

Г В И Ф С Н Я Т
Основ. *Душка МД 104-38г.*
МД Мемисаев 1-2 фак-в
Вы. 946 с/с от 18.04.38г.

Экз. №

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА МиГ-25РБ

75223

Утверждена
заместителем главнокомандующего ВВС
по боевой подготовке
в качестве учебного пособия
для летного состава

652145

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1978

Учебное пособие «Практическая аэродинамика самолета МиГ-25РБ» предназначено для летного состава строевых частей ВВС. Объем и структура пособия соответствуют требованиям Курса наземной подготовки, что позволяет его использовать при изучении практической аэродинамики самолета МиГ-25РБ в системе командирской подготовки. В основу пособия положены документы, регламентирующие эксплуатацию самолета в полете, материалы летных испытаний, исследования ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, [REDACTED] опыт эксплуатации самолета в строевых частях ВВС по состоянию на май 1976 г.

Учебное пособие разработано в отделе практической аэродинамики самолетов (вертолетов) фронтовой авиации ВВС [REDACTED] майором-инженером Куликовым А. А., под общей редакцией генерал-майора авиации Силина А. Н.

Советами и критическими замечаниями при рецензировании данного пособия большую помощь оказали специалисты ОКБ им. А. И. Микояна, [REDACTED] ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского и летчики боевой подготовки разведывательной авиации ВВС.

ВНИМАНИЕ! ПРОВЕРЬТЕ НАЛИЧИЕ ВКЛЕЕК

Самолет МиГ-25РБ предназначен для ведения оперативно-тактической воздушной разведки, а также для нанесения бомбовых ударов по площадным объектам противника из стратосферы.

Самолет создан на базе высотного скоростного истребителя-перехватчика МиГ-25П и эксплуатируется в строевых частях фронтовой разведывательной авиации Военно-Воздушных Сил с 1970 г. Самолет модифицировался. В процессе модифицирования его силовая установка, фюзеляж и хвостовое оперение практически не изменились, но крыло набрано из новых профилей с острой передней кромкой; на консолях крыла дополнительно установлены балансировочные штанги с противофлаттерными грузами, предусмотрено использование стабилизатора совместно с элеронами в качестве органа поперечной управляемости, применено всережимное реактивное сопло на бесфорсажных режимах работы двигателей и внесены некоторые другие изменения.

На самолете установлены сложные системы навигации, всепогодное разведывательное оборудование и бомбардировочное вооружение, система автоматического управления полетом и выполнение захода на посадку. Грамотное применение этих систем облегчает работу летчика в полете и повышает боевую эффективность комплекса, но в то же время предъявляет высокие требования к технической подготовке летчика, к его знаниям практической аэродинамики самолета.

Поступающий на вооружение строевых частей для обучения летного состава самолет МиГ-25РУ имеет некоторые отличия в аэродинамической компоновке от самолета МиГ-25РБ. Но летные и пилотажные характеристики самолетов МиГ-25РБ и МиГ-25РУ практически не отличаются.

В книге пронумеровано всего 320 страниц. Кроме того, имеются две [REