА (тормозные шитки убраны)

$H_{вв}, м$ $V_{првв}, км/ч$	Параметры	"Малый газ"			"Максималь"		
$\frac{3000}{500}$	$\alpha_{макс}^0$	24	20	15	24	19	15
	$n_{у_{макс}}$	3,8	3,6	4	4,9	5	5
	$\Delta H, м$	1000	1150	1420	940	1420	1724
$\frac{3000}{700}$	$\alpha_{макс}^0$	24	-	15	-	10,6	8,6
	$n_{у_{макс}}$	6	-	5	-	6	5
	$\Delta H, м$	970	-	1460	-	2560	3000

занными выше условиями ввода на максимальном режиме работы двигателей составляет около 940 м. Существенное уменьшение потери высоты обусловлено тем, что из-за большого лобового сопротивления самолета при таких больших значениях нормальной перегрузки рост скорости в процессе выполнения маневра не происходит, вследствие чего угол атаки и, следовательно, коэффициент подъемной силы достигают величин, близких к максимально допустимым.

Значительное влияние на уменьшение потери высоты имеют своевременное создание и удержание заданного значения угла атаки (перегрузки) на начальном участке выполнения фигуры. Эта особенность обусловила требование о том, чтобы после поворота самолета вокруг продольной оси на 180° угол тангажа не фиксировался, а сразу же было начато создание угла атаки (перегрузки).

Таким образом, для получения наименьшей потери высоты поворот необходимо выполнять на малых скоростях ввода с углами атаки, близкими к максимально допустимым, на больших скоростях — с максимально допустимыми перегрузками, с предварительным созданием угла кабрирования $10...15^\circ$.

При уровне заданных перегрузок (5...6 ед.) переворот целесообразно выполнять на пониженных режимах работы двигателей со скоростями ввода 500...600 км/ч. Время создания заданных угла атаки и перегрузки должно быть не более 2...3 с.

Режим работы двигателей. Влияние режима работы двигателей на потерю высоты за переворот начинает заметно сказываться при вводе в маневр на скоростях по прибору более 700 км/ч, если переворот выполняется с углами атаки и перегрузками, близкими к предельно допустимым. Из рис. 6.27 видно, что при вводе с минимально разрешенных высот с перегрузками и углами атаки, близкими к допустимым, на скорости ввода 800 км/ч потеря высоты за переворот составляет на максимале 1700 м, и на малом газе 1000 м. Такая большая разница в потере высоты на различных режимах работы двигателей объясняется большой тяговооруженностью самолета на форсажном и максимальном режимах, вследствие чего в процессе выполнения переворота наблюдается интенсивный рост скорости. В результате даже при пилотировании вблизи максимально допустимых перегрузок располагаемые значения коэффициента подъемной силы уменьшаются и, следовательно, потеря высоты возрастает (см. формулу 6.25).

При меньших значениях угла атаки и перегрузки влияние режима работы двигателей на потерю высоты проявляется на меньших скоростях и в большей степени. На рис. 6.28 показаны траектория и параметры полета при выполнении переворота с вводом на высоте 3000 м и приборной скорости 700 км/ч на минимальном форсаже, максимале и малом газе с перегрузкой 6 ед. Из рисунков 6.27 и 6.28 видно, что уменьшение перегрузки до 6 ед. привело к значительному увеличению потери высоты на максимальном и минимальном форсажном режимах работы двигателей.

Потеря высоты при выполнении переворота на максимале увеличилась на 1660 м, на минимальном форсаже — на 1920 м по сравнению с выполнением этой фигуры с максимально допустимыми перегрузками и углами атаки.

Приведенные данные показывают, что в целях уменьшения потери высоты переворот с любой скорости необходимо выполнять на пониженных режимах работы двигателей как на предельно допустимых, так и на умеренных перегрузках и углах атаки. При необходимости увеличить скорость на выводе из маневра для ввода в последующий маневр целесообразно увеличение режима работы двигателей производить за 30...45° до выхода самолета в горизонтальный полет.

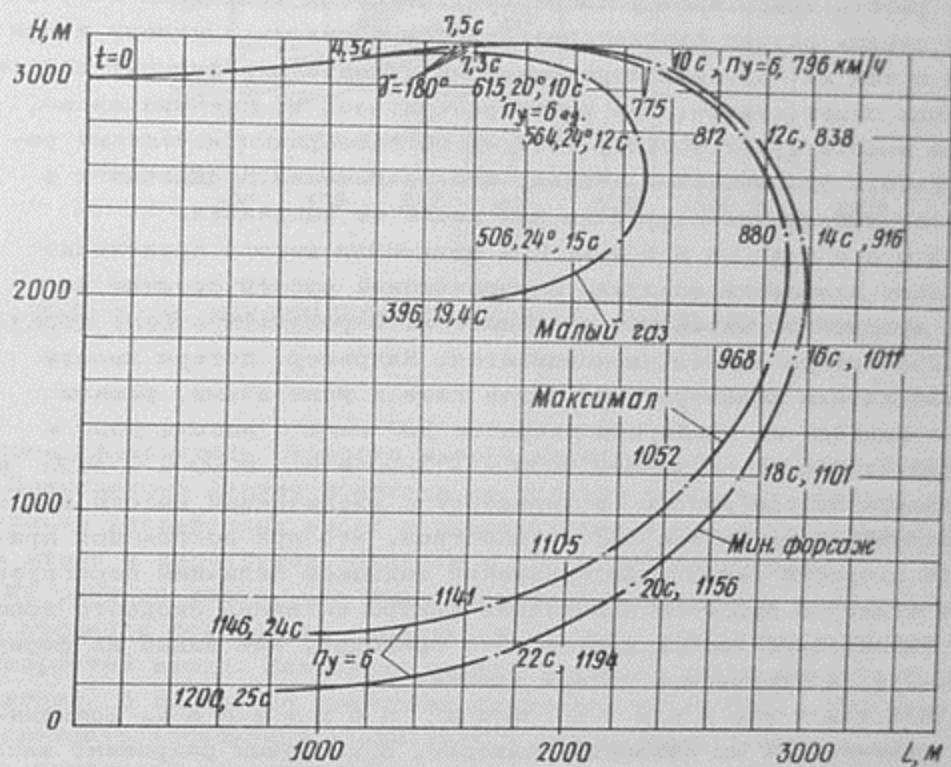


РИС. 6.28. ЗАВИСИМОСТЬ ТРАЕКТОРИИ И ПАРАМЕТРОВ ПЕРЕВОРОТА ОТ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

($m = 13000$ кг, самолет без подвесок,

$V_{\text{пр.вв}} = 700$ км/ч)

Значительное влияние на потерю высоты при выполнении переворота со скоростями ввода более 700 км/ч на повышенных режимах работы двигателей оказывает момент установления заданного режима. Если он устанавливается до ввода в маневр, потеря высоты за переворот увеличивается по сравнению с той методикой, когда заданный режим работы двигателей устанавливается после выполнения полубочки. В первом случае самолет разгоняется на вводе в маневр и при одной и той же заданной перегрузке на маневре коэффициент подъемной силы будет меньше, чем во втором случае, и, следовательно, потеря высоты будет больше, поэтому целесообразно изменение режима работы двигателей в сторону его увеличения производить в процессе выполнения полубочки или после ее окончания.

В ы с о т а в в о д а. При изменении высоты происходит изменение плотности воздуха. С увеличением высоты средняя плотность воздуха за переворот уменьшается. В результате (см. формулу 6.25) потеря высоты увеличивается. Например, потеря высоты при выполнении переворота на малом газе и угле атаки, равном 24° , с выводом на приборной скорости 500 км/ч с высоты 3000 м составляет 1000 м, с высоты 5000 м – 1200 м и с 8000 м – 1600 м. Увеличение потери высоты за переворот с увеличением высоты ввода объясняется также и тем обстоятельством, что при постоянной приборной скорости ввода и выдерживании заданной величины перегрузки (угла атаки) в процессе выполнения фигуры истинная скорость полета с увеличением высоты растет. Это приводит, как видно из формулы (6.25), к увеличению потери высоты.

К о л и ч е с т в о и т и п п о д в е с о к. Большинство применяемых на самолете подвесок, с которыми разрешено выполнение пилотажа, практически не влияет на потерю высоты за переворот.

Зависимость максимальной скорости, достигаемой в
процессе выполнения переворота, от эксплуатационных факторов

В процессе переворота скорость может увеличиваться, сохраняться постоянной или даже уменьшаться. Основными факторами, определяющими величину и знак изменения скорости, являются скорость ввода, режим работы двигателей, перегрузка (угол атаки), положение тормозных щитков и вариант подвесок.

Влияние скорости ввода и режима работы двигателей можно проследить по графикам, представленным на рис. 6.29, где

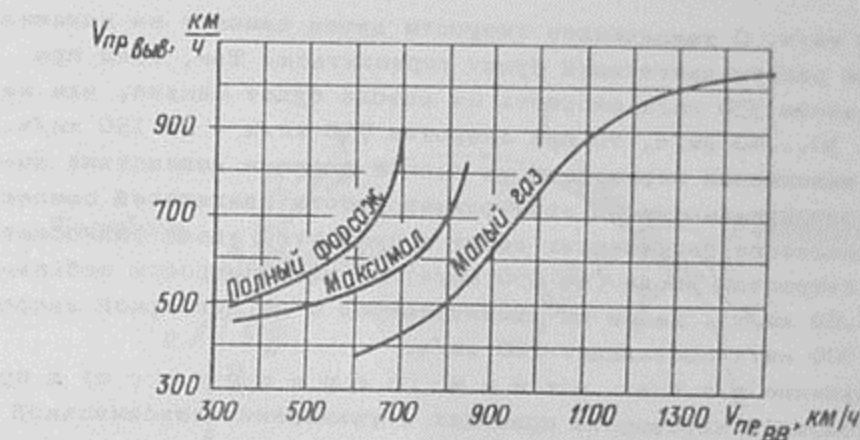


РИС. 6.29. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ НА ВЫВОДЕ ИЗ ПЕРЕВОРОТА

показана зависимость скорости вывода из переворота от этих факторов. Приведенные данные получены из условия ввода в переворот с минимально разрешенных высот и выдерживания в процессе переворота углов атаки и перегрузок, близких к предельно допустимым.

Из рисунка видно, что при пилотировании на малом газе самолет в процессе переворота тормозится во всем диапазоне разрешенных скоростей ввода. Несколько меняется только интенсивность торможения. В диапазоне приборных скоростей ввода 600...750 км/ч интенсивность торможения возрастает с увеличением скорости, далее до приборной скорости 1200 км/ч она несколько уменьшается и на приборной скорости более 1200 км/ч интенсивность торможения вновь возрастает. Такой характер торможения самолета объясняется изменением лобового сопротивления по скорости в зависимости от величины располагаемого коэффициента подъемной силы, от которого зависит индуктивное сопротивление самолета.

В указанных выше условиях при скорости ввода в переворот 600 км/ч по прибору скорость на выводе будет меньше скорости ввода примерно на 250 км/ч, при скорости 750 км/ч – на 300 км/ч, при 900 км/ч – также на 300 км/ч.

Выполнение переворота на максимальном режиме работы двигателей (при условии ввода с минимально разрешенных высот с углами атаки и перегрузками, близкими к максимально допустимым) позволяет получить приборную скорость на выводе, практически равную скорости на вводе, в диапазоне приборных скоростей ввода

500...550 км/ч. С увеличением скорости ввода самолет на максимальном режиме работы двигателей будет тормозиться. Так, если при скорости ввода 550 км/ч скорость на выводе будет меньше, чем на вводе, на 30...40 км/ч, то при скорости 750 км/ч – на 150 км/ч.

При выполнении переворота на полном форсаже вследствие высокой тяговооруженности на этом режиме работы двигателей самолет во всем диапазоне разрешенных высот и скоростей ввода разгоняется. На малых скоростях ввода (до 650 км/ч) прирост скорости небольшой (50...60 км/ч). Далее он увеличивается и на приборной скорости ввода 700 км/ч составляет 200 км/ч.

Уменьшение угла атаки (перегрузки) в процессе выполнения переворота приводит к увеличению максимальной скорости на маневре, в том числе и на выводе.

На повышенных режимах работы двигателей влияние угла атаки (перегрузки) на изменение скорости в процессе выполнения переворота более значительно.

Пилотирование с углами атаки и перегрузками ниже предельно допустимых на повышенных (максимальном или форсажных) режимах работы двигателей требует постоянного контроля за изменением скорости для предотвращения выхода самолета за эксплуатационные ограничения путем своевременного уменьшения режима работы двигателей, выпуска тормозных щитков и увеличения угла атаки (перегрузки) до максимально допустимых значений. Выпуск тормозных щитков приводит к уменьшению скорости на выводе на 50...80 км/ч.

6.4.4. Петля Нестерова и полупетля

На петле Нестерова искривление траектории движения самолета в вертикальной плоскости происходит под действием подъемной силы и нормальной составляющей силы тяжести. В I и IV четвертях фигуры, когда составляющая силы тяжести направлена против действия подъемной силы, искривление траектории происходит под действием разности этих сил, а во II и III четвертях фигуры – под действием их суммы (рис. 6.30). В соответствии с этим наименьшая величина нормальной перегрузки, при которой еще происходит искривление траектории в нижней половине петли, определяется условием $n_y \geq \cos \theta$. В верхней точке петли траектория искривляется вниз при любых перегрузках, превышающих минус единицу.

Темп искривления траектории, характеризуемый угловой скоростью, зависит от величины перегрузки, истинной скорости и угла наклона траектории

$$\frac{\Delta \theta}{\Delta t} = \frac{g}{V} (n_y - \cos \theta). \quad (6.27)$$

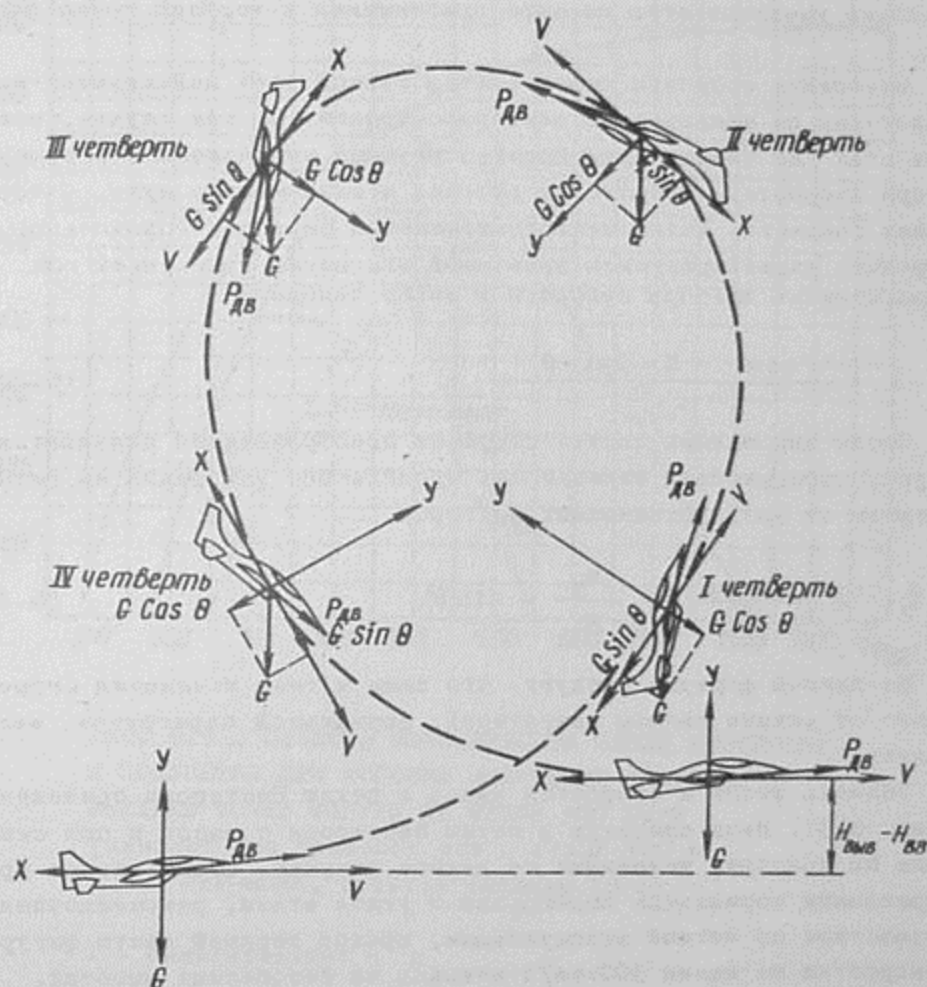


РИС. 6.30. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ, И ТРАЕКТОРИЯ ДВИЖЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА

При правильном выдерживании перегрузки и угла атаки темп искривления траектории сохраняется примерно постоянным или даже несколько увеличивается по мере приближения к верхней точке фигуры.

Изменение скорости определяется суммой всех действующих на самолет сил по направлению вектора скорости. В том случае, когда сумма этих сил больше нуля (результатирующая направлена в сторону вектора скорости), происходит разгон, а если меньше нуля, — торможение самолета. Интенсивность изменения скорости (продольное ускорение) характеризуется величиной отношения суммы всех сил по направлению вектора скорости к массе самолета

$$j_x = \frac{P \cos \alpha - X - G \sin \theta}{m} \quad (6.28)$$

После выполнения соответствующих преобразований получается формула, отображающая зависимость продольного ускорения на петле Нестерова от эксплуатационных факторов

$$j_x = g \left(\frac{P \cos \alpha}{G} - \frac{n_y}{K} - \sin \theta \right) \quad (6.29)$$

Из данной формулы следует, что знак и темп изменения скорости зависят от режима работы двигателей, нормальной перегрузки, массы самолета.

Область высот и скоростей ввода в петлю Нестерова приведена на рис. 6.31. Ввод самолета в петлю Нестерова с высот и при скоростях по прибору, указанных на данном рисунке, обеспечивает при выдерживании нормальных перегрузок и углов атаки, рекомендованных Руководством по летной эксплуатации, проход верхней части фигуры на скоростях не менее 300 км/ч и вывод на безопасных высотах. При отклонении от рекомендованного закона изменения нормальной перегрузки и угла атаки, а также при изменении атмосферных условий изменяются форма петли, минимальные скорости в верхней части ее, а следовательно, изменяется область скоростей и высот ввода в фигуру. По этой причине большой практический интерес представляет не только сама область высот и скоростей ввода в петлю Нестерова, но и зависимость основных параметров фигуры от эксплуатационных факторов.

Влияние эксплуатационных факторов на характеристики петли Нестерова

Нормальная перегрузка и угол атаки. На восходящей части петли Нестерова продольная составляющая силы тяжести направлена

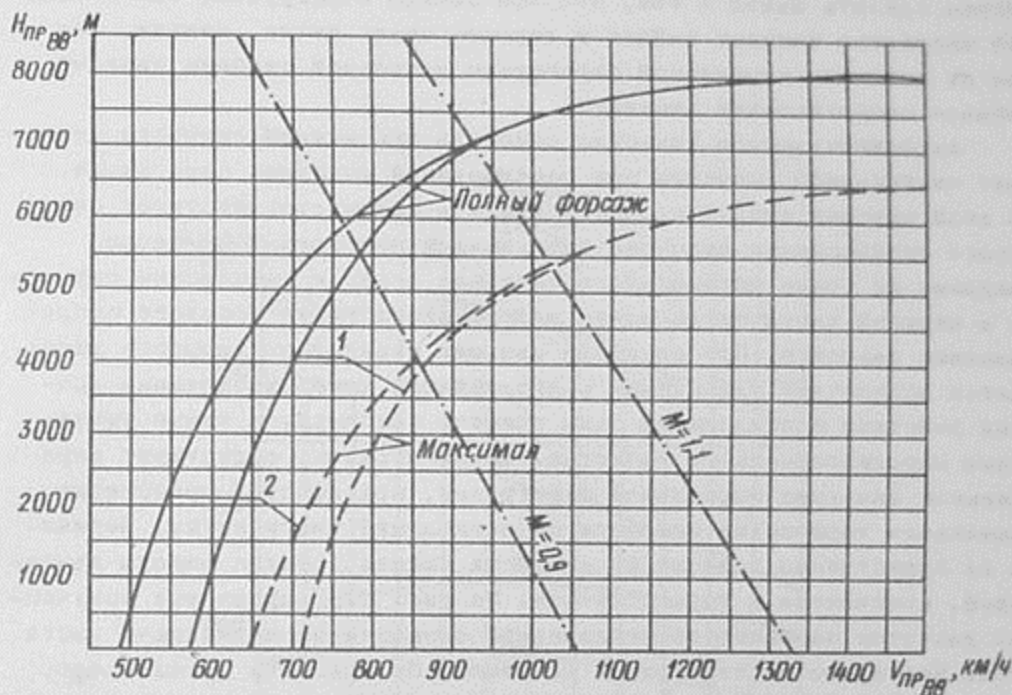


РИС. 6.31. ОБЛАСТЬ ВЫПОЛНИМОСТИ ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА И ПОЛУПЕТЛИ ПРИ УСЛОВИИ ПОЛУЧЕНИЯ СКОРОСТИ В ВЕРХНЕЙ ТОЧКЕ ФИГУРЫ НЕ МЕНЕЕ 300 КМ/Ч (самолет без подвесок или с 2хАПВ-470 и 2хР-60МК, остаток топлива 50 %):

1 - пилотирование с $n_{y \max} \alpha_{\cos}$

2 - пилотирование с $n_y = 5 + 5,5 \text{ ед.}$, $\alpha = 16 + 18^\circ$

в сторону, противоположную вектору скорости, поэтому сокращение времени выполнения фигуры ведет к уменьшению вредного воздействия этой составляющей. А так как продолжительность выполнения петли Нестерова в основном определяется величиной нормальной перегрузки, то по условию сокращения времени воздействия продольной составляющей силы тяжести самолета целесообразно увеличивать перегрузку до предельно допустимых значений по прочности или по углу атаки.

Однако сделать вывод о том, что чем больше перегрузка, тем с большей скоростью самолет выйдет в верхнюю часть петли, нельзя, так как от величины нормальной перегрузки в большой степени зависит лобовое сопротивление самолета.

Аэродинамическое качество самолета при каждой скорости достигает наибольшего значения при определенной величине перегрузки. По этой причине каждой скорости ввода в петлю соответствует своя строго определенная величина оптимальной перегрузки на вводе. Создание ее более оптимального значения ведет к уменьшению скорости в верхней части петли из-за интенсивного роста лобового сопротивления самолета. При создании меньших перегрузок скорость уменьшается вследствие увеличения радиуса петли, т.е. увеличения времени действия составляющей силы тяжести самолета, а также уменьшения аэродинамического качества. Таким образом, существует определенное значение нормальной перегрузки, при которой происходит наименьшее торможение самолета на восходящей части петли. Величина ее существенно зависит от скорости полета, режима работы двигателей, количества и типа подвесок. На рис. 6.32 приведена полученная расчетом зависимость минимальной скорости на восходящей части петли Нестерова от перегрузки на вводе. При расчете принималось, что максимальная перегрузка на вводе создается к концу третьей секунды и поддерживается постоянной до достижения угла атаки $18...20^\circ$. Дальнейшая часть петли выполняется с сохранением этих углов атаки.

По характеру изменения указанных на рис. 6.32 кривых следует, что каждой скорости ввода в петлю Нестерова соответствует определенная величина нормальной перегрузки, при которой скорость в верхней части петли достигает наибольшего значения. При рассмотренных условиях оптимальная величина ее при вводе на максимальном режиме составляет:

- примерно 4,0 ед. при вводе на приборной скорости 700 км/ч;
- 4,5 ед. при вводе на скорости 800 км/ч;
- 5,0 ед. при вводе на скорости 900 км/ч.

Средняя величина угла атаки на восходящей части петли составляет $18...20^\circ$ и должна изменяться по следующему закону: вблизи вертикального положения при углах тангажа $70...110^\circ$ оптимальный угол атаки составляет $22...24^\circ$, а в верхней части фигуры при угле тангажа $150...180^\circ$ он должен находиться в пределах $15...16^\circ$.

Скорость ввода. При увеличении скорости на вводе возрастает запас кинетической энергии самолета, что способствует выходу его в верхнюю часть петли на повышенных скоростях. С другой стороны,

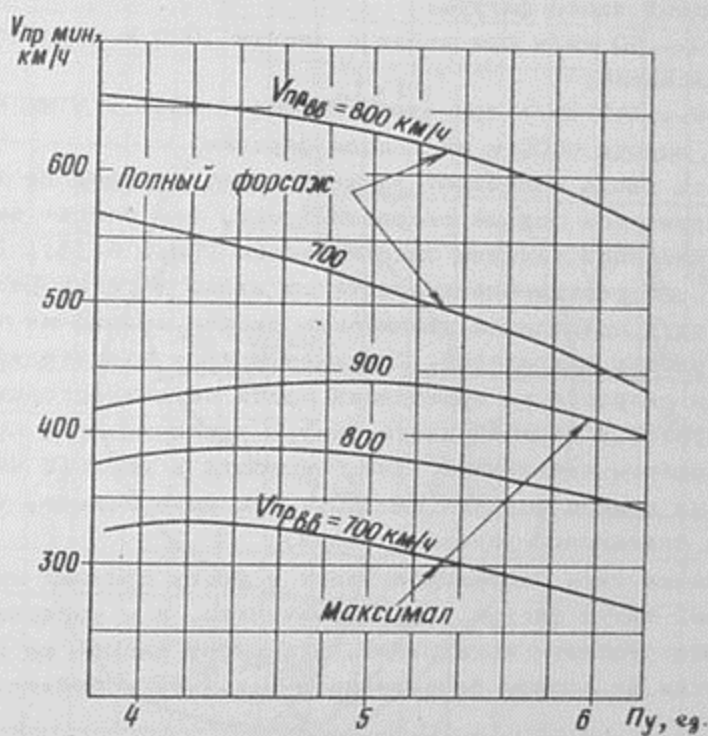


РИС. 6.32. ЗАВИСИМОСТЬ МИНИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ В
ВЕРХНЕЙ ЧАСТИ ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА ОТ ПЕРЕГРУЗКИ
НА ВВОДЕ
($H_{вв} = 2500\text{ м}$, без подвесок)

увеличение скорости ведет к возрастанию времени выполнения восходящей части петли и росту лобового сопротивления самолета. Воздействие этих факторов таково, что скорость в верхней части петли увеличивается при увеличении скорости на вводе. Ориентировочно можно принять, что увеличение скорости на вводе на каждые 100 км/ч (в диапазоне скоростей 600...900 км/ч) приводит к увеличению скорости в верхней части фигуры:

- на 40...50 км/ч при вводе с высоты 1000 м и работе двигателей на максимале;
- на 80...140 км/ч при вводе с высоты 2500 м и на 60...90 км/ч при вводе с высоты 4000 м на полном форсаже.

Скорости ввода оказывают также большое влияние на высоту вывода из фигуры: чем больше скорость ввода, тем больше высота вывода при неизменной технике пилотирования (рис. 6.33). Расчеты показывают, что увеличение скорости на вводе в петлю Нестерова на каждые 100 км/ч приводит к увеличению высоты вывода на 400...500 м.

Режим работы двигателей. Увеличение тяги двигателей сдерживает темп падения скорости на восходящей части петли Нестерова. По этой причине скорость в верхней части фигуры увеличивается при повышении режима работы двигателей. Так, скорость в верхней части петли Нестерова на полном форсаже на 180...220 км/ч больше, чем на максимале (при одинаковых условиях ввода).

Увеличение тяги двигателей ведет к росту средних скоростей на восходящей части фигуры, а следовательно, и к увеличению набираемой высоты. Расчеты показывают, что набор высоты за первую половину петли на полном форсаже на 600...1000 м больше, чем на максимале.

Потеря высоты на нисходящей части петли Нестерова в основном определяется режимом работы двигателей и нормальной перегрузкой (углом атаки). Величину ее с достаточной для летной практики точностью можно определить по графику потери высоты за переворот (см. рис. 6.27). При этом необходимо учитывать, что потеря высоты на нисходящей части петли на 100...300 м меньше, чем за переворот, вследствие того, что на участке ввода в переворот за время создания необходимого угла атаки (или перегрузки) происходит дополнительная потеря высоты.

Остаток топлива. Изменение остатка топлива влияет в основном на величину продольной составляющей силы тяжести самолета и незначительно на величину лобового сопротивления самолета. По этой причине изменение массы самолета за счет остатка топлива оказывает незначительное влияние на изменение скорости и набора высоты за первую половину петли Нестерова. В среднем можно принять, что

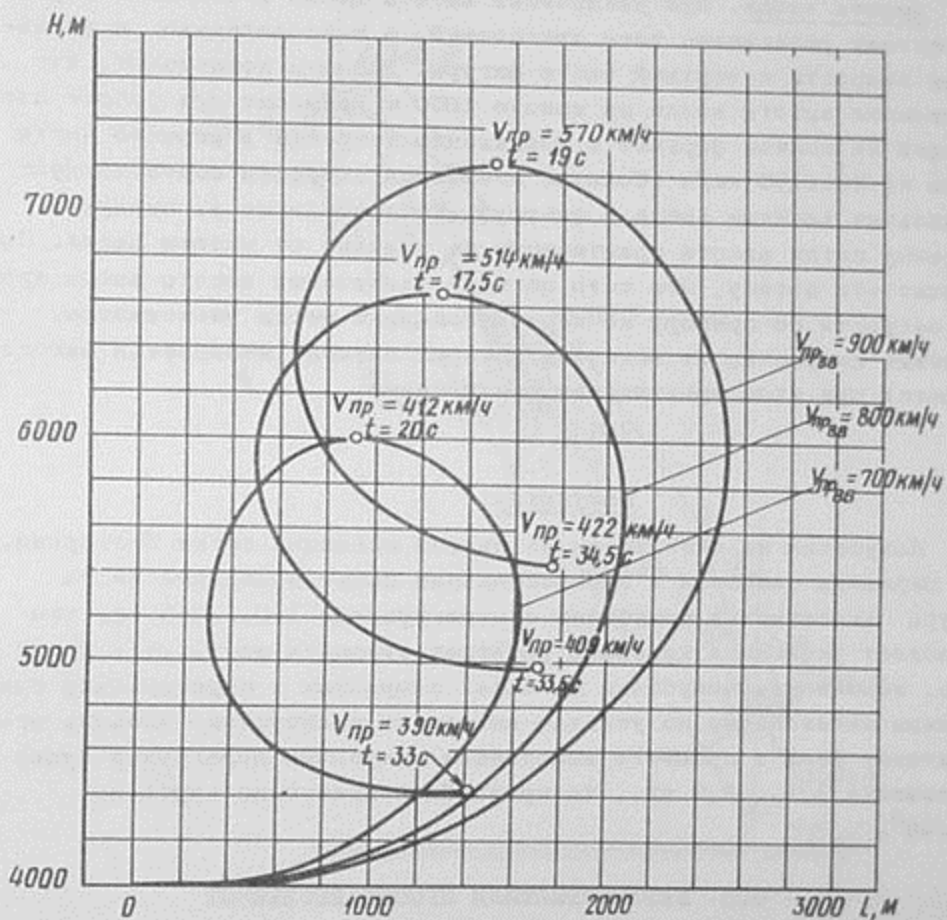


РИС. 6.33. ВЛИЯНИЕ СКОРОСТИ ВВОДА НА ТРАЕКТОРИЮ И ПАРАМЕТРЫ ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА

($H_{вв} = 4000$ м, самолет без подвесок, $n_y = 5$ ед., $\alpha = 20^\circ$, восходящая часть - на ПФ, нисходящая - на МГ)

увеличение (уменьшение) остатка топлива во внутренних баках на каждую 1000 кг сопровождается уменьшением (увеличением) скорости в верхней части петли на 20...30 км/ч и уменьшением (увеличением) набираемой высоты на 50...100 м.

Высота ввода. При увеличении высоты ввода в петлю Нестерова происходит уменьшение тяги двигателей, а следовательно, и уменьшение скорости в верхней части фигуры. Расчеты показывают, что увеличение высоты ввода на каждую 1000 м приводит при работе двигателей на полном форсаже к уменьшению скорости в верхней части петли на 10...50 км/ч (большие изменения скорости соответствуют предельным высотам ввода в фигуру). Набираемая же за первую половину петли высота практически не зависит от высоты ввода. Происходит это потому, что хотя по мере увеличения высоты ввода средние скорости по прибору на первой половине петли уменьшаются, истинные скорости, от величины которых зависит набираемая высота, остаются при этом практически неизменными.

Полупетля

Полупетля не отличается от первой половины петли Нестерова. Для перевода самолета в горизонтальный полет в верхней части фигуры выполняется полубочка с перегрузками 1,0...0,5 ед., что позволяет уменьшить курсовой разворот самолета до 3...4°. Кроме того, выполнение полубочки на малых скоростях с перегрузками более единицы небезопасно по условию выхода на недопустимо большие углы атаки. Если в процессе выполнения полубочки перегрузка будет составлять 1,5...2,0 ед., то произойдет изменение курса на 8...10°.

6.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ МАНЕВРОВ

6.5.1. Косая петля

Схема сил, действующих на самолет при выполнении косой петли, показана на рис. 6.34. Искривление траектории движения в наклонной плоскости происходит за счет действия на самолет нормальных к вектору скорости составляющих подъемной силы и силы тяжести, лежащих в этой плоскости. Условием сохранения постоянного угла наклона плоскости траектории является равенство сил,

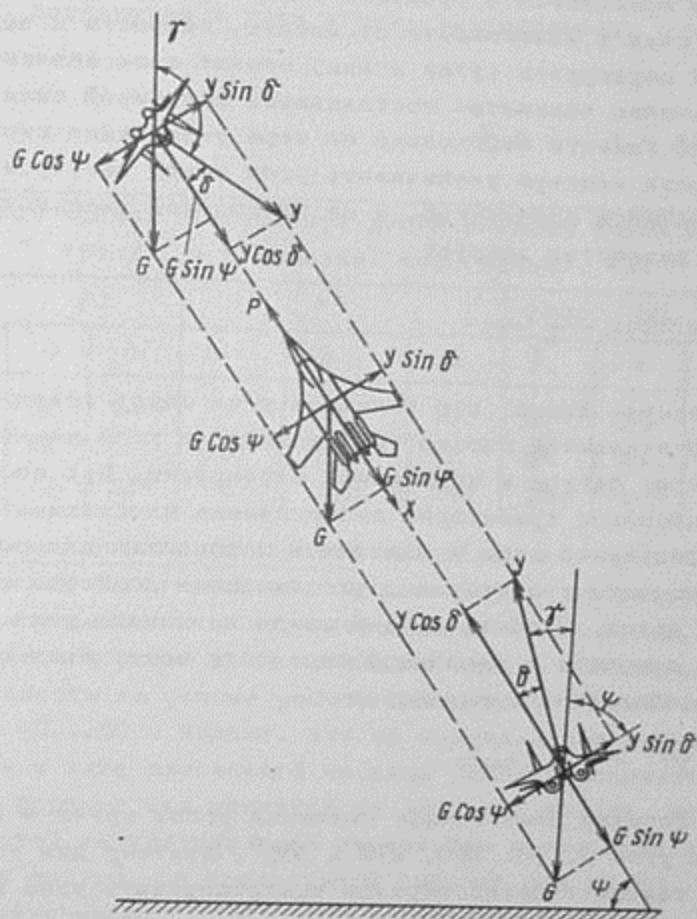


РИС. 6.34. СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ КОСОЙ ПЕТЛИ

действующих на самолет по нормали к плоскости фигуры: составляющей силы тяжести и составляющей подъемной силы. Составляющая силы тяжести при постоянном значении угла наклона плоскости траектории не изменяется в процессе выполнения фигуры. Составляющая подъемной силы в зависимости от высоты, скорости и выдерживаемой нормальной перегрузки (угла атаки) меняет свое значение, поэтому для обеспечения равенства составляющей подъемной силы и составляющей силы тяжести необходимо по мере уменьшения скорости на восходящей части маневра увеличивать угол между вектором подъемной силы и наклонной плоскостью, а на нисходящей уменьшать. Из приведенного равенства следует

$$\delta = \arcsin \frac{\cos \phi}{n_y}. \quad (6.30)$$

Из формулы видно, что величина угла между вектором подъемной силы и наклонной плоскостью зависит от угла наклона плоскости траектории фигуры и нормальной перегрузки. При постоянном угле наклона плоскости траектории выдерживание необходимого угла между вектором подъемной силы и наклонной плоскостью для сохранения заданной плоскости траектории осуществляется подбором соответствующего угла крена. В общем случае закон изменения угла крена для удержания самолета в наклонной плоскости может быть определен с помощью приближенного выражения

$$\gamma = 90^\circ - \delta - \phi \cos \phi. \quad (6.31)$$

Эта формула дает точные значения углов крена в точках разворота на углы 0° , 90° , 180° , 270° и 360° , поэтому для корректировки движения самолета целесообразно контролировать углы крена именно в этих точках.

В табл. 6.2 приведены расчетные значения углов крена в указанных точках при различных значениях угла наклона плоскости траектории и нормальной перегрузки.

Контроль крена и тем самым угла наклона кривой петли вблизи верхней (180°) и нижних (0° и 360°) точек возможен по естественному горизонту и по КПП.

Кривую петлю разрешается выполнять на тех же режимах работы двигателей, высотах и скоростях, что и петлю Нестерова.

Восходящая часть фигуры выполняется на максимальном или форсажных режимах работы двигателей, нисходящая — на бесфорсажных. Однако возможно выполнение кривой петли, не изменяя режима работы двигателей как на максимуме, так и на полном форсаже.

Основными характеристиками косой петли являются изменение высоты и скорости в процессе выполнения фигуры, а также время ее выполнения. Эти характеристики зависят от угла наклона плоскости косой петли, режима работы двигателей, скорости и высоты ввода в фигуру, перегрузки и угла атаки, выдерживаемых в процессе ее выполнения.

Т а б л и ц а 6.2

Углы поворота траектории, градус	Углы крена, градус, при углах наклона косой петли, градус, и нормальных перегрузках, ед.								
	30			45			60		
	5	6	8	5	6	8	5	6	8
0(360)	50	52	54	37	38	40	24	25	26
90(270)	80	82	84	82	83	85	84	85	86
180	110	112	114	127	128	130	144	145	146

Влияние режима работы двигателей на высоту и скорость в верхней точке косой петли показано на рис. 6.35. Из рисунка видно существенное различие в характеристиках косой петли, выполняемой на полном форсаже и на максимале или на минимальном форсаже. Набор высоты на режиме работы двигателей "Минимальный форсаж" лишь на 50...80 м больше, чем на максимальном режиме, так как различие в тяге двигателей на этих режимах незначительно (на минимальном форсаже она примерно на 1000 кгс больше, чем на максимале). По этой же причине мало отличаются и скорости в процессе выполнения фигуры. На минимальном форсаже они на 20...30 км/ч больше, чем на максимале.

Выполнение косой петли на полном форсаже с малых высот с перегрузками 5...6 ед. приводит к заметному падению скорости на восходящей части маневра только при больших углах наклона плоскости петли (более 45°). При меньших углах наклона в этих условиях возможен даже рост скорости. Так, при вводе в петлю с углом наклона 30° на полном форсаже с высоты 1000 м на скорости по прибору 800 км/ч скорость в верхней точке фигуры равна 980 км/ч. Такое изменение скорости объясняется большой тяговооруженностью самолета на этом режиме работы двигателей.

Если продолжать выполнение косой петли (ее нисходящей части) не отключая полного форсажа и сохраняя уровень перегрузок около 6 ед., скорость будет быстро нарастать, а высота уменьшаться.

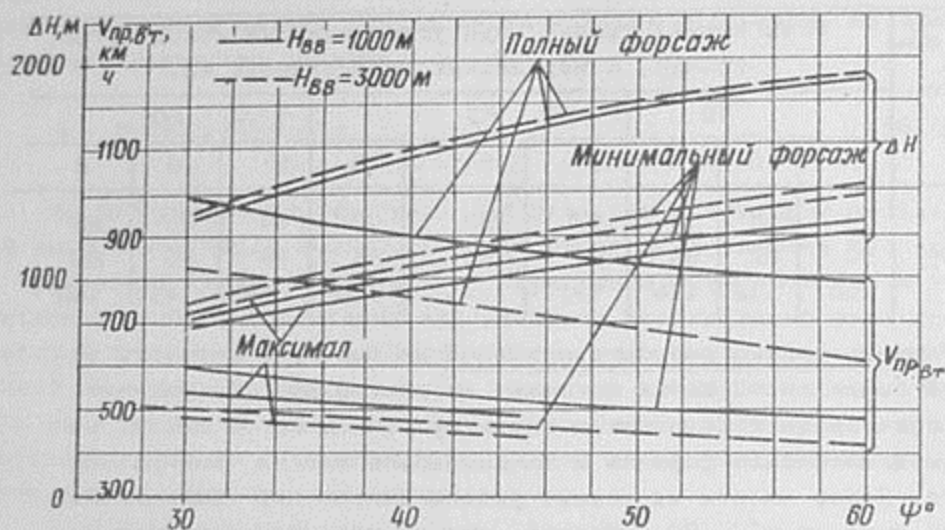


РИС. 6.35 ВЛИЯНИЕ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ НА НАБОР
 ВЫСОТЫ И СКОРОСТЬ В ВЕРХНЕЙ ТОЧКЕ КОСОЙ ПЕТЛИ
 ($m = 13000 \text{ кг}$, $V_{\text{првв}} = 800 \text{ км/ч}$, $n_y = 6 \text{ ед.}$,
 $\alpha = 20^\circ$)

В этом случае скорость может превысить сверхзвуковую, что может привести к существенному увеличению потери высоты. Для исчисления выхода на сверхзвуковую скорость и уменьшения потери высоты на нисходящей части фигуры требуется своевременно отключить форсаж (особенно на больших приборных скоростях ввода) и увеличить перегрузку или угол атаки до предельно допустимых.

Влияние скорости ввода на характеристики косой петли видно из рис. 6.36. При указанных на рисунке условиях увеличение (уменьшение) скорости ввода на каждые 100 км/ч в дозвуковом диапазоне приводит к возрастанию (уменьшению) набора высоты на 200...400 м. Большее значение соответствует большим углам наклона косой петли и меньшим приборным скоростям ввода.

Изменение скорости на восходящей части косой петли с увеличением (уменьшением) приборной скорости на вводе наиболее заметно в диапазоне скоростей ввода от 600 до 800 км/ч. Так, при вводе в косую петлю с углом наклона 30° на скорости 600 км/ч скорость в верхней точке фигуры равна 430 км/ч, на скорости 800 км/ч — 820 км/ч, на скорости 1000 км/ч — 910 км/ч. Это объясняется тем, что на небольших приборных скоростях ввода при одинаковой перегрузке коэффициент подъемной силы значительно больше, чем на больших скоростях, вследствие чего больше и индуктивное сопротивление самолета, поэтому интенсивность падения скорости больше. При подходе к трансзвуковому диапазону скоростей существенное влияние на изменение скорости оказывает увеличение волнового сопротивления. Это приводит к замедлению темпа увеличения скорости в верхней точке косой петли при увеличении скорости ввода более 800 км/ч.

Таким образом, наиболее целесообразной скоростью ввода на высотах до 3000 м с точки зрения сохранения энергии самолета (а в ряде случаев и ее увеличения) в процессе выполнения восходящей части маневра является приборная скорость 800 км/ч. Этот вывод справедлив при условии выполнения восходящей части косой петли на полном форсаже и выдерживания перегрузки 5...6 ед. и угла атаки около 20° .

Влияние высоты ввода в косую петлю на набор высоты, как это видно из рис. 6.37, менее заметно, чем других перечисленных выше эксплуатационных факторов. Например, набор высоты с увеличением высоты от 1000 до 5000 м на скорости ввода 800 км/ч практически не изменяется при любых углах наклона косой петли, на скорости 1000 км/ч он уменьшается на 100...200 м, а на скорости 600 км/ч увеличивается на 100...250 м.

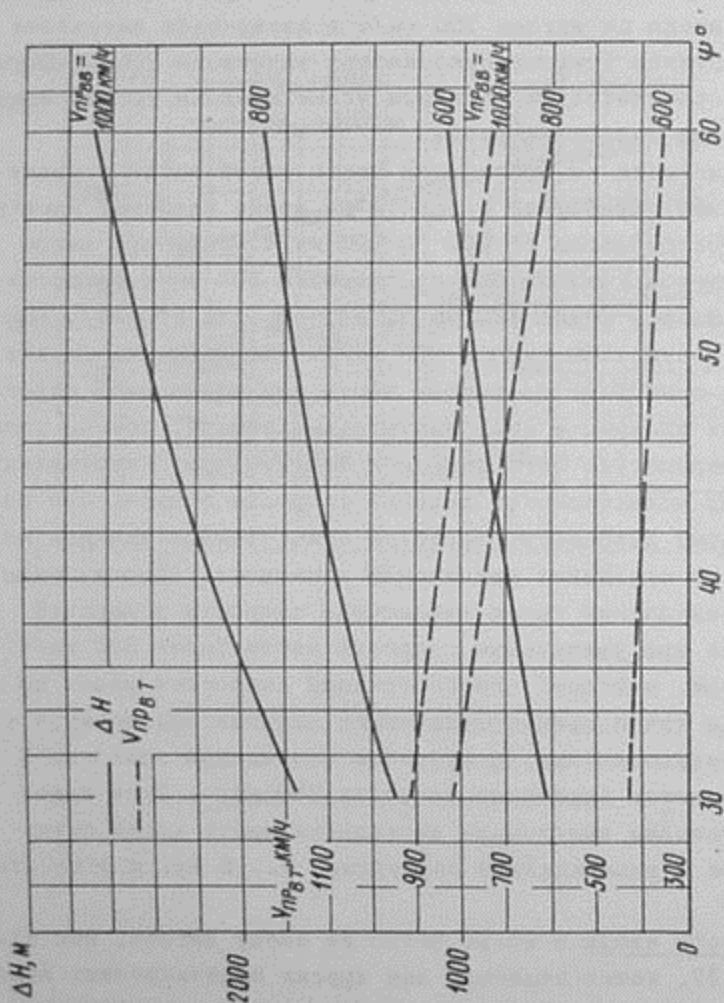


РИС. 6.36. ВЛИЯНИЕ СКОРОСТИ ВВОДА НА НАБОР ВЫСОТЫ И СКОРОСТЬ В ВЕРХНЕЙ ТОЧКЕ КОСЫЙ ПЕТЛИ

($H_{\text{вв}} = 3000$ м, $n_y = 6$ ед., $\alpha = 20^\circ$, $m = 13000$ кг, "Полный форсаж")

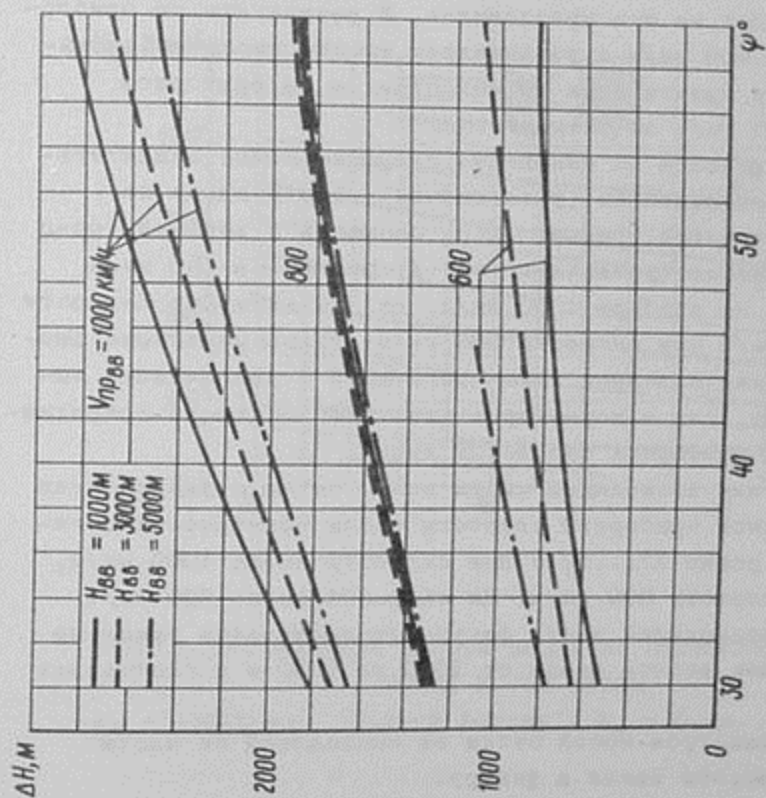


РИС. 6.37. НАБОР ВЫСОТЫ НА ВОСХОДЯЩЕЙ ЧАСТИ КОСЫЙ ПЕТИИ
($m = 13000$ кг, "Полный форсаж", $n_y = 6$ ед., $\alpha = 20^\circ$)

Такое изменение величины набора высоты объясняется тем, что с увеличением высоты ввода при постоянном значении скорости ввода в косую петлю увеличивается истинная скорость полета, вследствие чего растет и кинетическая энергия самолета, часть которой идет на приращение высоты, а часть на преодоление лобового сопротивления. В итоге на приборных скоростях ввода около 600 км/ч, когда самолет находится далеко от трансзвуковой зоны скоростей, с увеличением высоты ввода несколько увеличивается и набор высоты. При входе самолета в трансзвуковую зону резко возрастает лобовое сопротивление (за счет волнового), и поэтому большая часть кинетической энергии идет на его преодоление. В результате на приборной скорости ввода 800 км/ч с увеличением высоты ввода набор высоты на косой петле практически не меняется, а на приборной скорости ввода 1000 км/ч он уменьшается.

Влияние высоты ввода на изменение скорости более значительно (рис. 6.38). С увеличением (уменьшением) высоты ввода на каждые 2000 м в диапазоне средних высот скорость в верхней точке косой петли уменьшается (увеличивается) в среднем на 180 км/ч при скорости ввода по прибору 1000 км/ч, на 170 км/ч при скорости 800 км/ч и на 60 км/ч при скорости 600 км/ч. Такое изменение скорости объясняется как падением тяги двигателей с увеличением высоты ввода в фигуру, так и характером изменения лобового сопротивления на различных приборных скоростях ввода.

Время выполнения восходящей части косой петли с увеличением высоты при неизменной приборной скорости ввода практически остается постоянным и равно 17...19 с при скорости ввода 1000 км/ч, 15...16 с – при скорости 800 км/ч. На скорости около 600 км/ч время выполнения восходящей части фигуры увеличивается примерно на 4 с с увеличением высоты ввода от 1000 до 5000 м и составляет 11...16 с.

Изменение параметров косой петли на нисходящей ее части также зависит от высоты ввода в фигуру.

При неизменном режиме работы двигателей максимальная скорость на выводе с увеличением высоты ввода уменьшается. Так, при выполнении косой петли с углом наклона 30° на полном форсаже со скоростью 600 км/ч и высоты 1000 м максимальная скорость на выводе равна 560 км/ч, с высоты 3000 м – 520 км/ч, с высоты 5000 м – 480 км/ч при условии выдерживания в процессе выполнения косой петли перегрузки, равной 6 ед., до угла атаки 20° , а затем сохранения постоянным этого угла до окончания маневра. Высота вывода из косой петли при указанных условиях практически остается равной высоте ввода.

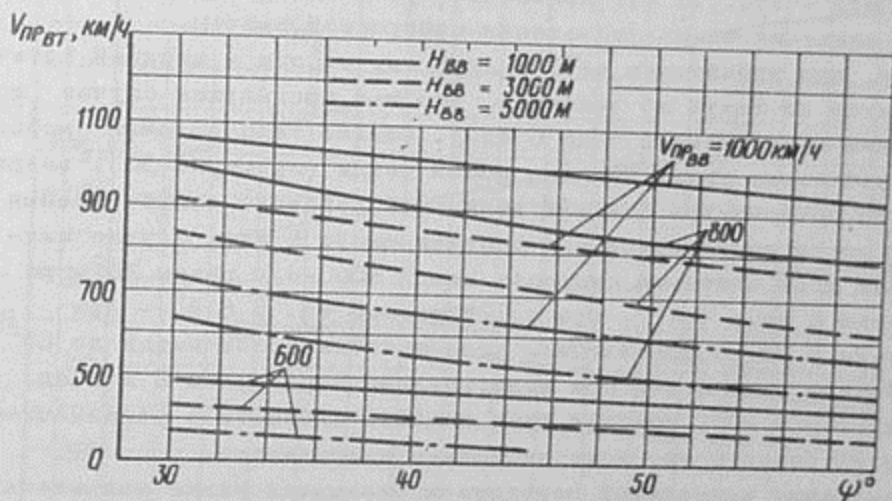


РИС. 6.38. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ ВВОДА НА СКОРОСТЬ В ВЕРХНЕЙ ТОЧКЕ КОСОЙ ПЕТЛИ

($m = 13000 \text{ кг}$, "Полный форсаж", $n_y = 6 \text{ ед.}$, $\alpha = 20^\circ$)

Влияние перегрузки (угла атаки) на изменение скорости, высоты и времени при выполнении косой петли показано на рис. 6.39 и 6.40. С увеличением перегрузки существенно уменьшается набор высоты на восходящей части фигуры и скорость в ее верхней точке, сокращается время выполнения маневра.

Например, при указанных на рис. 6.39 условиях с увеличением перегрузки с 5 до 6 ед. высота в верхней точке уменьшается на 450...600 м (меньшее значение при угле наклона косой петли 30° , большее - при 60°), скорость - примерно на 80 км/ч, время - на 3...4 с (при перегрузке 5 ед. оно равно 18...20 с, при перегрузке 6 ед. - 15...16 с). Дальнейшее увеличение перегрузки приводит к снижению темпа уменьшения набираемой высоты.

Так, при увеличении ее с 6 до 8 ед. высота в верхней точке уменьшается на такую же величину, что и в предыдущем случае (при увеличении перегрузки с 5 до 6 ед.). Однако темп падения скорости при небольших углах наклона косой петли (примерно 30°) возрастает, что объясняется большей величиной лобового сопротивления за счет роста индуктивной его составляющей. В этом случае максимальный угол атаки на скорости ввода 800 км/ч равен 20° при перегрузке 8 ед.; $9,4^\circ$ - при перегрузке 6 ед. и $6,6^\circ$ - при перегрузке 5 ед. С увеличением угла наклона косой петли до 60° максимальные углы атаки при выдерживании перегрузки 6 и 5 ед. приближаются к 20° , поэтому темп падения скорости с увеличением перегрузки более 6 ед. даже несколько замедляется.

Изменение нормальной перегрузки оказывает также значительное влияние на параметры нисходящей части косой петли. Особенно это влияние заметно при выполнении ее на полном форсаже. В этом случае (см. рис. 6.40) косая петля без изменения режима работы двигателей может быть выполнена в дозвуковом диапазоне скоростей с выводом на высоте, несколько большей высоты ввода, при условии выдерживания перегрузки 8 ед. до угла атаки 20° . Снижение перегрузки до 6 ед. в указанных на рис. 6.39 условиях приводит к интенсивному росту скорости и потере высоты. На выводе из фигуры скорость увеличивается до сверхзвуковой и высота уменьшается примерно на 450 м по сравнению с высотой ввода. Время выполнения косой петли увеличивается с 23 до 32 с.

Вследствие такого значительного изменения параметров целесообразно нисходящую часть косой петли выполнять на бесфорсажных режимах работы двигателей (как это отмечалось и ранее) или увеличивать перегрузку и угол атаки вплоть до предельно допустимых значений, если этого потребует создавшаяся обстановка.

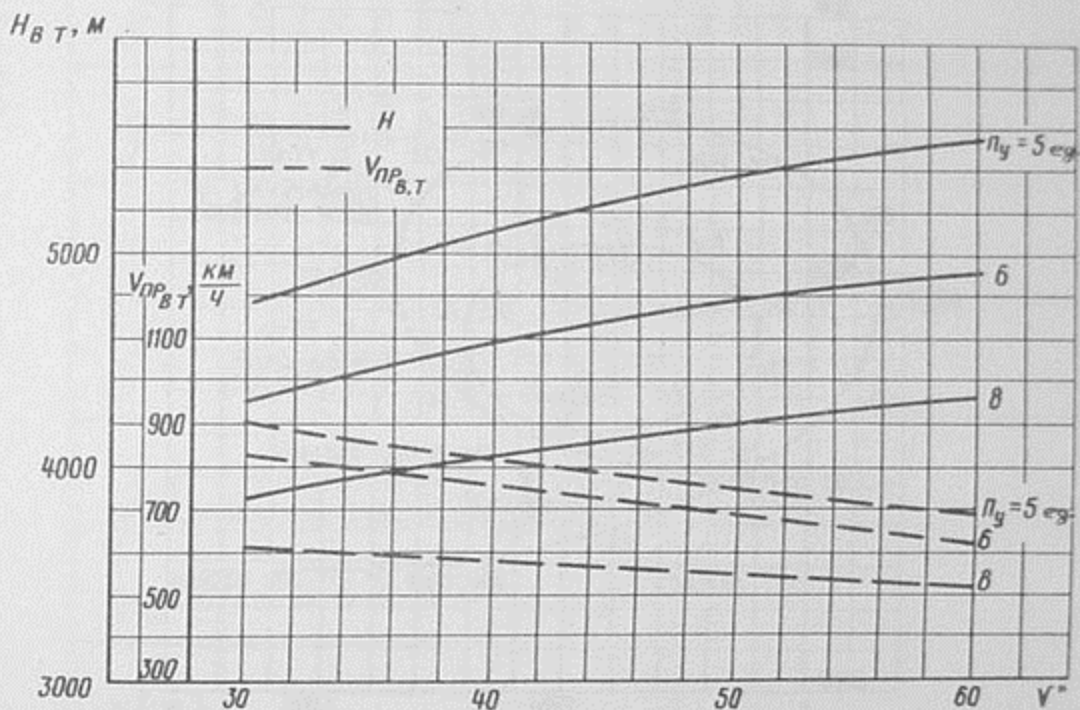


РИС. 6.39. ВЛИЯНИЕ ПЕРЕГРУЗКИ НА ВЫСОТУ И СКОРОСТЬ В ВЕРХНЕЙ ТОЧКЕ КОСЫЙ ПЕТЛИ

($m = 13000$ кг, "Полный форсаж", $H_{вв} = 3000$ м, $V_{пр.вв} = 800$ км/ч)

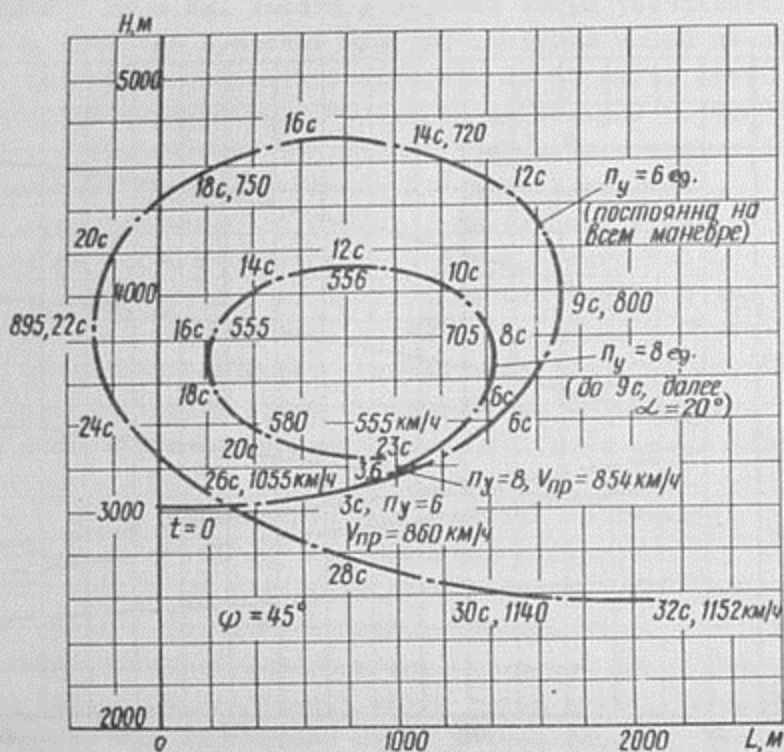


РИС. 6.40. ВЛИЯНИЕ ПЕРЕГРУЗКИ НА ТРАЕКТОРИЮ (В ПРОЕКЦИИ НА ВЕРТИКАЛЬНУЮ ПЛОСКОСТЬ) И ПАРАМЕТРЫ КОСОЙ

ПЕТЛИ

($m = 13000 \text{ кг}$, $H_{\text{вв}} = 3000 \text{ м}$, $V_{\text{пр вв}} = 800 \text{ км/ч}$, "Полный форсаж")

Таблица 6.3

$H_{вв},$ мм	$V_{првв},$ км/ч	ϕ°	Режим работы двиг.	$\alpha, \text{ед.}$ градус	$H_{вт},$ м	$V_{првт},$ км/ч	$t_{вт},$ с	$H_{ввв},$ м	$V_{прввв},$ км/ч	$t_{фиг},$ с
1000	600	45	ПФ	5	2000	540	13	740	1040	27
		30	М	20°	1530	355	13	1000	440	27
		45	М	20°	1740	320	14	1000	460	27
		30	ПФ	20°	1500	480	11	1020	550	21
		45	ПФ	20°	1730	450	11	1020	560	22
		60	ПФ	20°	1880	420	11	1030	570	22
3000	800	60	ПФ	6	4920	610	15	3440	824	27
	1000	30	ПФ	8	4200	820	14	3200	925	26
	600	45	ПФ	20°	3890	390	13,5	3020	530	26
	600	60	ПФ	20°	4080	360	13,5	3020	535	27
5000	600	30	ПФ	20°	5780	370	15,5	5000	470	31
	1000	30	ПФ	6	6660	720	18	5320	870	33
	600	45	ПФ	20°	6100	334	16	5000	484	32

Изменение массы самолета мало оказывает влияния на характеристики кривой петли. Объясняется это большой его тяговооруженностью.

Таким образом, из рассмотренного выше влияния различных эксплуатационных факторов на характеристики кривой петли можно сделать вывод, что для первоначального обучения летного состава целесообразно восходящую часть фигуры выполнять на форсажных или максимальном режимах работы двигателей, а нисходящую — на бесфорсажных.

Необходимо отметить одну особенность самолета, связанную с характеристиками кривой петли и некоторыми возможностями по упрощению техники пилотирования при ее выполнении. Эта особенность характеризуется тем, что появилась возможность выполнения кривой петли в дозвуковом диапазоне скоростей, не изменяя режима работы двигателей ("Полный форсаж", "Минимальный форсаж" или "Максимальный") с постоянной перегрузкой или углом атаки. Ряд исходных данных и параметры некоторых кривых петель, удовлетворяющих перечисленным условиям, приведены в табл. 6.3.

Упрощение техники пилотирования при выполнении этих петель заключается в том, что сокращается количество контролируемых и выдерживаемых параметров, не требуется изменение режима работы двигателей.

6.5.2. Боевой разворот

Целью боевого разворота является разворот на 180° с одновременным набором заданной высоты за минимальное время. Задача набора максимальной высоты в минимальное время, как иногда трактуют цель боевого разворота, принципиально не выполнима, так как эти требования взаимно исключают друг друга. Можно за фигуру, похожую на боевой разворот (например, за восходящую спираль с малым креном), набрать наибольшую высоту, но при этом время будет значительно больше минимального. Если же время выполнения фигуры станет наименьшим, то набираемая высота будет значительно отличаться от максимальной.

Для того чтобы выполнить боевой разворот в наименьшее время, необходимо на всех его участках выдержать оптимальное сочетание набора с разворотом. Расчеты показывают, что это условие выполняется в том случае, когда в первой трети боевого разворота преобладает набор высоты (при небольшой интенсивности разворота по

курсу), а в последней трети фигуры происходит энергичный курсовой разворот самолета с окончанием вывода его из набора.

Такой способ выполнения фигуры обеспечивает наименьшее время ее выполнения по следующей причине. На больших скоростях полета набор высоты происходит достаточно энергично, с большими вертикальными скоростями, а курсовой разворот самолета даже с предельными перегрузками и кренами сравнительно вялый. По этой причине в первой трети боевого разворота, когда скорость полета достаточно велика, самолет должен иметь большой угол тангажа, обеспечивающий достаточно энергичный набор высоты и небольшой крен. На малых скоростях, наоборот, набор высоты даже при больших углах тангажа происходит с малыми вертикальными скоростями, зато разворот по курсу наиболее интенсивен, вследствие чего в последней трети фигуры разворот самолета должен значительно превосходить набор высоты. В средней части боевого разворота при умеренных скоростях набор и разворот должны быть равноценны.

Анализ показывает, что боевой разворот при вводе с высоты 1000 м на скорости по прибору 1000 км/ч становится близок к оптимальному в том случае, когда он выполняется следующим образом. Перед вводом создается угол тангажа и крена $10...15^\circ$. В дальнейшем за счет создания перегрузки до $4...5$ ед. угол тангажа к концу $1/3$ фигуры увеличивается до $65...70^\circ$ на полном форсаже и до $35...45^\circ$ — на максимале. Затем угол тангажа уменьшается, а крен увеличивается, достигая к концу $2/3$ фигуры наибольшего значения, равного $75...80^\circ$ при работе двигателей на полном форсаже и $65...70^\circ$ на максимале. В последней части фигуры одновременно уменьшается крен и тангаж самолета. При правильно выполненном боевом развороте самолет к моменту выхода в горизонтальный полет развернется по курсу на 180° , а скорость будет не менее 300 км/ч.

Величина набираемой высоты зависит от скорости и высоты ввода в фигуру, режима работы двигателей, величины перегрузки, крена, техники пилотирования и изменяется в широком диапазоне. Ориентировочно можно указать, что при вводе с высот не более 1000 м со скоростями по прибору 800...1000 км/ч самолет без подвесок набирает за боевой разворот 7000...9500 м на полном форсаже и 2500...5000 м — на максимале. Меньшие значения набираемой высоты соответствуют малым скоростям ввода и большим перегрузкам.

В том случае, когда необходимо набрать высоту не более 3000 м на полном форсаже в возможно короткий срок, боевой разворот должен выполняться по типу косой петли с полубочкой в верхней части фигуры. При выполнении такого боевого разворота на максимале

можно набрать высоту в пределах 500...1500 м (в зависимости от угла наклона траектории, величины перегрузки, скорости и высоты ввода).

6.5.3. Спираль

Схема сил, действующих на самолет при выполнении восходящей спирали, показана на рис. 6.41. Искривление траектории в горизонтальной плоскости происходит под действием составляющей подъемной силы. Чем больше крен и перегрузка, тем интенсивнее разворот, меньше радиус и время разворота на заданный угол.

Другая составляющая подъемной силы, лежащая в вертикальной плоскости, вызывает изменение угла наклона траектории. Для сохранения этого угла неизменным необходимо в процессе выполнения маневра обеспечить равенство составляющей подъемной силы и составляющей силы тяжести самолета. Из этого условия следует зависимость перегрузки на установившейся спирали от углов крена и наклона траектории

$$n_y = \frac{\cos \theta}{\cos \gamma} \quad (6.32)$$

Перегрузки установившихся спиралей при различных кренах и углах наклона траектории показаны на рис. 6.42.

Для обеспечения постоянства скорости по траектории необходимо соблюдение равенства суммы лобового сопротивления самолета и продольной составляющей силы тяжести тяге двигателей. Составляющая силы тяжести на нисходящей спирали способствует увеличению скорости, а на восходящей ее уменьшению. Поэтому для выполнения установившейся восходящей спирали тяга двигателей должна быть больше, чем при горизонтальном маневре с той же перегрузкой, а для нисходящей — меньше.

Основными характеристиками спирали являются радиус, угловая скорость разворота, изменение высоты за один виток (шаг витка спирали) и время выполнения витка. Эти характеристики определяются из следующих соотношений:

$$r_{\text{сп}} = \frac{v^2 \cos^2 \theta}{g n_y \sin \gamma} = \frac{v^2 \cos^2 \theta}{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \theta}} \quad (6.33)$$

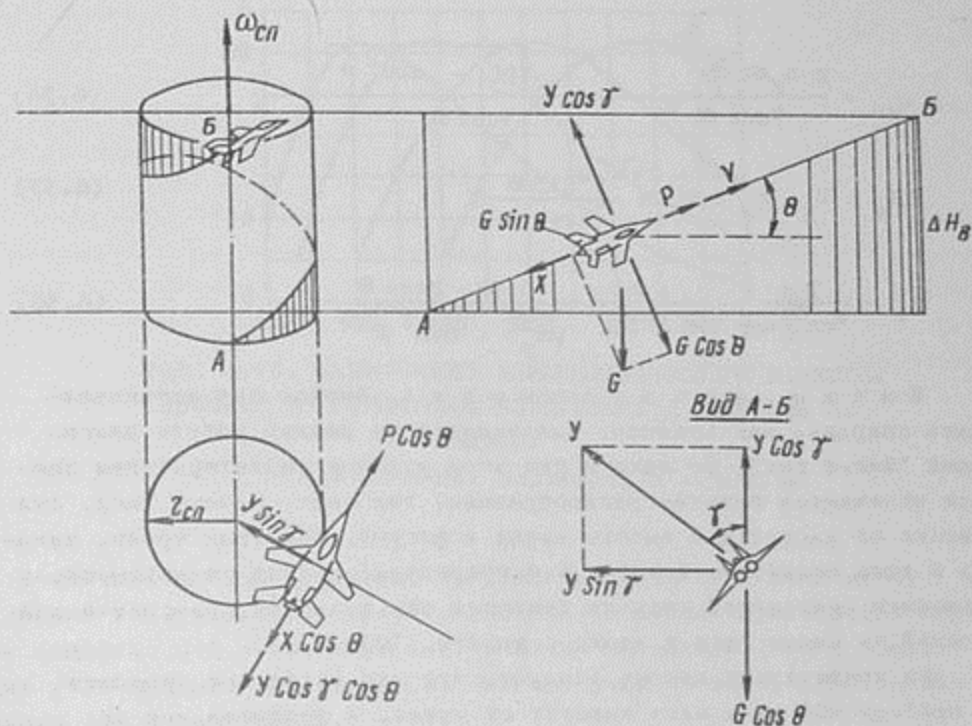


РИС. 6.41. СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ НА ВОСХОДЯЩЕЙ СПИРАЛИ (в проекциях на плоскости: развернутую вертикальную, горизонтальную и перпендикулярную к вектору скорости)

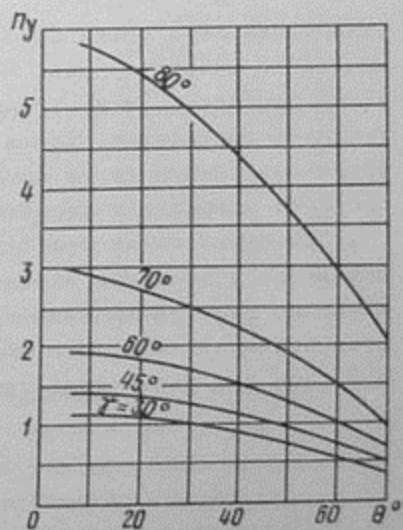


РИС. 6.42. ПЕРЕГРУЗКИ УСТАНОВИВШИХСЯ СПИРАЛЕЙ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ γ И θ

$$\omega_{\text{сп}} = \frac{g n_y \sin \theta}{V \cos \theta} = \frac{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \theta}}{V \cos \theta}; \quad (6.34)$$

$$\Delta H_{\text{в}} = V_y \cdot t_{\text{в}} \approx 0,64 \frac{V^2 \sin \theta}{g \text{tg} \theta}; \quad (6.35)$$

$$t_{\text{в}} = \frac{2\pi}{\omega_{\text{сп}}} = \frac{2\pi V}{g \text{tg} \theta} \approx \frac{0,64 \cdot V \cos \theta}{\sqrt{n_y^2 - \cos^2 \theta}}. \quad (6.36)$$

Нисходящая спираль. Нисходящая установившаяся спираль, как правило, выполняется на режиме работы двигателей "Малый газ". Но даже и при этом условии характеристики спирали отличаются большим разнообразием, так как помимо тяги, они зависят от скорости и высоты ввода в фигуру, величины крена, наличия и типа подвесок. В табл. 6.4 приведены средние за виток характеристики нисходящей спирали самолета без подвесок при работе двигателей на малом газе и вводе с высоты 11000 м.

Из приведенных данных следует, что шаг витка при скорости по прибору 400 км/ч мало зависит от крена, в то время как на скорости 600 км/ч увеличение крена от 30 до 60° приводит к уменьшению шага в два раза. Такой характер изменения шага витка установившейся спирали обусловлен особенностями изменения угла снижения.

При отсутствии тяги или работе двигателей на малом газе

$$\sin \theta = - \frac{n_y}{K}. \text{ На скорости по прибору 400 км/ч даже небольшое}$$

увеличение перегрузки более 1 ед. приводит к снижению аэродинамического качества (рис. 6.43), вследствие чего угол снижения, а следовательно, и вертикальная скорость по мере роста крена интенсивно возрастают. Таким образом, хотя при увеличении крена время выполнения витка спирали сокращается, рост вертикальной скорости сдерживает уменьшение шага витка.

На скорости по прибору 600 км/ч увеличение перегрузки сопровождается повышением аэродинамического качества, поэтому угол снижения по мере увеличения крена возрастает медленно, а это является причиной того, что шаг спирали на этой скорости уменьшается в 2 раза при увеличении крена с 30 до 60° (рис. 6.44).

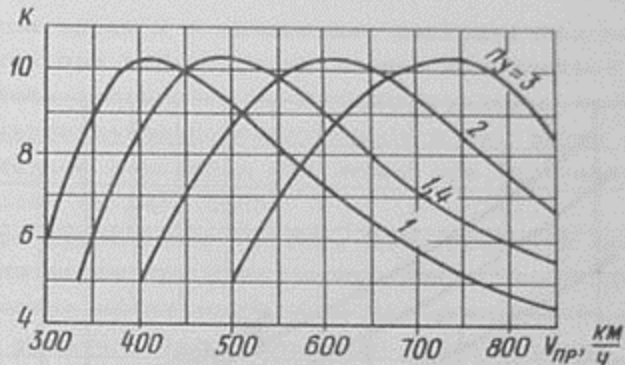


РИС. 6.43. ЗАВИСИМОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА САМОЛЕТА ОТ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ И СКОРОСТИ ПО ПРИБОРУ
(самолет без подвесок, $H < 5000$ м)

Уменьшение высоты ввода приводит к увеличению шага витка спирали и к уменьшению времени выполнения витка. Приблизительно можно принять, что уменьшение высоты ввода на каждую 1000 м приводит к увеличению шага витка на 100 м и уменьшению времени выполнения витка на 6...8 с.

Т а б л и ц а 6.4

$V_{пр}$, км/ч	γ°	ΔH_v , м	t_v , с	V_y , м/с	θ°	n_y , ед.
400	30	1250	204	-10	-3,5	1,15
	45	1130	119	-17	-6	1,4
	60	1550	60	-40	-14	1,94
500	30	2620	242	-14	-4	1,15
	45	1720	143	-18	-5	1,4
	60	2000	83	-36	-9	1,97
600	30	5400	266	-24	-6	1,15
	45	3400	162	-28	-6,5	1,4
	60	2700	96	-38	-9	2,0

В о с х о д я щ а я с п и р а л ь применяется в тех случаях, когда необходимо набрать высоту без значительного отклонения самолета от места начала ввода его в маневр. Выполняться она может при различных режимах работы двигателей, скоростях (числах M) полета и углах крена. Но если необходимо набрать вы-

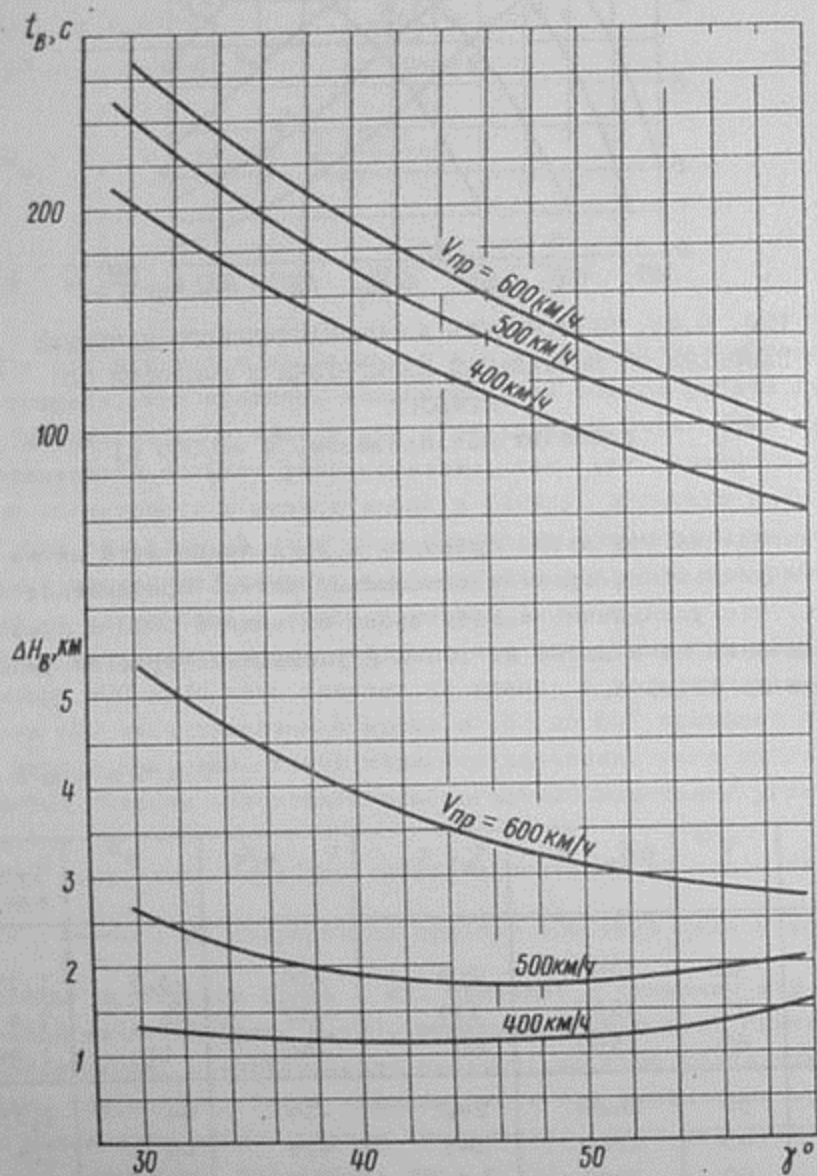


РИС. 6.44. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИТКА УСТАНОВИВШЕЙСЯ НИСХОДЯЩЕЙ СПИРАЛИ НА МАЛОМ ГАЗЕ

($H_{вв} = 11000 \text{ м}$, самолет без подвесок, $m_T = 1500 \text{ кг}$)

соту в минимальное время и с наименьшим расходом топлива, то восходящая спираль при любых кренах должна выполняться на $M = 0,9$ при работе двигателей на полном форсаже и на $M = 0,85$ — на максимале и минимальном форсаже. Время и шаг витка спиралей, выполняемых на полном форсаже и максимале при оптимальных числах M набора, приведены на рис. 6.45.

Из характера приведенных на рис. 6.45 графиков следует, что шаг спирали уменьшается при увеличении крена. Происходит это потому, что увеличение крена сопровождается уменьшением угла наклона траектории и увеличением знаменателя дроби формулы (6.35), а это, как следует из формулы (6.35), ведет к уменьшению шага витка. При этом необходимо отметить, что чем больше крен, тем больше его влияние на шаг спирали. Например, если увеличение крена с 30 до 40° приводит к уменьшению шага спирали на 1000 м, то увеличение крена на те же 10° , но в диапазоне $60...70^\circ$ сопровождается уменьшением шага витка спирали уже почти на 2500 м.

Шаг и время выполнения одного витка являются важными характеристиками спирали. Но для выбора оптимальной спирали необходим анализ и других параметров, таких, как боковое отклонение самолета от начального направления полета, средний за виток расход топлива на набор высоты 1000 м, а также вертикальная скорость. В табл. 6.5 приведены полученные расчетом характеристики спирали при выполнении ее на самолете без подвесок и работе двигателей на максимальном режиме. Вертикальная скорость при всех углах крена дана в момент прохода высоты $4000...4500$ м.

Для восходящей спирали на полном форсаже величина расхода топлива в $3,0...3,2$ раза, а вертикальная скорость в $3,5...4,0$ раза больше, чем на максимале. Боковое отклонение самолета практически не зависит от режима работы двигателей.

Из приведенных в табл. 6.5 данных следует, что оптимальной величиной крена восходящей спирали как на максимальном, так и на форсажных режимах работы двигателей является угол в пределах $45...60^\circ$. При меньших кренах происходит проигрыш в расходе топлива и фигура оказывается растянутой в пространстве. При кренах более 60° происходят интенсивный рост расхода топлива и уменьшение вертикальной скорости. При кренах $45...60^\circ$ обеспечивается наибольшая экономичность полета, вертикальная скорость близка к ее наибольшему значению и при этом фигура является достаточно компактной.

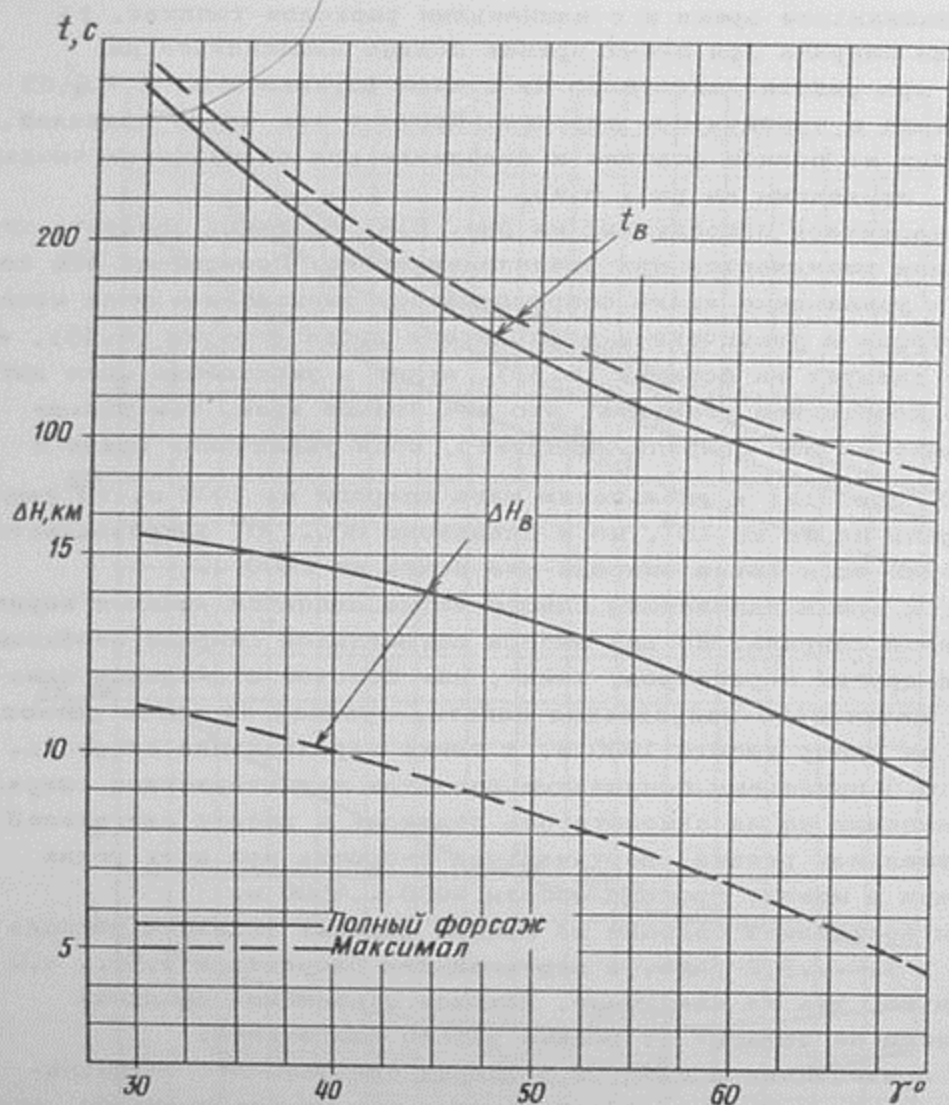


РИС. 6.45. ШАГ И ВРЕМЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ВИТКА ВОСХОДЯЩЕЙ СПИРАЛИ
(самолет без подвесок, $M = 0,9$ на режиме "Полный форсаж"
и $M = 0,85$ на режиме "Максимал")

Таблица 6.5

γ°	30	45	60	70
Z , км	24,7	14,9	8,8	5,8
Δm_T , кг	28	26,3	26,8	30,4
V_y , м/с	67	64	57	36

7. ХАРАКТЕРИСТИКИ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

7.1. ЗАПАС ТОПЛИВА НА САМОЛЕТЕ

Дальность и продолжительность полета являются важнейшими характеристиками самолета, определяющими тактический радиус действия и время дежурства в воздухе. Они определяются километровыми (часовыми) расходами топлива и его запасами на самолете.

Эксплуатационная вырабатываемая вместимость основной топливной системы самолета МИГ-29 равна 4200 л.

На самолете может быть подвешен один топливный бак вместимостью 1500 л. При этом эксплуатационная вырабатываемая вместимость топлива при полной заправке составит 5680 л.

Массовый запас топлива определяется по формуле

$$m_T = W_T \rho_T. \quad (7.1)$$

Запас топлива, применяемый в расчетах дальности и продолжительности полета самолета, определяется по формуле

$$m_{T \text{ расч}} = m_T - 0,07 m_T. \quad (7.2)$$

Массовый расчетный запас топлива для самолета МИГ-29 в зависимости от плотности топлива приведен в табл. 7.1.

Т а б л и ц а 7.1

Вариант заправки самолета топливом	Плотность топлива, кг/л		
	0,83	0,775	0,755
Без подвешного бака, кг	3240	3025	2950
С подвесным баком, кг	4400	4110	4005

Регламентированные остатки топлива на самолете при срабатывании световой сигнализации приведены в табл. 7.2.

Контролируемые баки	Остаток топлива по ИСТР., кг	Вывешиваемый сигнал	Примечание
Подвесной бак	3000...3600	П	Сигнал зеленого цвета
Крыльевые баки	2200...2700	КР	Сигнал зеленого цвета
Бак № 3	700...850	3	Сигнал зеленого цвета
Бак № 1	550...700	1	Сигнал зеленого цвета
Бак № 2	470...630	ОСТАЛОСЬ 550	Сигнал красного цвета сопровождается миганием кнопки-ламп КСЦ и речевой информацией
	0±100	НЕТ ПОДКАЧКИ	Сигнал желтого цвета сопровождается миганием кнопки-ламп КСЦ и речевой информацией

7.2. ЧАСОВОЙ И КИЛОМЕТРОВЫЙ РАСХОДЫ ТОПЛИВА И ИХ ЗАВИСИМОСТЬ ОТ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

Часовой расход топлива равен произведению удельного расхода на тягу

$$Q = C_{\text{уд}} P. \quad (7.3)$$

В установившемся горизонтальном полете тяга двигателей равна лобовому сопротивлению самолета, поэтому часовой расход определяется по формуле

$$Q = C_{\text{уд}} X = C_{\text{уд}} \frac{G}{K}. \quad (7.4)$$

7.2.1. Влияние скорости и высоты полета

В зависимости от изменения скорости полета часовой расход изменяется примерно так же, как и лобовое сопротивление. На заданной высоте полета скорость минимального часового расхода топлива примерно равна наивыгоднейшей скорости, при которой имеют место максимальное качество и минимальное сопротивление.

Удельный расход топлива при полете с наивыгоднейшей скоростью с увеличением высоты до 13000 м уменьшается. При дальнейшем увеличении высоты удельный расход топлива остается постоянным (рис. 7.1). Минимальная потребная тяга двигателей до высоты 11000...13000 м

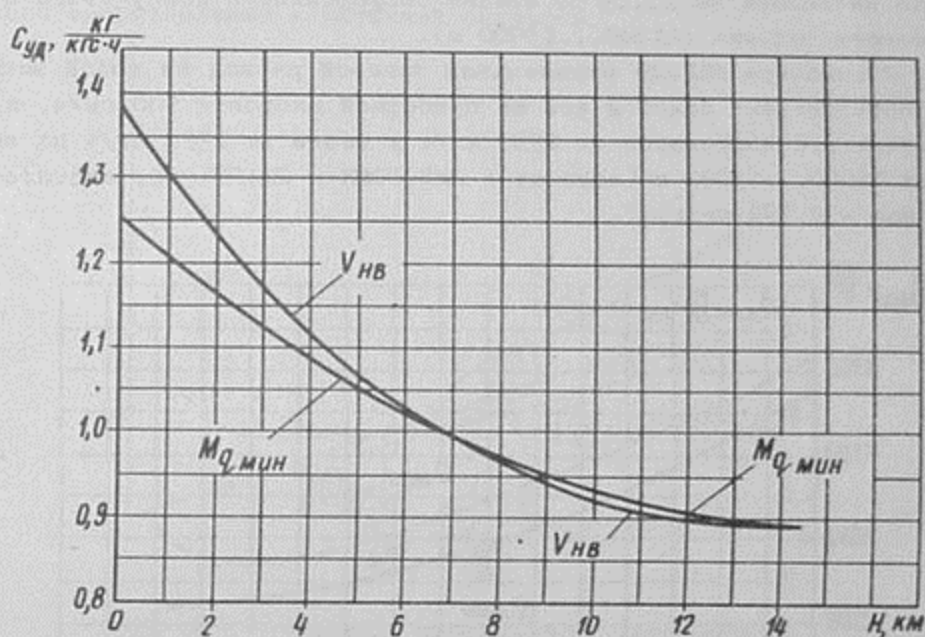


РИС. 7.1. ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ ОТ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА СО СКОРОСТЯМИ МИНИМАЛЬНЫХ ЧАСОВОГО И КИЛОМЕТРОВОГО РАСХОДОВ ТОПЛИВА
(самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, $m = 13000$ кг)

сохраняется постоянной и на высоте более 13000 м увеличивается, поэтому минимальный часовой расход топлива до высоты 11000 м уменьшается, на высотах 11000...13000 м постоянен и на высоте более 13000 м увеличивается (рис. 7.2). Таким образом, минимальный часовой расход получается при полете с наимыгоднейшей скоростью и номинальной частотой вращения роторов двигателей, а это имеет место на высоте на 2...3 км меньше бесфорсажного дозвукового статического потолка (11000...13000 м).

У самолета МИГ-29 минимальный часовой расход на любой высоте соответствует одной и той же приборной скорости 400 км/ч, а значение его изменяется от 1930 кг/ч у земли до 1450 кг/ч на высотах 11000...13000 м (самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470; плотность топлива - 0,755 кг/л).

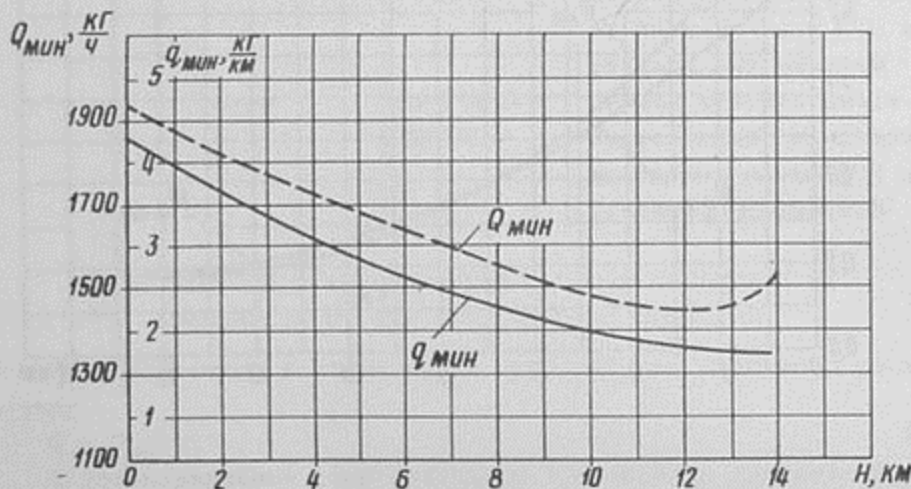


РИС. 7.2. ЗАВИСИМОСТЬ МИНИМАЛЬНЫХ ЧАСОВОГО И КИЛОМЕТРОВОГО РАСХОДОВ ТОПЛИВА ОТ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА (самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470, m = 13000 кг)

Километровый расход топлива равен отношению часового расхода в горизонтальном полете к скорости полета

$$q = \frac{Q}{V} = \frac{C_{уд} X}{V} = \frac{C_{уд} G}{KV} \quad (7.5)$$

На заданной высоте минимальный километровый расход соответствует числу M, при котором отношение произведения удельного расхода и лобового сопротивления к истинной скорости минимально. Это число M несколько больше крейсерского (M_{крс}, при котором отношение лобового сопротивления к истинной скорости минимально, показано на рис. 7.3) вследствие влияния удельного расхода топлива. В летных

испытаниях установлено, что на высотах 10...12 км это число M равно 0,8, на высотах 12,4...12,6 км - 0,8...0,85 и на высотах более 12,6 км - 0,85. С увеличением высоты полета при выдерживании числа M минимального километрового расхода километровый расход топлива постоянно уменьшается (см. рис. 7.2). Это связано как с уменьшением удельного расхода топлива (см. рис. 7.1), так и отношения лобового сопротивления к истинной скорости.

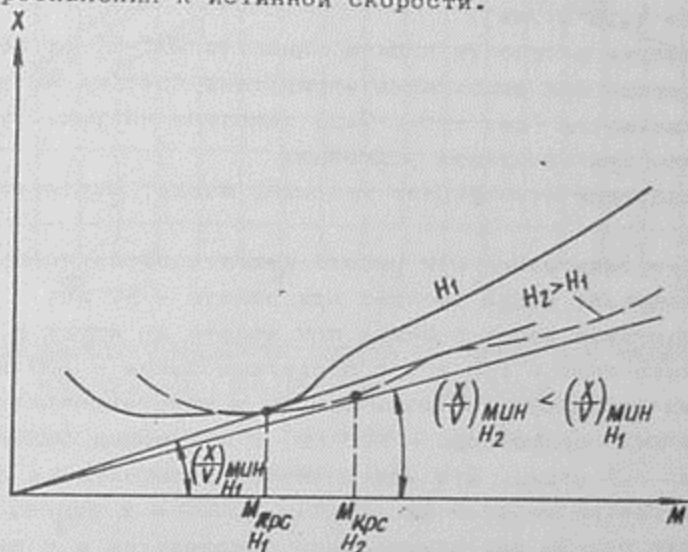


РИС. 7.3. СРАВНЕНИЕ МИНИМАЛЬНОГО ОТНОШЕНИЯ $\frac{X}{V}$ НА РАЗЛИЧНЫХ ВЫСОТАХ

Наибольшую дальность полета при заданном запасе топлива можно получить, если выполнять полет с числом M минимального километрового расхода. На рис. 7.4 приведена зависимость дальности полета от числа M и величины исходной для полета по потолкам высоты $H_{1\text{гп}}$.

Как следует из рисунка, оптимальная исходная для полета по потолкам высота, на которой достигается наибольшая дальность, составляет 11000...13000 м. Суммарная дальность полета при исходных высотах полета по потолкам $H_{1\text{гп}} = 11000...13000$ м меняется незначительно (от 1160 до 1170 км). Однако, если на высотах 11000...11800 м для получения минимального километрового расхода необходимо строго выдерживать число $M = 0,8$, то на высотах $H_{1\text{гп}} = 12200...12800$ м диапазон чисел M , в котором сохраняется минимальный километровый расход, составляет 0,80...0,85, поэтому не требуется достаточно строго выдерживать число M полета, вследствие чего пилотирование на этом режиме становится более удобным.

Километровые расходы при этом соответствуют значениям, приведенным в табл. 7.3.

У самолета МИГ-29 с двумя Р-60МК и двумя АПУ-470 число $M_{\text{мин}}$, соответствующее минимальному километровому расходу топлива, изменяется от 0,5 у земли (минимальный километровый расход равен 4,32 кг/км) до 0,8 на высоте 13000 м (минимальный километровый расход равен 1,76 кг/км).

Зависимость дальности полета самолета МИГ-29 от высоты и характера подвесок при выполнении маршрутных полетов на режиме максимальной дальности (см. табл. 7.3) показана на рис. 7.5. Дальности рассчитаны при следующих условиях:

- стандартные атмосферные условия, штиль, плотность топлива - 0,755 кг/л;

- расходующая масса при работе двигателей на земле - 100 кг;

- расходующая масса топлива при взлете - 50 кг;

- расходующая масса топлива при полете по кругу и посадке без подвешного бака - 150 кг, с подвешным баком - 200 кг;

- сумма гарантийного технического и навигационного запасов топлива без подвешного бака - 600 кг, с подвешным баком - 700 кг.

Из рис. 7.5 видно, что максимальная дальность на самолете МИГ-29 достигается на высотах 12500...13000 м и более. С уменьшением высоты полета она значительно сокращается и у земли равна менее половины максимальной дальности, полученной на высотах 12500...13000 м.

7.2.2. Влияние полетной массы и характера подвесок

На режиме максимальной продолжительности (при $K = K_{\text{макс}}$) часовой и километровый расходы топлива изменяются на столько же процентов, на сколько процентов изменяется полетная масса самолета. Изменение массы здесь предполагается либо за счет выработки топлива, либо - сброса подвесок, не приводящих к значительному изменению лобового сопротивления.

Влияние изменения полетной массы при полете на режиме максимальной дальности на дальность и продолжительность выражено в меньшей степени.

С увеличением высоты полета влияние массы растет. Например, при изменении массы на 10 % километровый расход топлива изменяется на высоте 1000 м на 1 %, на высоте 5000 м - на 5 %, а на высоте 11000 м - на 11 %.

Подвески вооружения и подвешной топливный бак, кроме увеличе-

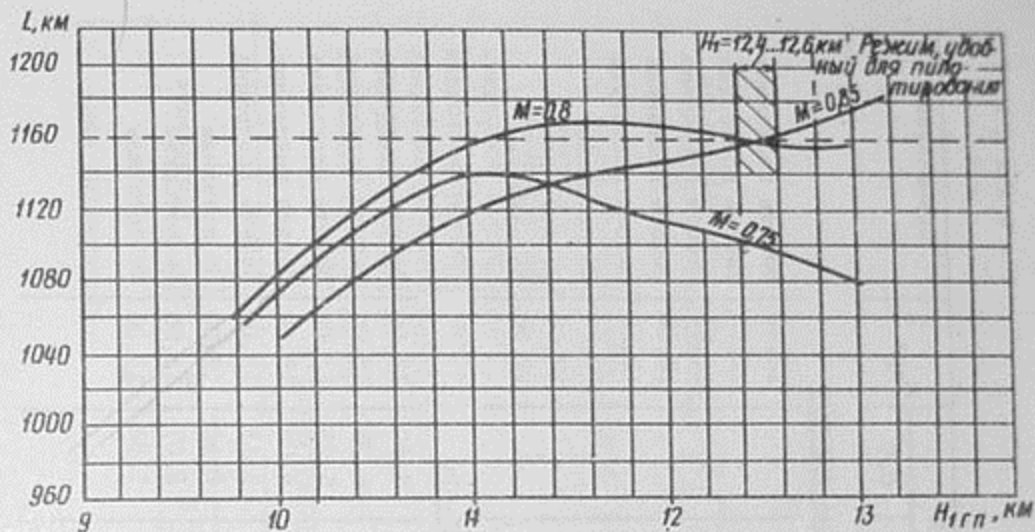


РИС. 7.4. ЗАВИСИМОСТЬ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА ОТ ЧИСЛА M И ВЕЛИЧИНЫ ИСХОДНОЙ
 ДЛЯ ПОЛЕТА "ПО ПОТОЛКАМ" ВЫСОТЫ $H_{г.п}$
 ($\rho_T = 0,755$ кг/л, самолет с 2хР-60МК и 2хАПУ-470; остаток топлива
 после посадки 600 кг)

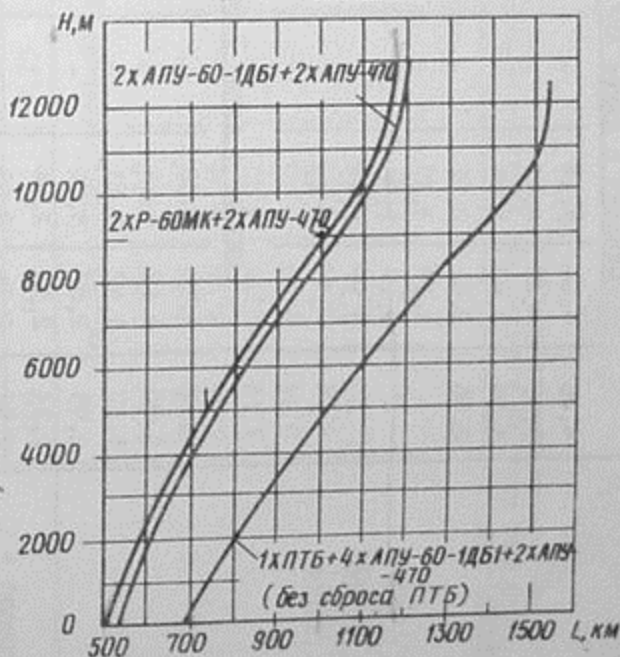


РИС. 7.5. ЗАВИСИМОСТЬ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА ОТ ВЫСОТЫ И ХАРАКТЕРА ПОДЪЕЗДОВ
 ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ МАРШРУТНЫХ ПОЛЕТОВ НА РЕЖИМЕ МАКСИМАЛЬНОЙ
 ДАЛЬНОСТИ

Высота полета, м	Километровый расход, кг/км, при числе М							Примечание
	ш, т							
	0,5	0,6	0,7	0,75	0,8	0,85	0,9	
Самолет с двумя АПУ-60-1ДБ1 и двумя АПУ-470								
0	4,26	4,64	5,19	-	5,80	-	-	12,90 Высота постоянна
1000	3,95	4,26	4,73	-	5,16	-	-	12,90 Высота постоянна
3000	3,34	3,42	3,75	-	4,09	-	-	12,90 Высота постоянна
5000	2,86	2,81	2,91	-	3,26	-	-	12,80 Высота постоянна
7000	-	2,39	2,37	-	2,52	2,80	-	12,80 Высота постоянна
9000...10000	-	2,17	1,96	-	1,98	2,10	-	По потолкам
11000...11900	-	2,37	1,93	-	1,74	1,79	-	По потолкам
13000...13800	-	-	2,42	-	1,70	1,69	-	По потолкам
Самолет с двумя Р-60МК и двумя АПУ-470								
0	4,32	4,77	5,38	-	6,11	-	7,60	13,00 Высота постоянна
1000	3,90	4,32	4,74	-	5,46	-	6,76	13,00 Высота постоянна
3000	3,37	3,47	3,81	-	4,30	-	5,23	13,00 Высота постоянна
5000	2,93	2,87	3,02	-	3,34	-	4,08	13,00 Высота постоянна
7000	2,73	2,50	2,44	-	2,63	-	3,13	13,00 Высота постоянна
9000...10000	2,92	2,24	2,09	-	2,16	-	2,50	По потолкам
11000...11900	-	2,39	1,95	-	1,83	-	2,07	По потолкам
13000...13800	-	-	-	-	1,76	-	1,82	По потолкам

Высота полета, м	Километровый расход, кг/км, при числе М							ш, ср, т	Примечание
	0,5	0,6	0,7	0,75	0,8	0,85	0,9		
Самолет с ПТБ, четырьмя АПУ-60-1ДБ1 и двумя АПУ-470									
0	4,59	4,84	5,49	-	6,49	-	-	13,90	Высота постоянна
1000	4,23	4,38	5,00	-	5,82	-	-	13,85	Высота постоянна
3000	3,54	3,56	3,98	-	4,64	-	-	13,80	Высота постоянна
5000	3,12	2,98	3,17	-	3,59	-	-	13,80	Высота постоянна
7000	2,94	2,59	2,61	-	2,82	-	-	13,80	Высота постоянна
9000...10300	3,36	2,43	2,20	-	2,20	-	-	13,70	По потолкам
11000...12200	-	2,77	2,08	-	1,95	2,06	-	13,70	По потолкам
12500...13600	-	-	-	2,10	1,94	1,95	2,00	13,60	По потолкам

ПРИМЕЧАНИЕ. Километровые расходы топлива, приведенные в табл. 7.3 для самолетов с подвесками и без них, за исключением расходов с двумя Р-60МК и двумя АПУ-470, получены пересчетом по обобщенным характеристикам.

ния полетной массы, увеличивают и лобовое сопротивление самолета, что приводит к повышению часовых и километровых расходов топлива. Например, подвеска шести АПУ и топливного бака повышает километровый расход на режиме максимальной дальности на 0,3...0,5 кг/км. Однако, если все подвески вооружения уменьшают дальность и продолжительность полета самолета, то топливный бак повышает дальность и продолжительность полета за счет большего запаса топлива. Увеличение запаса топлива за счет подвески топливного бака увеличивает дальность полета на высотах 10000...13000 м на 370 км. Однако максимальная дальность полета еще может быть существенно увеличена, если подвесной топливный бак сбросить после выработки из него топлива. В этом случае уменьшается лобовое сопротивление самолета и, следовательно, километровый расход топлива. Сброс топливного бака после выработки из него топлива при условиях полета, приведенных в пояснении к рис. 7.5, может дать прибавку к дальности приблизительно еще на 100...150 км на высоте 13000 м.

7.2.3. Влияние температуры наружного воздуха и ветра

При горизонтальном полете с постоянной скоростью по прибору (с постоянным числом M) километровый расход топлива от температуры практически не зависит, так как на истинную скорость полета при постоянном числе M температура влияет точно так же, как и на часовой расход топлива.

Ветер оказывает существенное влияние на километровый расход топлива. При полете с попутным ветром путевая скорость больше истинной, а при встречном — меньше. При боковом ветре на километровый расход и дальность полета оказывает влияние попутная или встречная составляющая скорости ветра.

При полетах на дальность желательно иметь минимальный расход топлива на километр земного пути, равный

$$q_W = \frac{q}{1 \pm \frac{W}{V}} \quad (7.6)$$

При полете к цели и обратно по одному и тому же маршруту суммарный расход топлива при ветре будет больше, чем при безветрии в $\left[\frac{1}{1 - \left(\frac{W}{V}\right)^2} \right]$ раз. Это объясняется тем, что самолет под воздействием встречного ветра находится большее время и его путевая скорость будет меньше.

Для выполнения инженерно-штурманских расчетов, кроме запасов топлива на самолете, километровых и часовых его расходов в

зависимости от эксплуатационных факторов, рассмотренных ранее, необходимо знать эксплуатационные расходы топлива на земле, при взлете, разгоне, наборе высоты, выполнении фигур пилотажа, снижении, заходе на посадку и посадке.

7.3. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ РАСХОДЫ ТОПЛИВА

Эксплуатационный расход топлива на земле, включающий расходы при запуске, опробовании двигателей и рулении, составляет 150 кг. В процессе выполнения взлета самолет расходует около 50 кг топлива.

Расход топлива, потребный для разгона до истинной скорости набора высоты 900 км/ч (число $M = 0,72$), можно определить по графику на рис. 7.6. Из рисунка следует, что самолет массой 13000 кг с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 разгоняется у земли от числа $M = 0,24$ до $M = 0,72$ за 35 с на пути 6 км, расходуя 80 кг топлива.

Расход топлива, потребный для набора высоты, в зависимости от варианта подвески приведен на рис. 5.15, а при снижении - на рис. 5.19.

Расходы топлива при выполнении некоторых фигур пилотажа и время их выполнения помещены в разд. 6.

Потребный для выполнения захода и посадки расход топлива зависит от вида предпосадочного маневра. При визуальном заходе на посадку по кругу и посадке в течение 4 мин расходуются 200 кг топлива. При заходе с прямой расход топлива составляет 330 кг, время - 12,6 мин, а с рубежа с высоты 2000 м - 160 кг при времени полета 5,25 мин. Эксплуатационный расход топлива при выполнении захода на посадку двумя разворотами на 180° и посадки за 9,4 мин составляет 355 кг.

Инженерно-штурманские расчеты дальности и продолжительности полета осуществляются с помощью Руководства по расчету дальности и продолжительности полета самолета МИГ-29.

7.4. ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

Обобщенными характеристиками (рис. 7.7) называют зависимость относительного километрового расхода топлива от числа M полета и приведенной массы для определенного варианта подвески. Эти характеристики позволяют определить условия, при которых относитель-

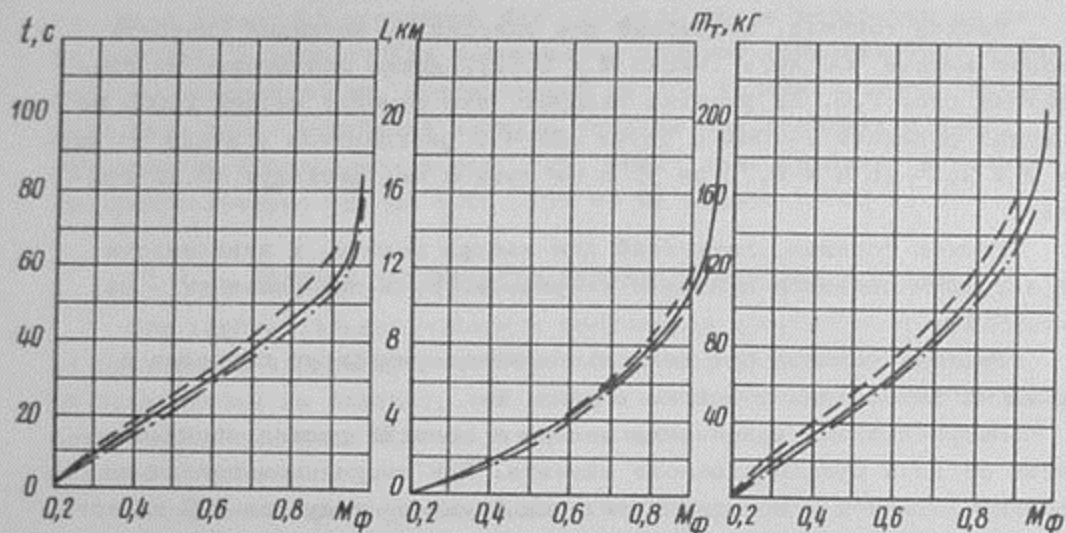


РИС. 7.6. ЗАВИСИМОСТЬ ХАРАКТЕРИСТИК РАЗГОНА У ЗЕМЛИ ОТ ЧИСЛА M И ХАРАКТЕРА ПОДВЕСОК НА МАКСИМАЛЬНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ($m = 13000$ кг):

- с 2хР-60МК и 2хАПВ-470;
- - с 2хАПВ-60-1ДБ1 и 2хАПВ-470;
- · - с ПТВ, 4хАПВ-60-1ДБ1 и 2хАПВ-470.

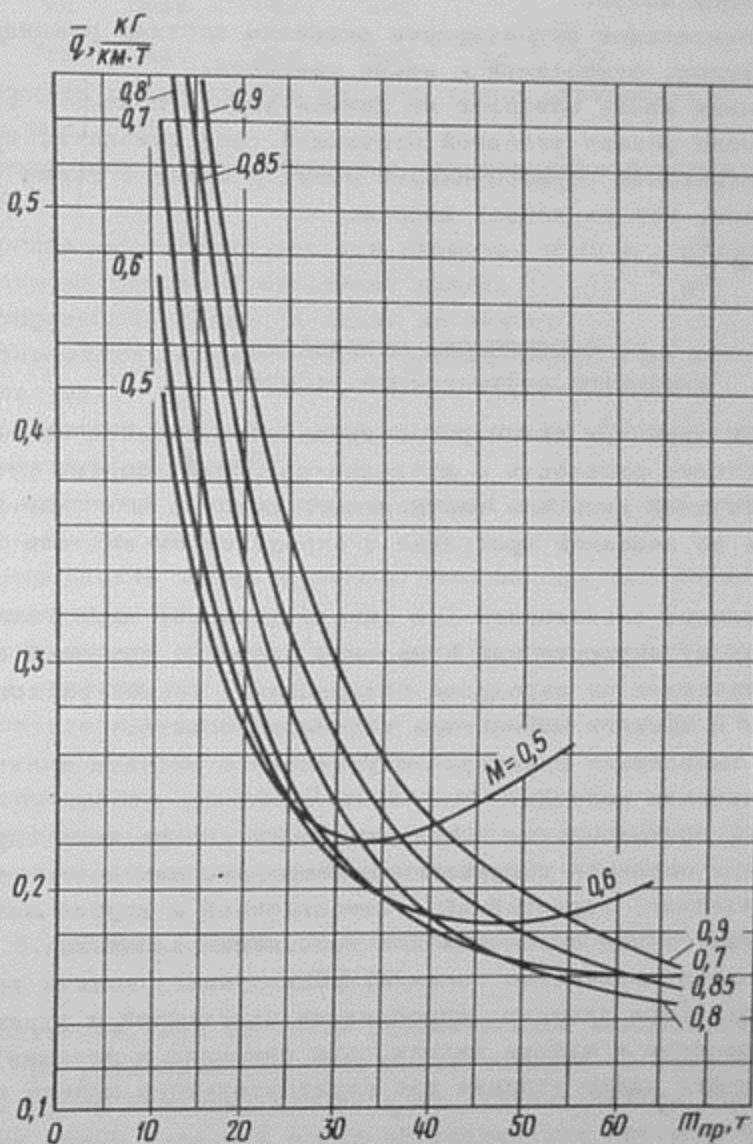


РИС. 7.7. ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КИЛОМЕТРОВОГО
РАСХОДА ТОПЛИВА
(самолет с 4хР-60МК и 2хР-27Р1)

ный километровой расход топлива минимален, или определить абсолютный километровой расход при заданных условиях полета: высоте, скорости и полетной массе.

Под относительным километровым расходом топлива понимают километровой расход, отнесенный к массе самолета.

Приведенная масса самолета на данной высоте полета — это величина, численно равная условной подъемной силе самолета, выполняющего прямолинейный горизонтальный полет у земли с таким числом M и углом атаки, как на данной высоте:

$$m_{пр} = m \frac{P_0}{P_H} \quad (7.7)$$

7.5. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ИНЖЕНЕРНО-ШТУРМАНСКОГО РАСЧЕТА

Основными задачами инженерно-штурманского расчета являются:

- определение дальности и продолжительности полета, рубежа перехвата воздушной цели или тактического радиуса действия при полете самолета по заданной программе с определенным запасом топлива;

- определение возможности (по запасу топлива) выполнения полета по заданному маршруту или нанесения удара по наземной цели на заданном удалении от аэродрома базирования, расчет расхода топлива за полет и времени выполнения заданного полета.

Порядок выполнения инженерно-штурманского расчета дальности и продолжительности полета:

- оценить достаточность исходных данных для расчета (профиль полета, вариант подвесок вооружения и заправки, плотность топлива, атмосферные условия, гарантийный, навигационный и другие запасы топлива, состав группы самолетов для выполнения задания);

- определить количество топлива, расходуемого помимо горизонтального полета (при запуске, опробовании двигателей и рулении, при взлете, разгоне и наборе высоты, при снижении и посадке);

- рассчитать запас топлива для горизонтального полета по формуле

$$m_{т.гп} = m_t - m_{т.г.тех} - m_{т.зем} - m_{т.взл} - m_{т.раз} - m_{т.наб} - m_{т.сн} - m_{т.кр} - m_{т.зап}; \quad (7.8)$$

- на заданных высоте и скорости горизонтального полета определить абсолютный километровой расход топлива;

- рассчитать дальность и продолжительность горизонтального полета по формулам:

$$L_{гп} = \frac{m_{т.гп}}{q}; \quad (7.9)$$

$$t_{\text{гп}} = \frac{m}{qV}; \quad (7.10)$$

- определить общие дальность и продолжительность полета:

$$L = L_{\text{гп}} + L_{\text{раз}} + L_{\text{наб}} + L_{\text{сн}}; \quad (7.11)$$

$$t = t_{\text{гп}} + t_{\text{взл}} + t_{\text{раз}} + t_{\text{наб}} + t_{\text{сн}} + t_{\text{кр}}. \quad (7.12)$$

Истинную скорость для расчета можно определить с помощью номограммы рис. 7.8.

Пример выполнения инженерно-штурманского расчета приведен на рис. 7.9.

Порядок выполнения расчета времени, пути и расхода топлива при полете на перехват воздушных целей:

- определить расход топлива на земле;
- определить время, путь и расход топлива на взлет, разгон и набор высоты;
- определить время и расход топлива на горизонтальном участке полета навстречу цели;
- определить время, путь и расход топлива при маневре выхода перехватчика на цель;
- определить время и расход топлива при выполнении маневренного воздушного боя;
- определить время, путь и расход топлива для возвращения на аэродром посадки;
- определить расход топлива при полете по кругу и при посадке;
- определить суммарный расход топлива;
- сравнить расчетный запас топлива с потребным запасом и сделать вывод о возможности выполнения данного полета.

7.6. РЕЖИМЫ ПОЛЕТА НА ДАЛЬНОСТЬ И ИХ СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА

Рассмотрим, как меняется относительный километровый расход топлива при различных способах пилотирования по мере выработки топлива. Будем считать, что во всех случаях летчик начинает полет, установив самый выгодный исходный режим, при котором относительный километровый расход топлива минимален (точка 1 на обобщенной характеристике рис. 7.10, число $M = 0,8$, приведенная масса самолета 72 т. Это соответствует массе самолета с двумя ракетами Р-60МК и двумя АПУ-470 13,8 т на высоте 12000 м).

7.6.1. Полет на постоянной высоте с постоянной частотой вращения роторов двигателей

Пусть на высоте, соответствующей приведенной массе 72 т, лет-

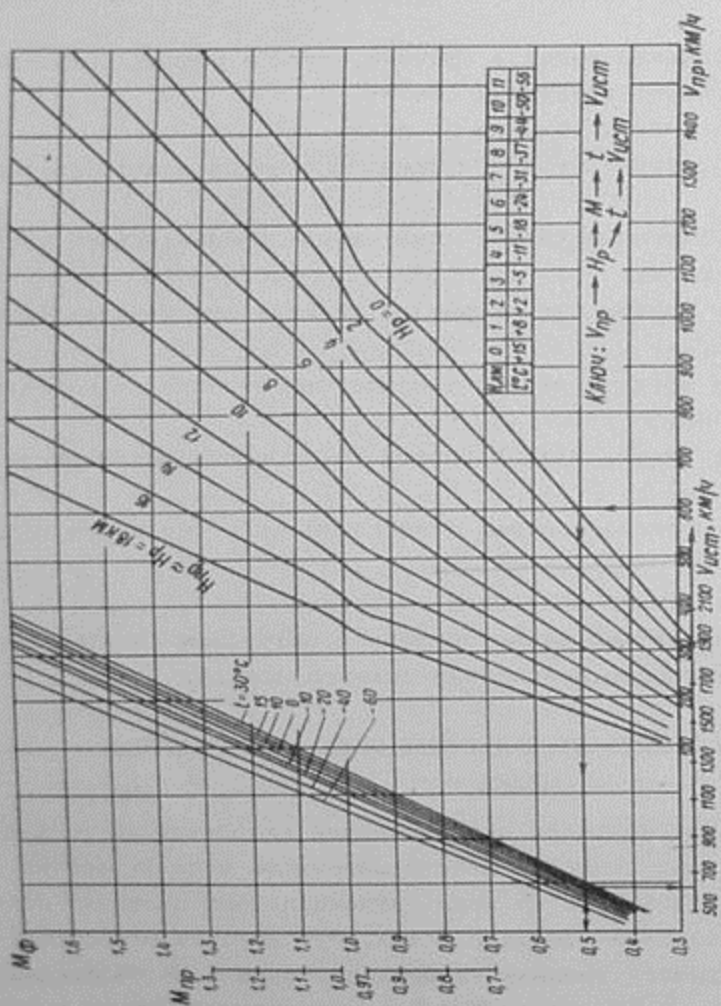


РИС. 7.8. НОМОГРАММА ДЛЯ ПЕРЕВОДА ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ В ЧИСЛО М И
 ИСТИННУЮ СКОРОСТЬ С УЧЕТОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОПРАВКИ II СТАТИКИ

ПВД-18

(в диапазоне $M_{пр} = 0,97 + 1,09$ показания прибора неустой-
 чивые)

Наименование	Запуск		Взлет	Разгон	Набор H	Г. П.	Снижение	Затоп и по- и посадка	Гарантийный и запас	Сумма
	опробов.	руление								
L, км				6	83	763	110			962
t, с			20	38	340	3230	640	240		4508
Число M					0,75	0,8				
V _{пр.} , км/ч					460		450			
V _{ист.} , км/ч					900					
q, $\frac{кг}{км}$				15	495	2,16... 1,93 q _{ср} = 2,0415	118			
Расход топлива, кг	150	50	90	410	1561		130	180	600	
Остаток, кг	3171	3021	2971	2881	2471	910	780	600	0	
m _{факт.} , кг	15505	15355	15305	15215	14805	13244	13114	12934	12334	
m _{пр.} , т					67,2	67,2				
q, $\frac{кг}{км \cdot т}$					0,146	0,146				

Рис. 7.9. ПРимер инженерно-шторманского расчета полета самолета с 4хР-60МК и 2хР-27РЛ, условия стандартные. Шторман, $\rho_T = 0,755 \text{ кг/м}^3$

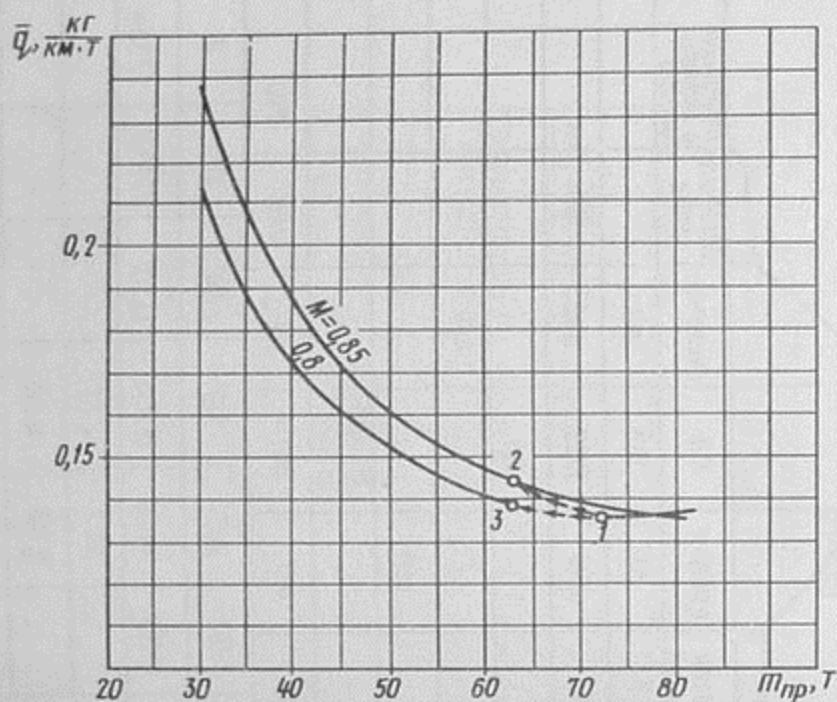


РИС. 7.10. ГРАФИК СРАВНИТЕЛЬНОЙ ЭКОНОМИЧНОСТИ ПОЛЕТА
ПРИ РАЗЛИЧНЫХ СПОСОБАХ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА С
2xP-60MK и 2xAPU-470

чик установил число $M = 0,8$ и решил выполнять горизонтальный полет, не изменяя режима работы двигателей.

По мере выгорания топлива приведенная масса будет уменьшаться. С уменьшением полетной массы уменьшается потребная тяга, и самолет будет постепенно увеличивать скорость. К концу горизонтального участка приведенная масса уменьшается до 63,6 т, число M увеличивается до 0,85, а относительный километровый расход возрастает с 0,135 до 0,144 кг/км·т (точка 2, см. рис. 7.10). Такой режим полета не может быть рекомендован для полета на дальность.

7.6.2. Полет на постоянной высоте при постоянном числе M

Летчик начинает полет в тех же условиях, что и в первом случае (точка 1, см. рис. 7.10), но выдерживает постоянными высоту и число M полета.

При израсходовании того же количества топлива (до приведенной массы 63,6 т) для сохранения числа M постоянным летчик вынужден будет уменьшать частоту вращения роторов двигателей. Вследствие возрастания удельного расхода топлива относительный километровый расход топлива будет возрастать и к концу горизонтального участка он становится равным 0,138 кг/км·т (точка 3, см. рис. 7.10). Как видно, этот режим полета более выгоден, чем первый, и находит применение при полетах на заданных эшелонах.

7.6.3. Полет по потолкам

Из рис. 7.10 видно, что наибольшую экономичность можно получить, если в течение всего полета величина относительного километрового расхода топлива будет минимальна и неизменна по мере облегчения самолета. Для этого необходимо, чтобы число $M = 0,8$ и приведенная масса, равная 72 т (на рис. 7.10 этому соответствует точка 1), оставались неизменными.

Чтобы при выгорании топлива приведенная масса самолета оставалась постоянной, необходимо все время увеличивать высоту полета (уменьшать давление p_n), то есть поддерживать равенство

$$\pi_{\text{пр}} = \pi \frac{p_0}{p_n} = \text{const.}$$

Полет с постоянным набором высоты по мере облегчения самолета при постоянных числе M и приведенной массе называется полетом по потолкам. В этом случае самолет в каждый данный момент времени будет находиться на наибольшей высоте, на которой еще возможен длительный полет при данных полетной массе и числе M . Режим полета по

потолкам, которому соответствует максимальная экономичность, является наиболее оптимальным режимом, поэтому он и применяется в тех полетах, протяженность планируемого маршрута которых соизмерима с практической дальностью полета самолета.

8. ВЗЛЕТНЫЕ И ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

8.1. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА САМОЛЕТА

8.1.1. Шасси и система торможения колес

Шасси самолета в комплексе с парашютно-тормозной системой, а также закрылками и отклоняемыми носками крыла представляют собой взлетно-посадочные устройства, обеспечивающие взлет и посадку самолета на бетонированных аэродромах.

Шасси самолета МИГ-29 - трехопорной схемы, состоит из управляемой передней опоры с двумя тормозными колесами и двух основных опор, каждая с одним тормозным колесом.

Уборка и выпуск передней и основных опор шасси производятся одновременно при переводе ручки переключателя крана шасси на уборку или выпуск. Перед уборкой шасси происходит автоматическое торможение колес. Основная система уборки и выпуска шасси - гидравлическая. Аварийный выпуск шасси производится от аварийной воздушной системы. Аварийная система обеспечивает в случае необходимости автономный выпуск только передней стойки. На передней стойке установлен рулежно-демпфирующий механизм (РДМ), предназначенный для парирования непроизвольных разворотов самолета на разбеге и пробеге и для управления самолетом при рулении. Управление разворотом передних колес осуществляется отклонением педалей. РДМ имеет два рабочих режима: взлетно-посадочный и рулежный. Максимальные углы разворота колес от нейтрального положения составляют $+8^\circ$ во взлетно-посадочном режиме и $+31^\circ$ в рулежном. Переключение с рулежного режима на взлетно-посадочный происходит автоматически при выпуске закрылков. Переключение РДМ на большие углы отклонения производится нажатием кнопки МРК ЗАХВ.ПЗ на РУД при убранных закрылках. В качестве аварийного режима работы РДМ может использоваться режим демпфирования, для этого необходимо выключить выключатель АВАР.ОТКЛ. МРК, расположенный на левом пульте кабины. В нормальном положении этот выключатель выключен и законтрен.

Самолет МИГ-29 оборудован системой торможения колес, работающей от основной или аварийной воздушной системы. Основная система обеспечивает торможение самолета на пробеге и рулении при управляющем давлении не более 8 кгс/см^2 .

При нажатии гашетки стартового торможения снимается ограничительный упор на тормозном рычаге, увеличивается его линейный ход, а следовательно, и управляющее давление до 11 кгс/см^2 . Этот режим используется для стартового торможения.

Основная система имеет устройство для автоматического растормаживания колес, наличие которого позволяет удерживать тормозной рычаг в полностью нажатом положении, что обеспечивает оптимальный режим торможения на пробеге и упрощает процесс торможения. В системе торможения предусмотрено автоматическое отключение тормозов передних колес при переключении РДМ на большие углы разворота.

При выполнении полетов может понадобиться отключение тормоза переднего колеса. Ручка управления краном ТОРМОЗ ПЕРЕДН.КОЛЕСА расположена в верхней центральной части приборной доски.

Энергоемкость тормозов обеспечивает торможение самолета без применения тормозного парашюта на пробеге со скорости 215 км/ч без перегрева колес. С применением тормозного парашюта скорость начала торможения не ограничена, однако для предотвращения разрушения передних колес при включенных тормозах торможение необходимо начинать при опущенном носе самолета.

При отсутствии давления воздуха в основной системе торможение осуществляется от аварийной системы плавным перемещением рукоятки аварийного торможения. В зависимости от степени перемещения рукоятки в тормоза основных колес поступает воздух под давлением $0...18 \text{ кгс/см}^2$. Устройство автоматического растормаживания при этом не работает, передние колеса не тормозятся.

Во избежание разрушения шин торможение необходимо производить плавным вытягиванием рычага, учитывая состояние ВПП. Процесс ручного торможения требует специальных навыков.

8.1.2. Парашютно-тормозная установка

Для сокращения длины пробега на самолете используется тормозной парашют площадью 17 м^2 . Парашют соединяется с замком крепления к самолету серьгой, имеющей тарированную шейку. При выпуске тормозного парашюта на скорости 320 км/ч разрывом серьги по тарированной шейке обеспечивается аварийный сброс парашюта при самопроизвольном его выпуске в воздухе. Для предупреждения разрыва серьги на пробеге скорость выпуска тормозного парашюта при по-

садке самолета должна быть не более 310 км/ч. Выпуск тормозного парашюта в положении самолета по тангажу, близком к посадочному, продольных моментов не вызывает, так как линия действия силы торможения проходит вблизи центра масс самолета.

8.1.3. Взлетно-посадочная механизация крыла

Для уменьшения взлетной и посадочной скоростей, длины разбега и пробега на крыле самолета установлены односекционные щелевые "плавающие" закрылки и отклоняемые носки, состоящие из двух механически не связанных между собой секций. Корневая секция носков разделена на три части, соединенные между собой пальцами, концевая секция — цельная. Угол отклонения носков на взлете и посадке 20° вниз по потоку. Носки выпускаются (убираются) автоматически при нажатии кнопки на выпуск (уборку) закрылков.

Закрылок работает совместно со щитком, открывающим щель обдува при выпуске и закрывающим ее при уборке закрылка. При выпуске закрылка щиток образует вместе с обшивкой задней части крыла плавный обвод щели. При убранном положении закрылка резиновый профиль на задней кромке щитка герметизирует щель (рис. 8.1). Угол отклонения закрылков на взлете и посадке составляет 25° .

При выдерживании скоростей выпуска и уборки закрылков, рекомендованных Инструкцией летчику, закрылки не "плавают". При превышении указанных скоростей полета с выпущенными закрылками угол их отклонения зависит от скоростного напора (рис. 8.2).

Управление выпуском и уборкой закрылков производится из кабины с пульта управления, находящегося на левой горизонтальной панели кабины.

Совместное применение отклоняемых носков и щелевых закрылков позволяет получить плавное обтекание и большую кривизну профиля, что обеспечивает более высокие коэффициенты подъемной силы на взлетно-посадочных режимах.

8.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

8.2.1. Несущая способность крыла

Величина коэффициента подъемной силы при постоянном угле атаки в значительной степени зависит от положения механизации крыла.

Как видно из рис. 8.3, отклонение закрылков и носков во взлетно-посадочное положение увеличивает коэффициент подъемной си-

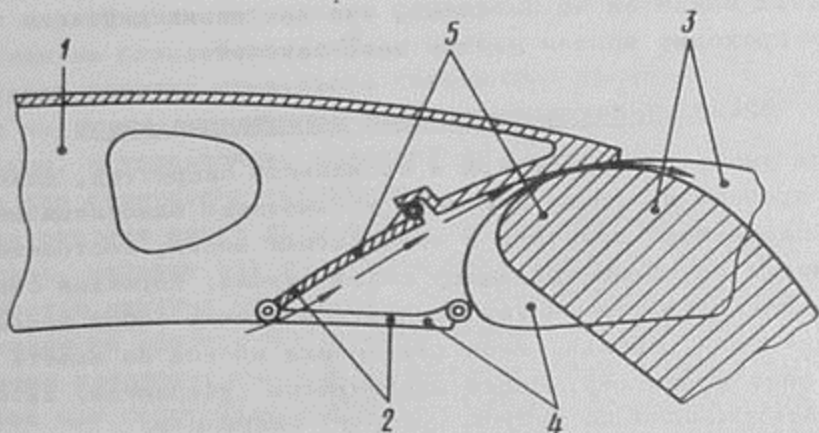


РИС. 8.1. ЗАКРЫЛОК СО ЩИТКОМ:

1 - крыло; 2 - щиток; 3 - закрылок; 4 - закрылок убран; 5 - закрылок выпущен

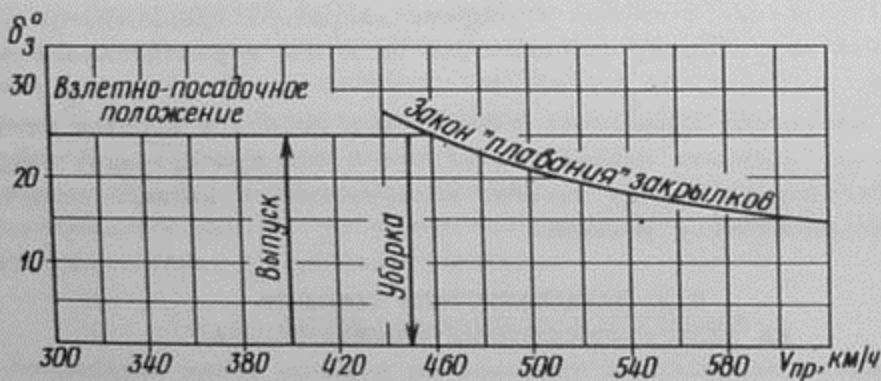


РИС. 8.2. ЗАВИСИМОСТЬ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ ОТ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ

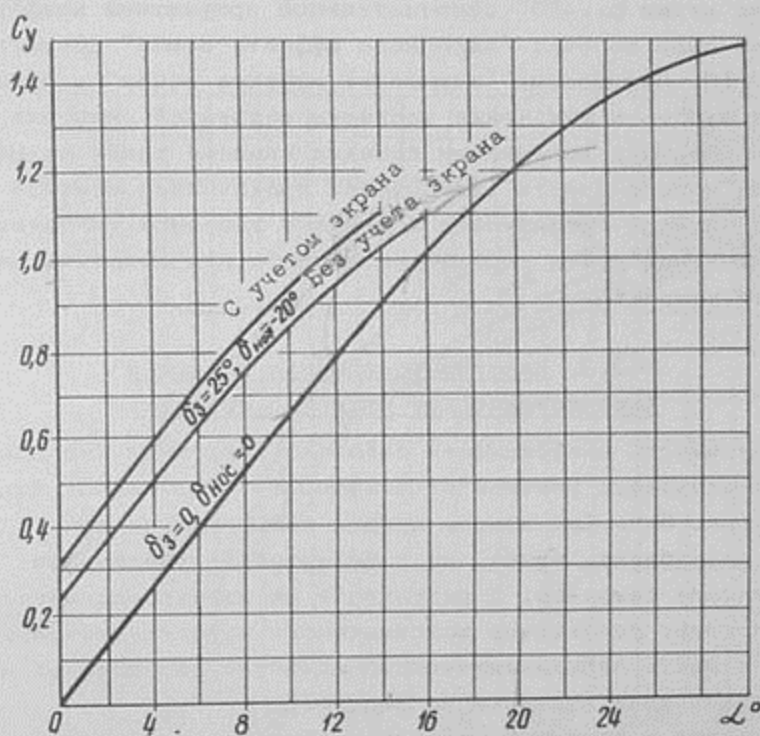


РИС. 8.3. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ОТ УГЛА АТАКИ И ПОЛОЖЕНИЯ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА БЕЗ УЧЕТА И С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ (ЭКРАНА)

лы на 0,15...0,20 по сравнению с коэффициентом подъемной силы гладкого крыла, что позволяет сократить взлетную и посадочную скорости на 6...8 %.

При полете вблизи земли меняется характер обтекания крыла, проявляется так называемый "экранный эффект земли", улучшаются несущие способности крыла. На участках выравнивания и выдерживания при углах атаки 6...10° дополнительное приращение коэффициента подъемной силы за счет "экрannого эффекта земли" достигает 0,08...0,10. Проявление "экрannого эффекта земли" в процессе выполнения взлета в изменении величины подъемной силы для летчика мало заметно. При выполнении посадки влияние земли ощущается в опускании носа самолета (увеличении продольного момента на пикирование) по мере приближения к земле и заметном увеличении потребного отклонения ручки управления на себя для создания посадочного положения самолета.

8.2.2. Взлетно-посадочная поляра и аэродинамическое качество самолета

Зависимость коэффициента лобового сопротивления самолета на взлетно-посадочных режимах от коэффициента подъемной силы показана на рис. 8.4. Как видно, выпуск закрылков не только повышает несущую способность крыла, но и значительно увеличивает лобовое сопротивление самолета. В результате на взлетно-посадочных режимах происходит уменьшение максимального аэродинамического качества. Зависимость аэродинамического качества самолета от коэффициента подъемной силы показана на рис. 8.5.

В полете с убранной механизацией крыла и выпущенным шасси максимальное аэродинамическое качество имеет место при угле атаки 8° и равно 6. Уборка шасси уменьшает коэффициент лобового сопротивления на величину 0,03, а следовательно, увеличивает качество до 10,5. При выпуске закрылков на 25° максимальное качество равно 5,5 при угле атаки, равном 6°.

При полете вблизи земли максимальное аэродинамическое качество увеличивается до 6,9 при том же значении угла атаки (6°). Это обусловлено тем, что под крылом при полете самолета на высоте 5 м и менее создается зона повышенного давления, увеличивающая коэффициент подъемной силы до 0,7. Кроме того, в результате уменьшения концевых перетеканий уменьшается коэффициент лобового сопротивления на величину 0,016 (см. рис. 8.3, 8.4).

При отсутствии тяги двигателей аэродинамическое качество самолета однозначно определяет угол его планирования

$$\theta_{пл} = \arctg \frac{1}{R} . \quad (8.1)$$

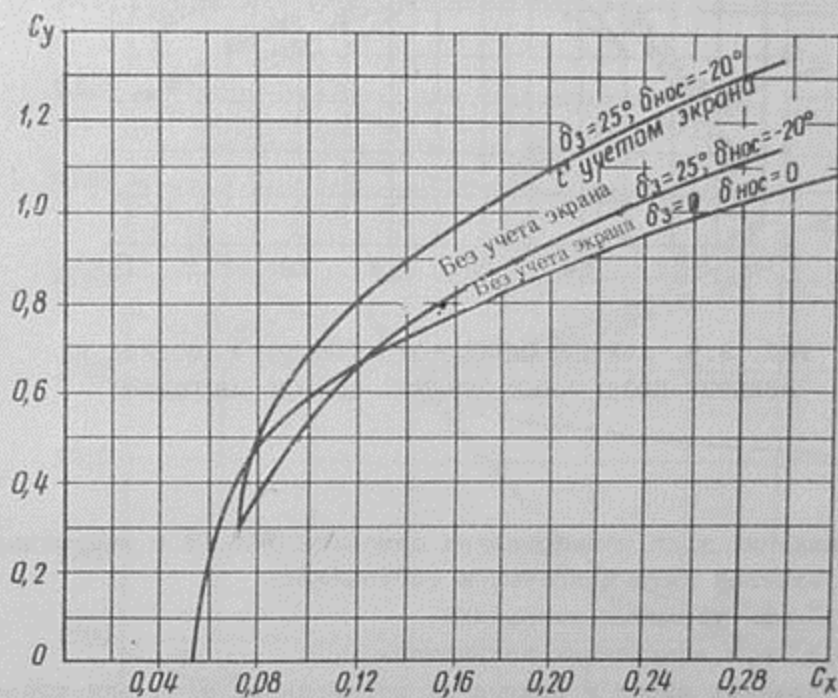


РИС. 8.4. ПОЛЯРЫ САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ (ШАССИ ВЫПУЩЕНО)

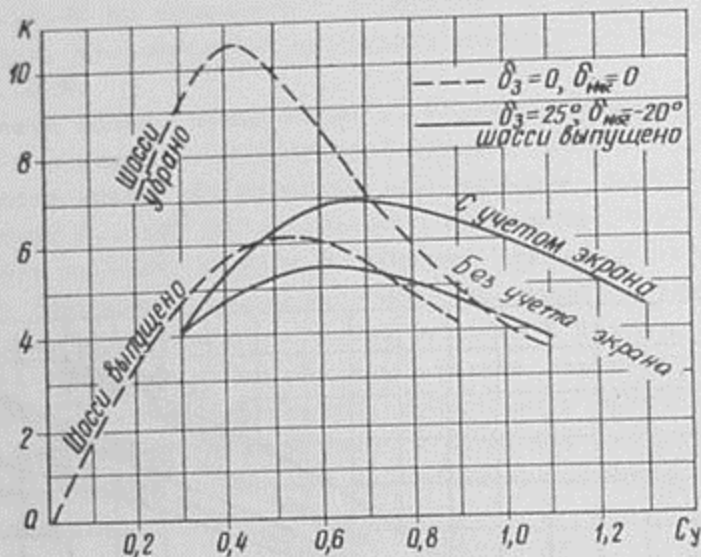


РИС. 8.5. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ (ШАССИ ВЫПУЩЕНО)

Минимальные углы планирования самолета МИГ-29 с выпущенным шасси при нулевой тяге двигателей составляют:

- $9,5^\circ$ при убранных закрылках;
- $10,3^\circ$ при выпущенных закрылках.

При убранном шасси и закрылках минимальный угол планирования при нулевой тяге составляет $5,4^\circ$.

Кривые потребной тяги для поддержания заданного угла планирования по глиссаде $2^\circ 40'$ приведены на рис. 8.6. На этом же рисунке нанесены тяги при различной частоте вращения роторов двигателей. Из рисунка видно, что при планировании по стандартной глиссаде в посадочной конфигурации самолета необходимо поддерживать частоту вращения роторов двигателей в пределах 79...83 %.

При повышении температуры наружного воздуха и барометрической высоты полета потребная частота вращения роторов двигателей на планировании несколько увеличивается вследствие уменьшения тяги двигателей.

8.2.3. Углы атаки на взлете и посадке

Наибольшее возможное значение угла атаки на взлете и посадке

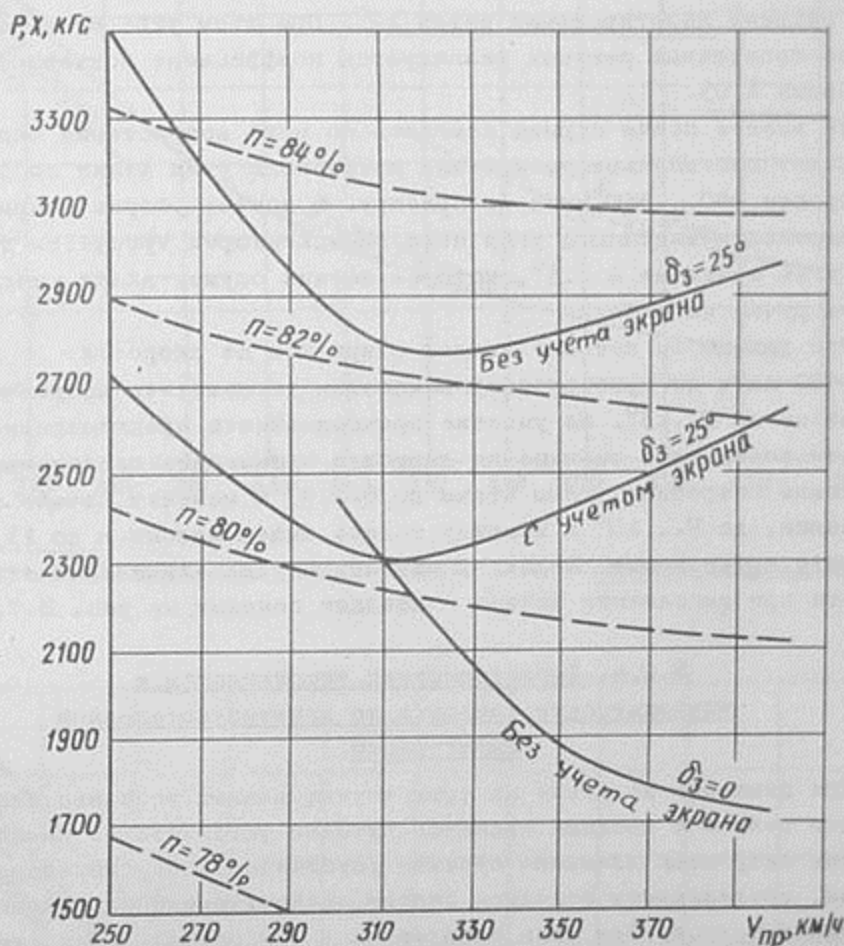


РИС. 8.6. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ ТЯГИ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ САМОЛЕТА ПО СТАНДАРТНОЙ ГЛИССАДЕ С УЧЕТОМ И БЕЗ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ (ЭКРАНА):

— потребная тяга (X);
 --- тяга двигателей (P):

определяется углом касания хвостовой части самолета взлетно-посадочной полосы, равным 15° . Следовательно, нормальный угол атаки на взлете и при посадке с учетом запаса в 3° на ошибки летчиков в технике пилотирования равен 12° . При этом угле атаки на взлетно-посадочных режимах реализуется коэффициент подъемной силы, равный 1,05.

На взлете после отрыва самолета по мере возрастания скорости происходит постепенное уменьшение потребного угла атаки до $3...4^{\circ}$ на скорости 440...450 км/ч по прибору. В момент уборки закрылков для сохранения заданного угла наклона траектории требуется увеличение угла атаки на $2...3^{\circ}$, которое летчик осуществляет небольшим взятием ручки на себя.

При заходе на посадку выпуск закрылков на скорости 400...420 км/ч по прибору сопровождается уменьшением потребного угла атаки на $2...3^{\circ}$. На участке прямолинейного предпосадочного снижения вследствие уменьшения скорости происходит постепенное увеличение потребных углов атаки до $8...9^{\circ}$ к моменту начала выравнивания, до $9...10^{\circ}$ к моменту начала выдерживания и до $11...12^{\circ}$ к моменту приземления. Характер изменения угла атаки самолета по скорости при выполнении взлета и посадки показан на рис. 8.7, 8.8.

8.2.4. Характеристики устойчивости и управляемости самолета во взлетно-посадочной конфигурации

При движении по земле на трех точках важным условием безопасности взлета и посадки является путевая устойчивость самолета. На малых скоростях движения путевая устойчивость определяется моментами, создаваемыми боковыми силами, действующими на передние и основные колеса. Эти силы появляются в том случае, если самолет отклонился от первоначальной линии пути и направление движения колес перестало совпадать с плоскостью их вращения. Зафиксированные передние колеса создают дополнительный дестабилизирующий момент, а основные колеса — стабилизирующий момент рыскания.

Путевая устойчивость может быть потеряна в том случае, если летчик выдерживает направление разворотом передних колес, но допускает при этом превышение критического угла скольжения, равного приблизительно 10° . При превышении критического угла скольжения боковые силы, действующие на колеса, уменьшаются, несмотря на рост угла скольжения. Стабилизирующий момент, создаваемый основными колесами, уменьшается, вследствие чего начавшийся разворот будет

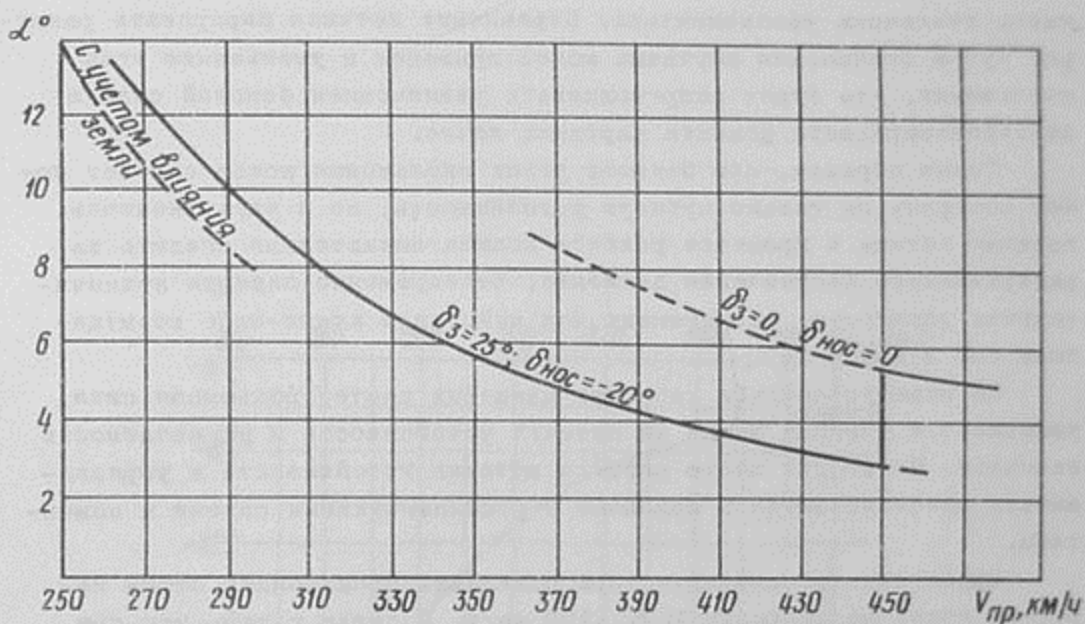


РИС. 8.7. ИЗМЕНЕНИЕ УГЛА АТАКИ САМОЛЕТА ПО СКОРОСТИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ВЗЛЕТА

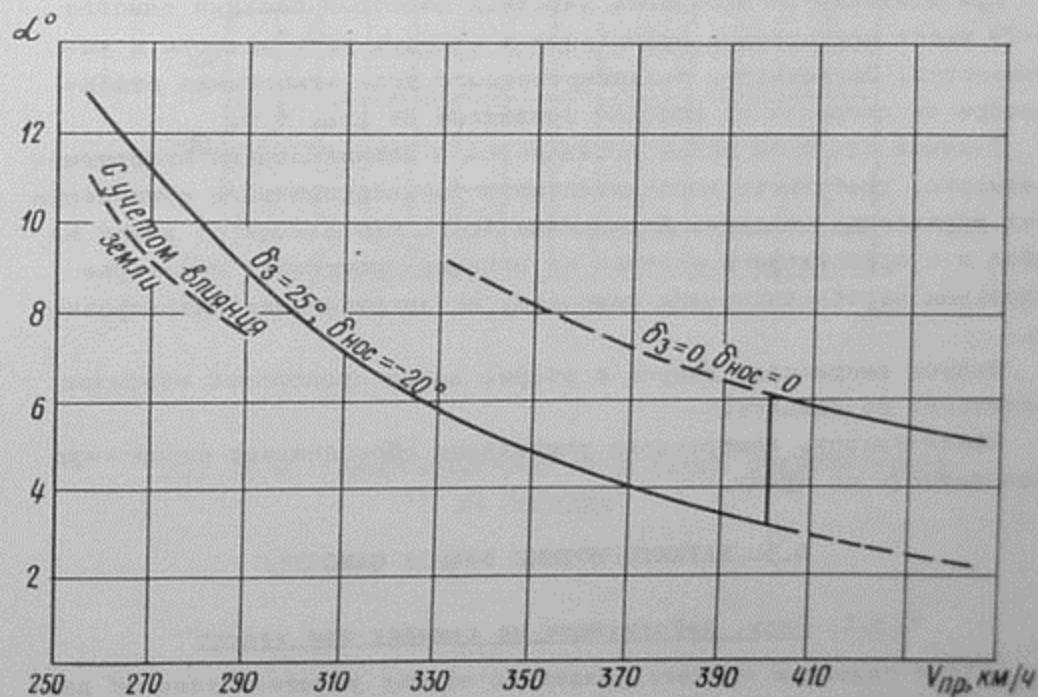


РИС. 8.8. ЗАВИСИМОСТЬ УГЛА АТАКИ САМОЛЕТА ПО СКОРОСТИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ

иметь тенденцию увеличиваться. Стремление летчика парировать разворот путем отклонения передних колес приведет к уменьшению угла скольжения, что будет сопровождаться увеличением боковой силы и дестабилизирующего момента передних колес.

Таким образом, при больших углах скольжения колес самолет может потерять не только путевую устойчивость, но и управляемость, поэтому летчик в процессе разбега должен внимательно следить за выдерживанием направления движения, своевременно парируя незначительные развороты, возникающие под действием каких-либо возмущающих сил и моментов.

По мере увеличения скорости движения растет подъемная сила, уменьшается влияние земли на путевую устойчивость и управляемость самолета. Во второй части разбега путевая устойчивость и управляемость обеспечиваются в основном аэродинамическими силами и моментами.

Эффективность стабилизатора позволяет производить отрыв передних колес на скорости 160...180 км/ч. В связи с тем, что при переключении входов воздухозаборников с верхних на осевые на скорости 200 км/ч возникает пикирующий момент, передние колеса рекомендуется поднимать на скорости более 200 км/ч.

При движении на воздушных участках взлета и посадки самолет МИГ-29 имеет достаточные продольную и боковую устойчивость и управляемость. Зависимость балансирующего угла отклонения стабилизатора от скорости на посадке приведена на рис. 8.9.

Влияние близости земли проявляется в возникновении пикирующего момента, требующего дополнительного балансирующего отклонения ручки управления на себя. Вследствие этого при отходе от земли на взлете и с приближением к земле на посадке происходит некоторая продольная перебалансировка самолета, не затрудняющая пилотирование.

Выпуск закрылков, выпуск и уборка шасси продольных моментов практически не создают.

Эффективность поперечного управления обеспечивает нормальную управляемость по крену.

8.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА

8.3.1. Силы, действующие на самолет при взлете

Взлет самолета принято разделять на два участка: участок разбега по ВПП и воздушный участок. При разбеге на самолет действуют

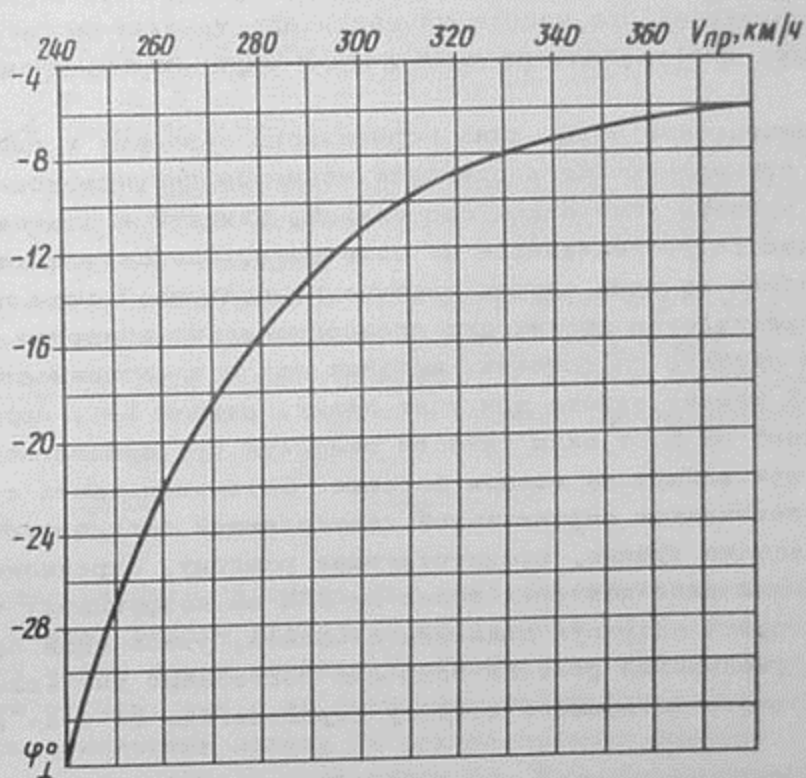


РИС. 8.9. БАЛАНСИРОВОЧНОЕ ОТКЛОНЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРА
НА ПОСАДКЕ

следующие силы: сила тяги, сила тяжести, подъемная сила, сила лобового сопротивления, сила нормальной реакции земли и сила трения колес.

Силу тяжести в процессе разбега можно считать постоянной, так как ее изменение за счет выработки топлива незначительно.

Сила тяги двигателей с учетом изменения потерь в реактивном сопле и во входном устройстве в процессе разбега изменяется также мало. При переключении воздухозаборника с верхнего входа на осевой вход тяга двигателей при взлете на максимуме увеличивается примерно на 300 кгс. Это увеличение тяги летчик ощущает как увеличение ускорения.

Аэродинамические силы, сила нормального давления и сила трения колес в процессе разбега самолета меняются непрерывно. На первом участке разбега угол атаки постоянный, близкий к стояночному, на втором участке увеличивается до взлетного. Следовательно, в процессе разбега на трех опорах увеличение подъемной силы и силы лобового сопротивления происходит пропорционально квадрату скорости, а при разбеге на основных колесах еще и в зависимости от угла атаки. В момент отрыва при угле атаки, равном 12° , подъемная сила составляет 89 % от силы тяжести самолета при взлете на максимуме и 82 % при взлете на полном форсаже. Остальная часть силы тяжести уравнивается вертикальной составляющей тяги двигателей.

Сопротивление трения, препятствующее разгону, определяется как произведение силы давления колес на ВПП на коэффициент трения. По мере роста скорости движения самолета, увеличения подъемной силы и уменьшения реакции опор оно постепенно уменьшается от значения, соответствующего моменту страгивания, до нуля в момент отрыва.

Среднее значение коэффициента трения самолета при разбеге по сухому бетону можно принимать равным 0,03. Сумма сил лобового сопротивления и трения в процессе разбега меняется мало, поэтому избыток тяги при постоянном режиме работы двигателей можно принять постоянным.

На воздушном участке по мере разгона самолета лобовое сопротивление продолжает увеличиваться. Распределение избытка тяги на разгон и набор высоты определяется углом наклона траектории. Продольное ускорение определяется уравнением

$$j_x = \frac{dV}{dt} = \frac{P - X - G \sin \theta}{m} = g(n_x - \sin \theta). \quad (8.2)$$

8.3.2. Основные характеристики взлета

К основным характеристикам взлета относятся: взлетная масса, продольное ускорение на разбеге, время разбега, скорость отрыва и длина разбега.

Взлетная масса самолета в зависимости от характера подвесок и запаса топлива меняется в широких пределах. Максимальная взлетная масса составляет 18480 кг по прочности шасси. Взлетная масса оказывает существенное влияние на другие характеристики взлета.

Продольное ускорение прямо пропорционально избытку тяги и обратно пропорционально взлетной массе самолета

$$j_x = \frac{P - X - F_{тр}}{m} \quad (8.3)$$

При работе двигателей на максимальном бесфорсажном режиме среднее ускорение на разбеге составляет $4,2 \text{ м/с}^2$ (15 км/ч за 1 с) для самолета без подвесок.

При выполнении взлета на режиме полного форсажа среднее ускорение на разбеге составляет $7,6 \text{ м/с}^2$ ($27,4 \text{ км/ч}$ за 1 с).

Время разбега самолета находится в прямо пропорциональной зависимости от скорости отрыва и обратно пропорциональной от ускорения на разбеге

$$t_p = \frac{v_{отр}}{j_{x\text{ ср}}} \quad (8.4)$$

Время разбега самолета без подвесок на максимальном бесфорсажном режиме работы двигателя составляет $17...18 \text{ с}$. С увеличением взлетной массы время разбега увеличивается как за счет увеличения скорости отрыва, так и за счет уменьшения ускорения на разбеге.

При выполнении взлета на режиме полного форсажа самолета без подвесок время разбега составляет $8...9 \text{ с}$. Скоротечность процесса разбега на режиме полного форсажа требует повышенного внимания летчика и четких соразмерных отклонений ручки управления.

Скорость отрыва в основном определяется массой самолета в момент отрыва

$$v_{отр} = \sqrt{\frac{2(G - P \sin \alpha)}{C_{y\text{ отр}} \rho S}} \quad (8.5)$$

Как видно из приведенной формулы, на скорость отрыва самолета оказывает влияние режим работы двигателей через изменение вертикальной составляющей силы тяги. Вертикальная составляющая силы тяги двигателей при нормальных взлетных углах атаки равна примерно 20% силы тяги. Следовательно, разница в величинах вертикальной составляющей силы тяги при работе двигателя на максимуме и полном форсаже составляет $1100...1200 \text{ кгс}$, поэтому на полном форсаже по

сравнению с максимумом при прочих равных условиях уменьшение скорости отрыва составляет около 15 км/ч.

Увеличение взлетной массы до максимальной сопровождается увеличением скорости отрыва на 18...20 км/ч. Приблизительно можно считать, что увеличение взлетной массы на 1000 кг приводит к увеличению скорости отрыва на 10 км/ч.

Влияние угла атаки на скорость отрыва связано с величиной реализуемого в момент отрыва коэффициента подъемной силы. При взлете на малых углах атаки скорость отрыва увеличивается. Так, уменьшение угла атаки на 1° приводит к увеличению скорости отрыва на 10 км/ч.

При взлете с высокогорного аэродрома или в условиях, значительно отличающихся от стандартных по величине атмосферного давления и температуры наружного воздуха, истинная скорость отрыва может быть рассчитана по формуле

$$V_{\text{отр}} = \frac{V_{\text{отр}}}{\sqrt{\Delta}} \approx \frac{V_{\text{пр отр}}}{\sqrt{\Delta}} \quad (8.6)$$

Уменьшение атмосферного давления на 20 мм рт.ст. по сравнению со стандартным (соответствует увеличению высоты аэродрома на 200 м) приводит к увеличению скорости отрыва на 5...6 км/ч. К такому же увеличению скорости отрыва приводит повышение температуры наружного воздуха на 15°C . Неблагоприятное сочетание температуры наружного воздуха и атмосферного давления (при постоянной приборной скорости отрыва) может привести к увеличению путевой скорости отрыва в такой мере, что она может выйти за пределы ограничений по условиям прочности колес шасси самолета. Зависимость скорости отрыва от эксплуатационных факторов показана на номограмме рис. 8.10.

Длина разбега самолета является важной характеристикой взлета, так как определяет требуемую для взлета длину взлетно-посадочной полосы. Ее величина прямо пропорциональна квадрату скорости отрыва и обратно пропорциональна ускорению самолета на разбеге

$$L_p = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_x \text{ ср}} \quad (8.7)$$

Длина разбега изменяется в широких пределах в зависимости от фактических условий взлета, влияющих на скорость отрыва и ускорение на разбеге: взлетной массы самолета, режима работы двигателей, температуры наружного воздуха и атмосферного давления, скорости и направления ветра, угла атаки при отрыве, состояния поверхности ВПП и ее наклона к горизонту.

Увеличение взлетной массы самолета приводит к увеличению

длины разбега, так как для отрыва с большей массой при одном и том же значении угла атаки требуется и большая скорость, для достижения которой требуется более длинный разбег. Кроме того, с увеличением массы самолета при неизменной силе тяги двигателей ускорение разбега будет меньше, а это, в свою очередь, приведет к еще большему увеличению длины разбега. Таким образом, увеличение взлетной массы на 1000 кг приводит к увеличению длины разбега примерно на 150 м.

Режим работы двигателей оказывает прямое влияние на величину ускорения. С увеличением силы тяги двигателей увеличивается ускорение и на более коротком участке разбега достигается скорость отрыва. Так, при изменении режима работы двигателей с максимала до полного форсажа происходит увеличение тяги двигателей на 80...85 %, поэтому взлет на форсаже приводит к сокращению длины разбега на 340...380 м или на 54...56 %.

Существенное влияние на длину разбега самолета оказывают атмосферные условия в момент выполнения взлета (атмосферное давление, температура наружного воздуха, скорость и направление ветра). Уменьшение атмосферного давления и увеличение температуры наружного воздуха приводят не только к увеличению путевой скорости отрыва, но и к уменьшению тяги двигателей, а следовательно, к уменьшению ускорения на разбеге. Например, уменьшение атмосферного давления на 20 мм рт.ст. от стандартного снижает тягу двигателей на 2,5 %. К такому же уменьшению тяги приводит повышение температуры на 7 °C. В целом уменьшение давления на каждые 20 мм рт.ст. приводит к увеличению длины разбега на 40...50 м до давления 630 мм рт.ст. (высота аэродрома 1500 м) и на 80...100 м при давлениях ниже 630 мм рт.ст. (высота аэродрома выше 1500 м).

Увеличение температуры наружного воздуха на каждые 10 °C выше стандартной приводит к увеличению длины разбега на 100 м, а понижение на 10 °C ниже стандартной - к сокращению длины разбега на 20...30 м. На высокогорных аэродромах (при давлениях ниже 630 мм рт.ст.) соответствующее изменение длины разбега за счет изменения температуры наружного воздуха увеличивается в два раза, при этом относительное изменение длины разбега остается неизменным.

Как известно, отрыв самолета происходит при одном и том же значении воздушной скорости (при неизменной плотности воздуха) независимо от ветра. При постоянной воздушной скорости отрыва путевая скорость, определяющая длину разбега, зависит от величины и направления продольной составляющей скорости ветра. Для оценки вли-

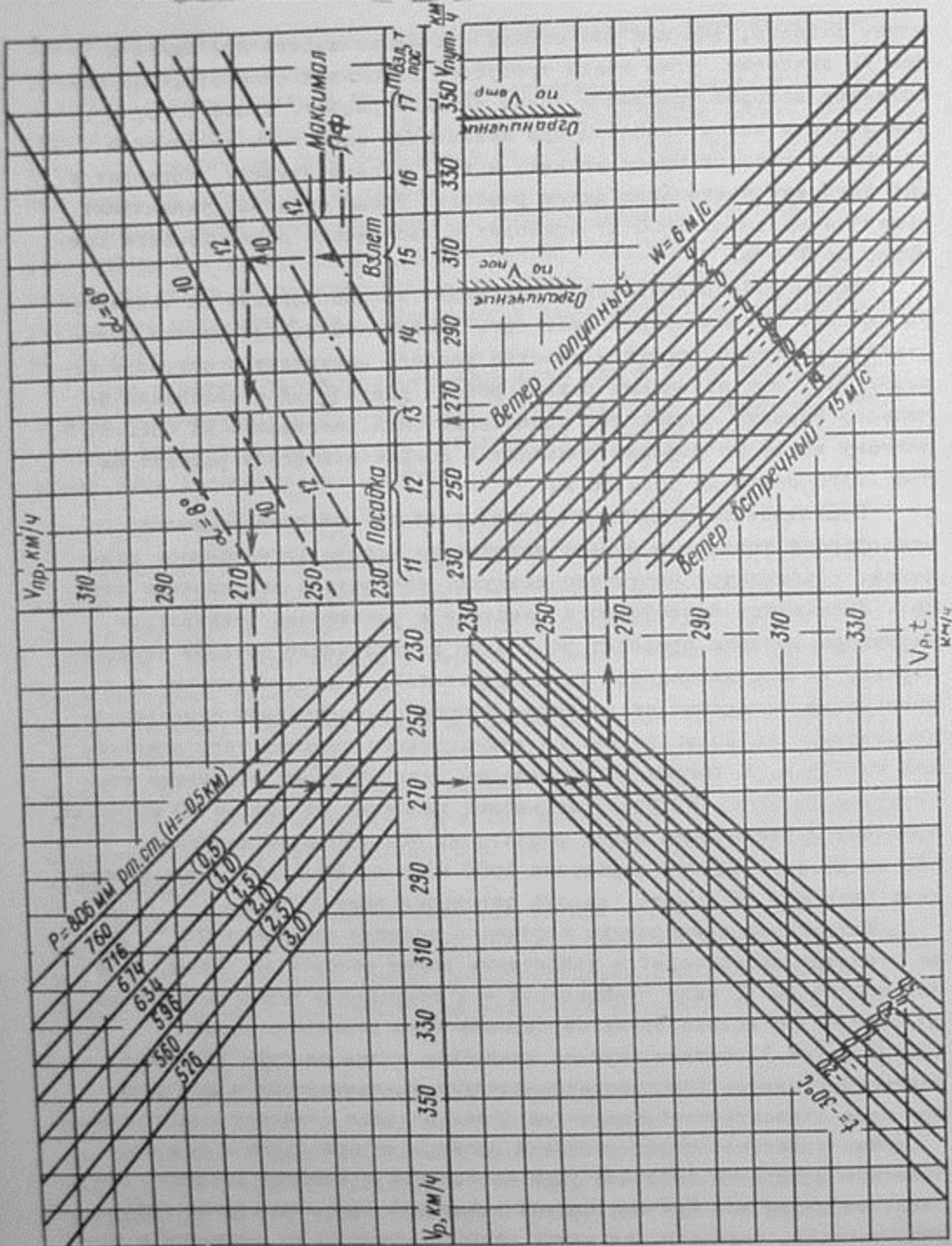


РИС. 8.10.
НОМОГРАММА
ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
СКОРОСТЕЙ ОТРЫВА
И ПРИЗЕМЛЕНИЯ

яния скорости ветра на длину разбега можно пользоваться приближенной формулой

$$L_{PW} = L_P \left(1 \pm 2 \frac{W}{V_{отр}} \right). \quad (8.8)$$

Расчеты показывают, что составляющая ветра вдоль ВПП в 2 м/с изменяет длину разбега на 25...30 м. К такому же изменению длины разбега приводит изменение температуры на 10 °С. Поэтому при полетах в неблагоприятных атмосферных условиях (высокая температура, низкое давление) значительным компенсационным фактором по уменьшению длины разбега будет наличие встречного ветра. Однако при сильных порывах ветра для предотвращения преждевременного отрыва самолета обычно приходится создавать на разбеге несколько меньший угол атаки, чем при взлете с небольшим ветром. Этим объясняется снижение эффекта от встречного ветра в сокращении длины разбега. Зависимость длины разбега от различных факторов взлета приведена на номограмме рис. 8.11.

При наличии общего уклона ВПП ускорение самолета изменяется: при встречном уклоне уменьшается, при попутном увеличивается. Длина разбега при наличии уклона ВПП определяется по формуле

$$L_{Pi} = \frac{L_P}{1 \pm \frac{1g}{x_{cp}}} \quad (8.9)$$

Влияние уклона увеличивается при увеличении взлетной массы, при взлете на максимальном режиме и при наличии неблагоприятных атмосферных условий, то есть когда среднее ускорение за счет указанных факторов уменьшается.

Величина среднего ускорения на разбеге зависит от аэродинамического сопротивления и сопротивления, определяемого состоянием поверхности ВПП.

На длину разбега оказывает влияние техника пилотирования при выполнении взлета. Увеличение режима работы двигателей до начала разбега сокращает его длину по сравнению с увеличением режима двигателей в процессе разбега. Это обычно происходит, когда невозможно удерживать самолет на тормозах до выхода двигателей на полную тягу.

Оптимальный угол атаки на разбеге при взлете с бетона близок к стояночному (около 2°). Разбег при взятой на себя ручке управления с началом движения дает некоторое увеличение длины разбега за счет возрастания лобового сопротивления.

Угол атаки в момент отрыва влияет на длину разбега через

скорость отрыва. Уменьшение угла атаки в момент отрыва на 1° приводит к увеличению длины разбега на 50...70 м при взлете на максимале и на 30...40 м при взлете на полном форсаже.

8.3.3. Особенности выполнения взлета

Взлет на самолете МИГ-29 разрешается выполнять только с БВП. Боковая составляющая ветра не должна превышать 15 м/с из условия возможности выдерживания направления разбега и борьбы со сносом после отрыва. Взлет при попутном ветре ограничен путевой скоростью отрыва, которая не должна превышать 375 км/ч по прочности колес шасси.

Руление самолета на бетонированной ВПП трудностей не представляет. Реакция самолета на боковой ветер вызывает небольшой разворот носа самолета против ветра, что легко парируется ногой. Руление с двумя работающими двигателями происходит практически на постоянной скорости с незначительным использованием тормозов. Резкое торможение дает плавное, но значительное опускание носовой части самолета.

Руление с одним работающим двигателем практически не отличается от руления с двумя работающими двигателями.

Для облегчения выдерживания направления разбега перед остановкой на старте необходимо прорулить по оси ВПП, чтобы задать положение самолета и передних колес в направлении взлета.

Переводить РУД в положение МАКСИМАЛ необходимо плавно и после выхода двигателей на максимальный режим или при появлении юза колес отпустить тормозной рычаг. При страгивании с места самолет "задирает" нос и до перехода на осевой вход воздухозаборников остается в этом положении.

Переход на осевой вход ощущается по приросту продольного ускорения и опусканию носа самолета, разбег самолета при этом становится более устойчивым.

Разбег самолета до перехода на осевой вход рекомендуется производить при нейтральном положении ручки управления.

Подъем носового колеса выполняется на скорости 230...250 км/ч плавным отклонением ручки управления на себя. Орыв самолета практически совпадает с моментом создания взлетного угла атаки и происходит на скорости 260...280 км/ч в зависимости от темпа подъема носовых колес и взлетной массы самолета. После отрыва самолет устойчив и хорошо управляем, усилия на ручке небольшие, тянущие. Стремление к кренению и сваливанию отсутствует. Уборка шасси и закрылков дополнительных моментов практически не вызывает.

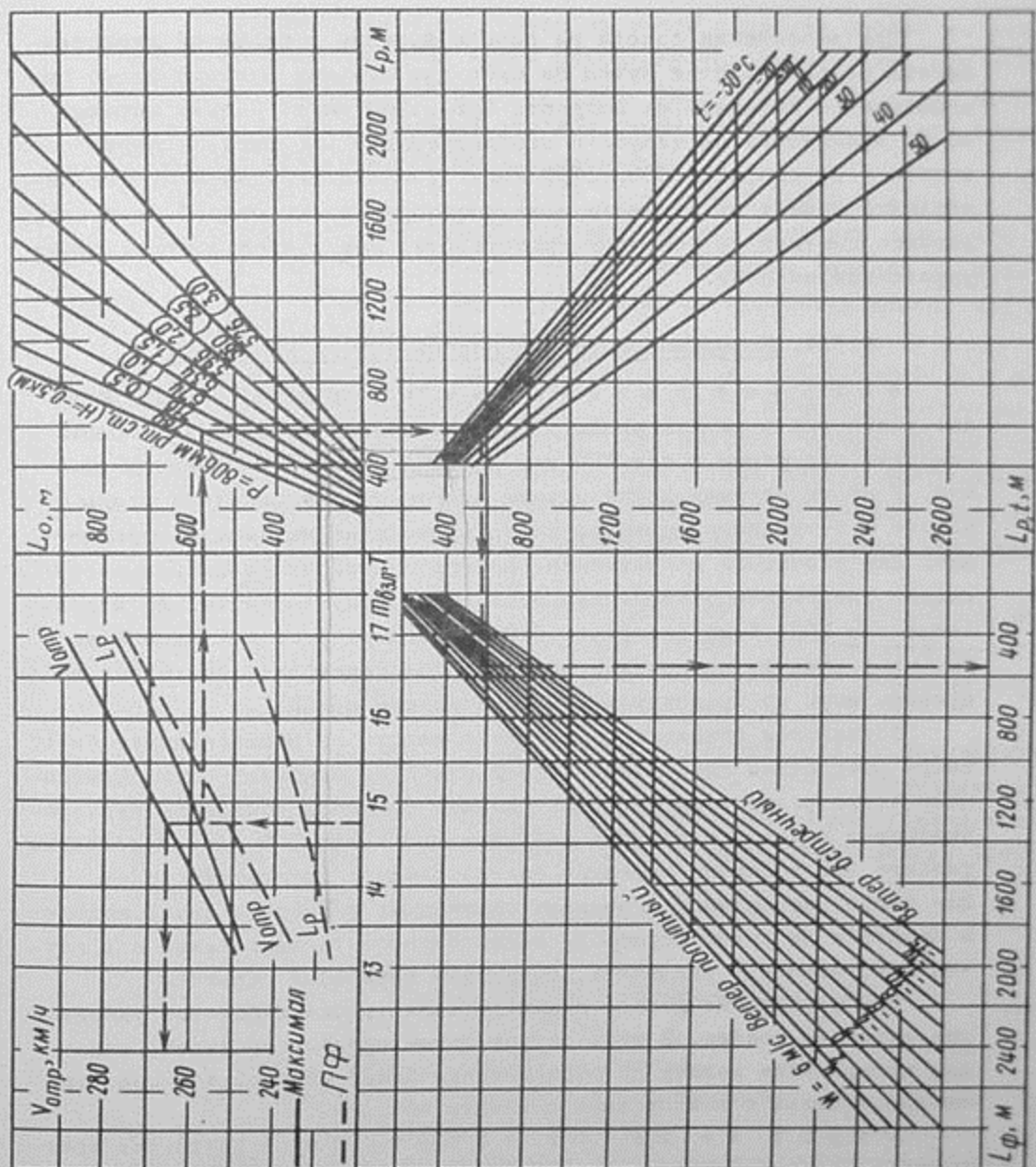


РИС. 8.11. НОМОГРАММА
ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДЛИНЫ
РАЗБЕГА

При выполнении взлета на полном форсаже в связи со скоротечностью разбега взятие ручки на себя для подъема носовых колес рекомендуется начинать на скорости 150...160 км/ч. Подъем носовых колес происходит на скорости приблизительно 180 км/ч, а отрыв самолета - на скорости 230...250 км/ч. Возникающий после отрыва пикирующий момент от перехода воздухозаборников на осевой вход (на разбеге система не успевает срабатывать) парируется взятием ручки управления на себя.

8.3.4. Возможные ошибки и особые случаи на взлете

Боковое уклонение на разбеге. Боковое уклонение в начале разбега может возникнуть из-за установки самолета под углом к оси ВПП или наличия разворота передних колес. В обоих случаях после вывода двигателей на взлетный режим работы и отпускания тормозов колес происходит интенсивное уклонение. Для уточнения направления разбега с началом уклонения необходимо энергичным отклонением педалей довернуть самолет по направлению оси ВПП. Если выдержать направление разбега по оси ВПП не удалось, следует прекратить взлет, задресселировать двигатели и принять меры по предотвращению выкатывания с ВПП.

Источником бокового уклонения самолета на разбеге может быть также разрушение пневматика колеса одной из основных опор. Признаками этого разрушения являются сильная тряска и появление разворачивающего момента в сторону разрушенного колеса. В первой половине разбега (до поднятия передних колес) следует прекратить взлет. Для этого необходимо, удерживая самолет от разворота дачей педали и нажатием на рычаг тормозов, задресселировать двигатели, а в случае выкатывания - выключить, выпустить тормозной парашют.

При разрушении колеса перед отрывом тряска и боковое уклонение выражены слабее. В этом случае лучше продолжать взлет, так как прекращение взлета по последствиям более опасно, чем подготовленная посадка с неисправным основным колесом.

Отрыв на малой скорости - результат чрезмерного увеличения угла атаки на разбеге. Эта ошибка возникает, когда ручка управления для подъема передних колес отклоняется преждевременно или чрезмерно резко и на большую величину, что может привести к касанию хвостовой частью самолета ВПП. После отрыва на больших углах атаки и малой скорости возможно повторное касание ВПП. Скорость и высота после отрыва при взлете на максимуме израстают медленно.

Для предотвращения отрыва на малой скорости разбег до скорости подъема передних колес рекомендуется производить при нейтральном положении ручки управления. Подъем передних колес необходимо производить плавным взятием ручки управления на себя только при достижении установленной скорости.

Отрыв самолета на повышенной скорости происходит при замедленном создании взлетного угла атаки. При этом заметно увеличивается длина разбега и, кроме того, возможно превышение ограничения по прочности колес, что может привести к их разрушению.

Прекращение взлета в случае отказа двигателя на разбеге. Отказ двигателя на разбеге сопровождается падением тяги, которое летчик ощущает по уменьшению продольного ускорения. При отказе одного двигателя до скорости отрыва взлет необходимо прекратить. Суммарная длина разбега-пробега при прекращении взлета со скорости отрыва составляет по расчету 1800...2000 м.

Для прекращения взлета необходимо: РУД обоих двигателей поставить на СТОП, выпустить тормозной парашют (на скорости не более 310 км/ч), опустить передние колеса и применить интенсивное торможение колес путем полного обжатия рычага торможения.

При отказе двигателя после отрыва Инструкцией рекомендуется взлет продолжить. В этом случае угол набора высоты необходимо уменьшить, так как продольная перегрузка с одним работающим двигателем примерно в 3 раза меньше, чем с двумя (0,15 вместо 0,42).

8.4. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСАДКИ САМОЛЕТА

8.4.1. Этапы посадки и силы, действующие на самолет

Основными этапами посадки являются:

- планирование с постоянным углом снижения, равным $2^{\circ}40'$, до высоты начала выравнивания 8...10 м;
- выравнивание со снижением до высоты 0,5...1,0 м и уменьшением вертикальной скорости до 0,5...1,0 м/с;
- выдерживание;
- приземление на основные колеса;
- пробег с поднятыми носовыми колесами;
- пробег с опущенными носовыми колесами (пробег на трех точках).

Наиболее сложным является процесс выравнивания и выдерживания. На этом коротком участке производится торможение самолета с уменьшением скорости до посадочной и создание посадочного угла атаки с одновременной постановкой РУД на малый газ.

Силы, действующие на самолет на воздушном участке посадки, те же, что и на любом этапе полета. На пробеге на самолет действуют те же силы, что и на разбеге. Однако силу тяги двигателей можно считать равной нулю, а к аэродинамической силе сопротивления добавляется тормозная сила парашюта, и коэффициент трения увеличивается за счет применения тормозов колес.

8.4.2. Основные характеристики посадки

Длина пробега самолета

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{ср пр}}} \quad (8.10)$$

зависит от посадочной скорости

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\text{пос}}} \rho S}} \quad (8.11)$$

и среднего замедления на пробеге

$$j_{\text{ср пр}} = \frac{(X + F_{\text{тр}} + X_{\text{пар}} - P)_{\text{ср}}}{m} \quad (8.12)$$

В свою очередь, посадочная скорость зависит от массы самолета, давления и температуры наружного воздуха, угла атаки в момент приземления. Среднее замедление на пробеге зависит от степени использования колесных тормозов и тормозного парашюта, состояния поверхности ВПП и ее наклона к горизонту.

На рис. 8.12, 8.13 приведены номограммы, показывающие зависимость посадочных характеристик самолета от посадочной массы и атмосферных условий.

Длина пробега самолета при посадочной массе 12200 кг в стандартных атмосферных условиях и при безветрии с выпуском тормозного парашюта через 3 с после касания и торможением колес до полной остановки на ВПП составляет 630 м, а при посадочной массе 12900 кг — 750 м.

Длина пробега сильно зависит от эксплуатационных условий посадки.

Истинная скорость в момент приземления при изменении давления и температуры наружного воздуха определяется выражением

$$V_{\text{пос}} = \frac{V_{1 \text{ пос}}}{\sqrt{\Delta}} \approx \frac{V_{\text{пр пос}}}{\sqrt{\Delta}}, \quad (8.13)$$

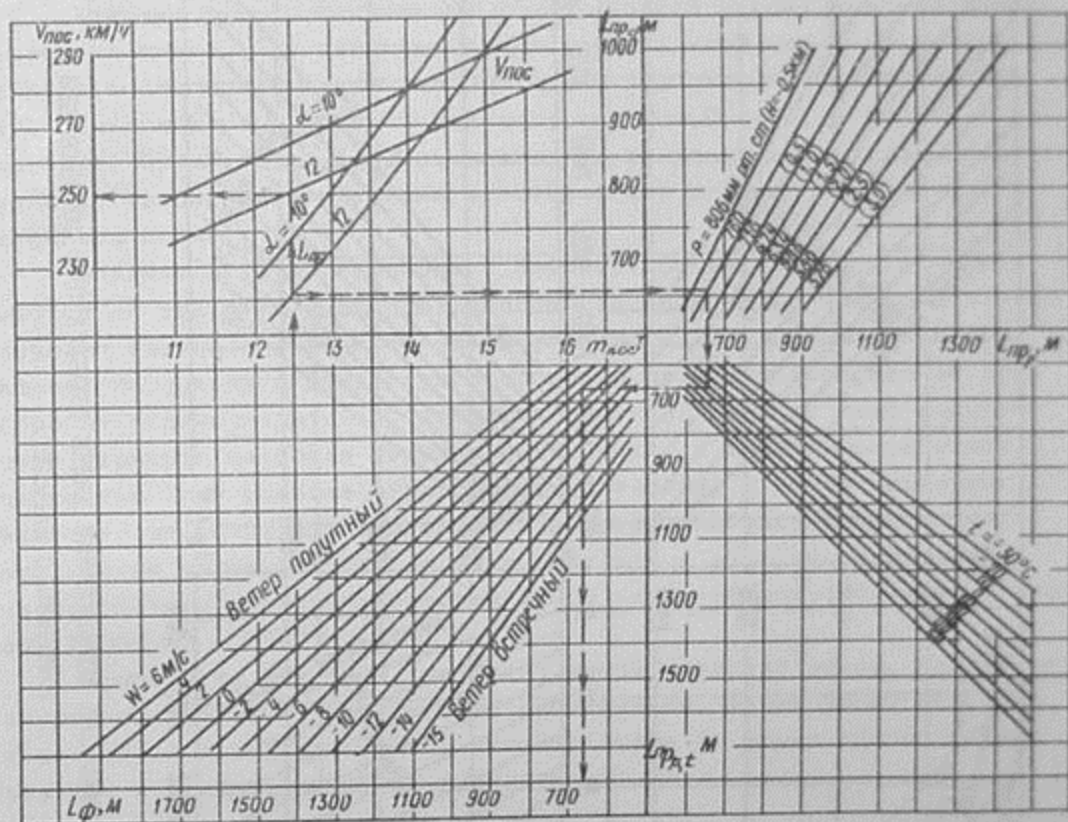


РИС. 8.12. НОМОГРАММА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДЛИНЫ ПРОБЕГА ПРИ ПОСАДКЕ С ТОРМОЗНЫМ ПАРАШЮТОМ

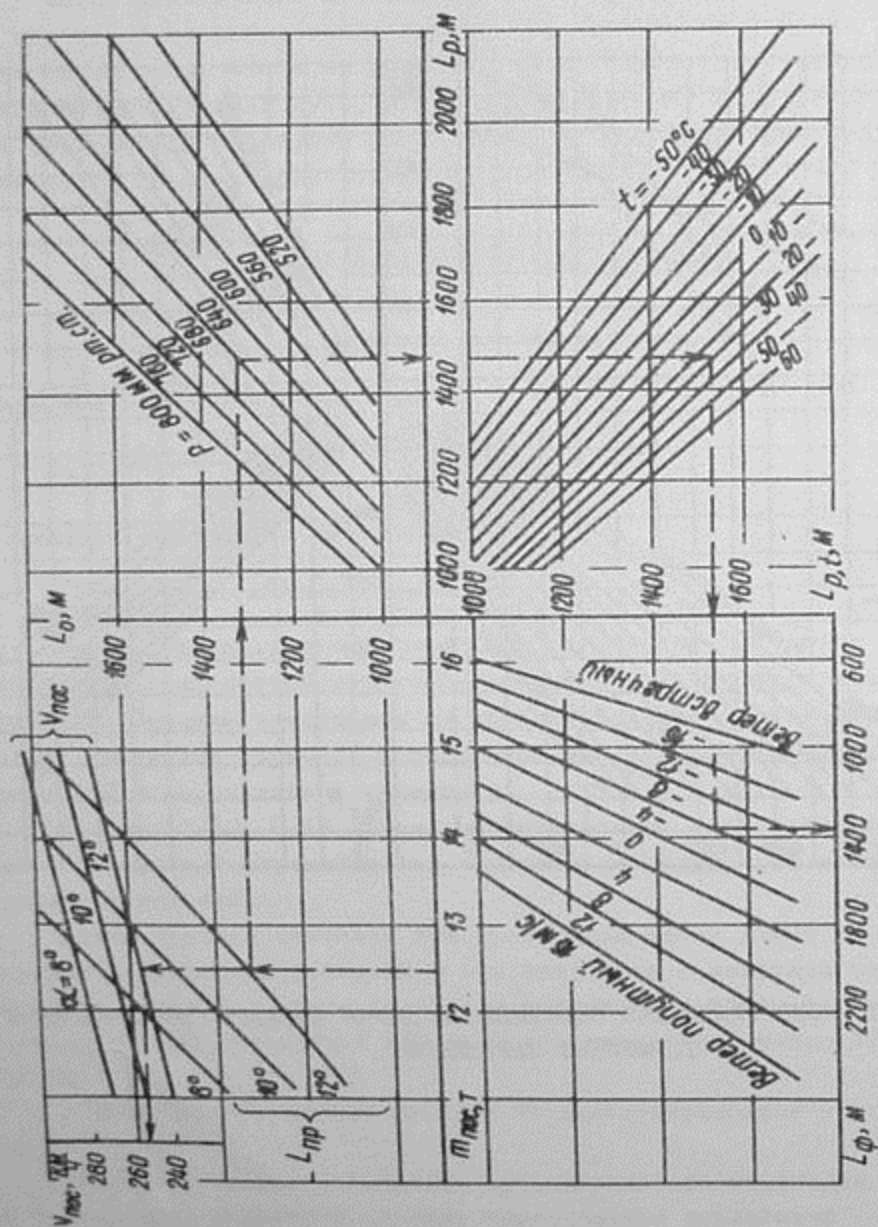


РИС. 8.15. НОМОГРАММА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДЛИНЫ ПРОБЕГА ПРИ ПОСАДКЕ БЕЗ ТОРМОЗНОГО ПАРАШЮТА

следовательно, и длина пробега за счет изменения посадочной скорости будет изменяться обратно пропорционально плотности воздуха. С увеличением температуры наружного воздуха или уменьшением атмосферного давления длина пробега увеличивается. Изменение температуры наружного воздуха на 10°C изменяет длину пробега на 50 м, а изменение давления на 10 мм рт.ст. — на 15 м.

Большую роль в сокращении длины пробега играет использование тормозов колес. Для увеличения силы трения необходимо как можно раньше после приземления плавно опустить передние колеса, уменьшив тем самым угол атаки и величину подъемной силы, и начать торможение. При посадке без использования тормозного парашюта скорость начала торможения ограничена величиной 215 км/ч по энергоемкости тормозов колес.

Влияние выпуска тормозного парашюта на длину пробега сказывается не только в возрастании лобового сопротивления, но и в увеличении замедления за счет более раннего использования тормозов колес, поскольку в этом случае скорость начала торможения на пробеге не ограничивается. Сокращение длины пробега за счет тормозного парашюта наиболее заметно при посадке с большой посадочной скоростью (при посадке с максимальной массой, в неблагоприятных атмосферных условиях, при посадке с убранными закрылками). Так, сокращение длины пробега за счет применения тормозного парашюта на самолете с посадочной массой 12000 кг составляет 800 м, а с массой 15000 кг — 1500 м.

Кроме этих факторов, на длину пробега влияют ветер, положение закрылков и угол атаки в момент приземления, общий уклон ВПП, вид и состояние поверхности ВПП. Влияние ветра на длину пробега такое же, как и на длину разбега самолета

$$L_{\text{пр}W} = L_{\text{пр}} \left(1 \pm 2 \frac{W}{V_{\text{пос}}} \right). \quad (8.14)$$

Составляющая ветра вдоль оси ВПП в 2 м/с изменяет длину пробега на 50 м.

Влияние посадочного угла атаки и положения закрылков на длину пробега сказывается через изменение реализуемого значения коэффициента подъемной силы и следовательно, посадочной скорости. Уменьшение угла атаки на 2° приводит к увеличению длины пробега на 100 м. При посадке с убранными закрылками требуется посадочная скорость на 35 км/ч больше, чем при посадке с закрылками, выпущенными на 25° . Это приводит к увеличению пробега на 400 м.

8.4.3. Особенности выполнения посадки

Посадка самолета разрешается только на БВПШ. Решение о достаточности длины ВПП должно приниматься с учетом массы самолета и условий посадки. На ВПП длиной 1200 м возможна посадка с массой не более 12200 кг с использованием тормозного парашюта. Посадка с массой более 12200 кг возможна только на ВПП длиной не менее 1800 м.

Выпуск шасси производится на скорости полета по кругу 450 км/ч. Самолет при выпуске шасси устойчив, перебалансировки практически не имеет.

Выпуск закрылков производится на скорости 400...420 км/ч. Момент при выпуске закрылков незначительный, легко парируется ручной управления. С выпущенными шасси и закрылками самолет летит с незначительными срывными вибрациями, которые не затрудняют технику пилотирования и прекращаются на скорости менее 350 км/ч.

Скорости пилотирования на посадке при проходе ДПРС равны 320...330 км/ч, при проходе БПРС - 300...310 км/ч, к началу выравнивания - 280...290 км/ч. Наличие подвесок вооружения требует увеличения скорости по этапам снижения на 10 км/ч. После прохода ДПРС в процессе торможения до скорости выравнивания происходит заметное для летчика увеличение углов тангажа. Усилия при этом тянущие. Обзор вперед вплоть до посадки хороший, полоса просматривается на всем участке снижения, выравнивания и посадки.

Характеристики приемистости и управляемости двигателей обеспечивают простоту сохранения заданных скоростей на предпосадочных режимах. Постановку РУД на упор малого газа рекомендуется выполнять во второй половине выравнивания или после выравнивания. Приземление происходит на скоростях 240...260 км/ч. Расход ручки в процессе выравнивания значительный: от нейтрального до практически полного на себя.

При уходе на второй круг со скоростей 300...330 км/ч при увеличении режима работы двигателей в темпе приемистости возникает энергичный кабрирующий момент, требующий отдачи ручки управления и снятия усилий с нее механизмом триммерного эффекта.

Посадка с одним работающим двигателем трудностей не представляет. Скорость по кругу с убранными и выпущенными шасси, закрылками выдерживается легко. Режим снижения и посадки практически не отличается от режима с двумя работающими двигателями. Скольжение в сторону работающего двигателя снимается небольшим отклонением рулей поворота.

На пробеге самолет устойчив, стремлений к рысканию и разворотам не имеет. Направление выдерживается с помощью управляемых передних колес.

8.4.4. Характерные ошибки и особые случаи на посадке

Наиболее характерными отклонениями и связанными с этим ошибками при выполнении посадки являются следующие.

Высокое выравнивание — это выравнивание, законченное на высоте более 1 м. Оно является результатом неправильного глазомерного определения высоты или чрезмерного отклонения ручки управления. При обнаружении высокого выравнивания необходимо прекратить дальнейшее взятие ручки управления, снизиться до высоты 0,7...0,5 м и по мере дальнейшего приближения к земле создавать посадочный угол атаки.

Недолет и перелет квалифицируются как ошибочное отклонение, когда посадка самолета происходит вне полосы точного приземления. Они возникают из-за таких ошибок летчика в технике пилотирования, как неточность расчета в процессе захода, снижение ближе или дальше установленной точки начала выравнивания от начала ВПП или отклонение скорости предпосадочного снижения от заданной для данной посадочной массы, невыдерживание установленных высоты и скорости прохода БПРС, несвоевременное дросселирование двигателей.

Недолет обычно имеет место при большом удалении от ВПП точки начала выравнивания, при подходе к началу выравнивания на пониженной скорости и раннем дросселировании двигателей. Для предотвращения недолета важно производить дросселирование двигателей до режима малого газа, убедившись в том, что самолет находится над ВПП.

Перелет обычно происходит при выравнивании на повышенной скорости, снижении в точку начала выравнивания, чрезмерно приближенную к началу ВПП, и запаздывании с дросселированием двигателей. Перелет может привести к нехватке длины ВПП для завершения пробега и выкатыванию самолета за ВПП. Для предотвращения выкатывания самолета за пределы ВПП, кроме эффективного использования всех средств торможения, следует немедленно выключить двигатели. Уборка закрылков приводит к более эффективному использованию тормозов колес.

"К о з л е н и е" с а м о л е т а . Основной причиной "козления" является посадка на повышенной скорости (на 20...30 км/ч больше нормальной посадочной). На этой скорости проявляется повы-

женные эффективность стабилизатора и чувствительность самолета на изменение угла атаки, самолет обладает высокой "летучестью". Обычно это явление возникает, если летчик для посадки самолета в полосе точного приземления "прижимает" самолет к ВПП, при этом приземление происходит на три точки. Даже небольшое отклонение ручки управления или изменение угла атаки при толчке о ВПП вызывает повторное отделение. Несоразмерная и несвоевременная отдача ручки управления от себя для парирования отхода самолета от ВПП приводит к интенсивному уменьшению угла атаки и подъемной силы, к резкому снижению самолета.

Попытка удержать самолет от грубого приземления несоразмерным резким отклонением ручки управления на себя может привести к развитию прогрессирующего "козления" с увеличением высоты в процессе многократного отделения до 3...5 м.

Парирование первого отхода самолета от ВПП выполняется плавным соразмерным отклонением ручки управления от себя и созданием посадочного угла к моменту повторного касания. Это обеспечивает мягкое касание самолета ВПП без тенденции к "козлению". В момент повторного приземления самолета необходимо выпустить тормозной парашют. Для предотвращения "козления" на посадке важно строго выдерживать посадочную скорость в соответствии с условиями посадки.

Уход на второй круг является следствием некоторых ошибок летчика в расчете, приводящих к большим отклонениям на посадке, и в целом ряде случаев может быть наиболее правильным решением на исправление допущенных ошибок.

Приняв решение об уходе на второй круг, необходимо увеличить режим работы двигателей до максимала, сохраняя угол снижения, по мере увеличения скорости уменьшать угол планирования так, чтобы на скорости 320...330 км/ч перевести самолет в горизонтальный полет, а затем в набор высоты с постепенным увеличением скорости. После перевода самолета в набор высоты необходимо на высоте не менее 10...15 м убрать шасси и на высоте не менее 100 м убрать закрылки. При необходимости допускается уход на второй круг с любой высоты вплоть до высоты начала выравнивания. Для этого следует, увеличивая режим работы двигателей до максимала, продолжать выполнение посадки вплоть до касания ВПП с последующим отходом от земли по мере увеличения скорости.

8.5. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

При разбеге с наличием бокового ветра на самолет действует

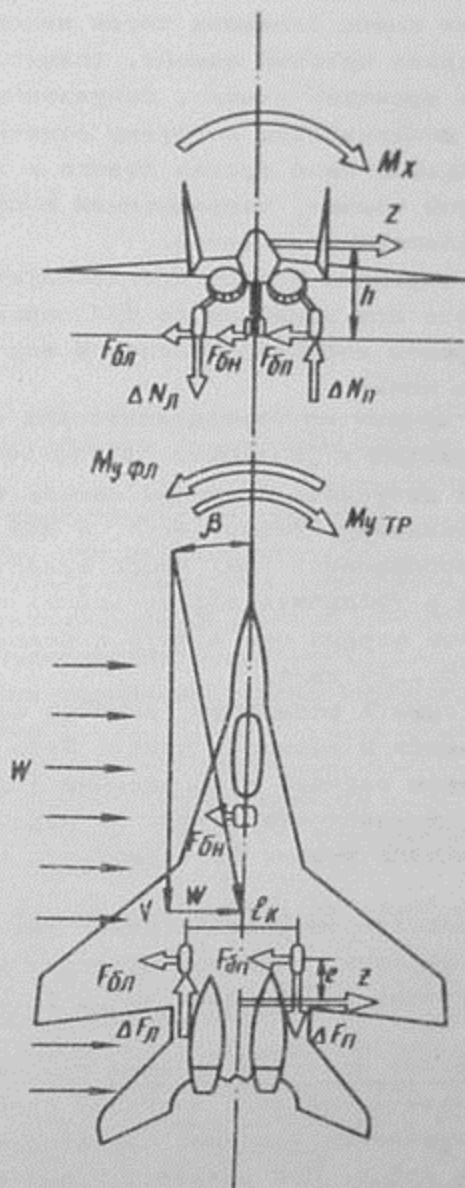


РИС. 8.14. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО ВПН С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

боковая аэродинамическая сила (рис. 8.14), приложенная выше и сзади точки сцепления основных колес с ВПП. Она уравнивается боковыми силами трения колес основных стоек шасси.

Боковая сила создает поперечный момент, вызывающий разворот против ветра, а также кренящий момент, направленный по ветру. Этот момент вызывает неодинаковую нагрузку основных колес на ВПП, а следовательно, различные силы трения левого и правого колес и разворачивающий поперечный момент, направленный в противоположную сторону по сравнению с флюгерным моментом.

Зафиксированные передние колеса препятствуют развороту самолета. Разворот самолета при движении по ВПП определяется величиной и направлением суммарного момента от боковой аэродинамической силы и разности сил трения колес.

Разворачивающий момент от аэродинамических сил больше, и у самолета имеется тенденция к развороту против ветра.

Рекомендуется не допускать крена самолета соответствующим отклонением ручки управления против ветра, а для предотвращения разворота самолета использовать РДМ. Чтобы предотвратить крен самолета после отрыва и увеличить эффективность органов поперечного управления, скорость отрыва при взлете с боковым ветром рекомендуется увеличить на 10...15 км/ч.

На пробеге тенденция к развороту самолета зависит от использования тормозного парашюта и тормозов колес. Если пробег происходит с нейтральным положением педалей и выпущенным тормозным парашютом, самолет разворачивается навстречу ветру. По мере уменьшения скорости пробега разворачивающий момент от тормозного парашюта увеличивается.

Применение раздельного торможения колес для выдерживания направления пробега с тормозным парашютом приводит к увеличению длины пробега. Это увеличение при боковом ветре 15 м/с достигает 20 %.

На воздушном участке взлета и посадки при наличии бокового ветра боковая аэродинамическая сила вызывает снос самолета. Борьбу со сносом для выдерживания заданной траектории движения нужно осуществлять подбором курса. При взлете в процессе уборки шасси и закрылков плавным поворотом самолета против ветра необходимо взять поправку на угол сноса.

На посадке к концу выдерживания угол отворота подбирать с таким расчетом, чтобы приземление самолета произошло на два основных колеса без сноса, крена и при нейтральном положении педалей. При приземлении из-за переднего расположения центра тяжести по отношению к основным колесам самолет самостоятельно разворачивается вдоль оси ВПП.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
1. Общая характеристика и основные данные самолета	8
1.1. Общая характеристика самолета	8
1.2. Основные данные самолета	9
2. Аэродинамическая компоновка и основные аэродинамические характеристики самолета	14
2.1. Аэродинамическая компоновка	14
2.2. Основные аэродинамические характеристики самолета	19
2.2.1. Подъемная сила	19
2.2.2. Лобовое сопротивление	24
2.2.3. Поляры самолета. Аэродинамическое качество	32
3. Силовая установка самолета и ее эксплуатационные характеристики	36
3.1. Общие сведения	36
3.2. Воздухозаборники самолета	36
3.2.1. Компоновка воздухозаборников на самолете и назначение их основных элементов	36
3.2.2. Работа воздухозаборников во взлетно-посадочных условиях	39
3.2.3. Программы регулирования воздухозаборников и работа систем АРВ-29Д в полете	40
3.2.4. Эксплуатационные характеристики и неустойчивые режимы работы воздухозаборников	43
3.3. Схема, рабочий процесс и основные данные двигателя РД-33	47
3.4. Программа управления двигателем РД-33	56
3.4.1. Общие сведения	56

3.4.2. Максимальный режим ("Максималь")	62
3.4.3. Полный форсированный режим ("Полный форсаж")	67
3.4.4. Минимальный форсированный режим ("Минимальный форсаж")	72
3.4.5. Режим "Малый газ"	72
3.4.6. Крейсерские режимы (КР)	73
3.5. Эксплуатационные ограничения режимов работы двигателя	76
3.6. Эксплуатационные характеристики двигателя	83
4. Устойчивость и управляемость самолета	95
4.1. Основные положения и определения	95
4.2. Система управления самолетом	97
4.3. Кинематическая схема, элементы и характеристики системы продольного управления	98
4.4. Кинематическая схема, элементы и характеристики системы поперечного управления	118
4.5. Кинематическая схема, элементы и характеристики путевого управления	126
4.6. Система автоматического управления САУ-451-03	132
4.6.1. Назначение и состав САУ	132
4.6.2. Режим "Демпфер"	135
4.6.3. Режим "Стабилизация"	136
4.6.4. Режим "Приведение в горизонт"	137
4.6.5. Режим "Стабилизация барометрической высоты"	138
4.6.6. Режим "Увод из зоны опасной высоты"	139
4.7. Особенности устойчивости и управляемости самолета	140
5. Эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета. Прямолinéйные режимы полета	145
5.1. Эксплуатационные ограничения скоростей полета	148
5.2. Характеристики прямолинейного горизонтального полета	149
5.3. Потолок самолета	154
5.4. Набор высоты	157
5.4.1. Скороподъемность самолета	160
5.4.2. Режимы набора высоты	166
5.4.3. Основные характеристики набора высоты	170
5.5. Снижение самолета	170
5.5.1. Режимы снижения	173
5.5.2. Характеристики снижения	174
5.6. Первый и второй режимы полета	176

6. Маневренные характеристики самолета	179
6.1. Особенности маневренных свойств самолета	179
6.2. Эксплуатационный диапазон перегрузок	181
6.3. Характеристики маневров в горизонтальной плоскости	189
6.3.1. Разгон	189
6.3.2. Торможение	194
6.3.3. Вираж	201
6.4. Характеристики вертикальных маневров	207
6.4.1. Пикирование	207
6.4.2. Горка	214
6.4.3. Переворот	217
6.4.4. Петля Несторова и полупетля	230
6.5. Характеристики пространственных маневров	238
6.5.1. Косая петля	238
6.5.2. Боевой разворот	252
6.5.3. Спираль	254
7. Характеристики дальности и продолжительности полета самолета	261
7.1. Запас топлива на самолете	261
7.2. Часовой и километровый расходы топлива и их зависимость от эксплуатационных факторов	262
7.3. Эксплуатационные расходы топлива	271
7.4. Обобщенные характеристики дальности и продолжительности полета	271
7.5. Особенности выполнения инженерно-штурманского расчета	274
7.6. Режимы полета на дальность и их сравнительная оценка	275
7.6.1. Полет на постоянной высоте с постоянной частотой вращения роторов двигателей	275
7.6.2. Полет на постоянной высоте при постоянном числе M	279
7.6.3. Полет по потолкам	279
8. Взлетные и посадочные характеристики самолета	281
8.1. Взлетно-посадочные устройства самолета	281
8.1.1. Шасси и система торможения колес	281
8.1.2. Парашютно-тормозная установка	282
8.1.3. Взлетно-посадочная механизация крыла	283
8.2. Характеристики самолета на взлетно-посадочных режимах полета	283
8.2.1. Несущая способность крыла	283

8.2.2. Взлетно-посадочная полара и аэродинамическое качество самолета	286
8.2.3. Углы атаки на взлете и посадке	288
8.2.4. Характеристики устойчивости и управляемости самолета во взлетно-посадочной конфигурации	290
8.3. Характеристики взлета самолета	292
8.3.1. Силы, действующие на самолет при взлете ...	292
8.3.2. Основные характеристики взлета	295
8.3.3. Особенности выполнения взлета	300
8.3.4. Возможные ошибки и особые случаи на взлете	302
8.4. Характеристики посадки самолета	303
8.4.1. Этапы посадки и силы, действующие на самолет	303
8.4.2. Основные характеристики посадки	304
8.4.3. Особенности выполнения посадки	308
8.4.4. Характерные ошибки и особые случаи на посадке	309
8.5. Взлет и посадка при боковом ветре	310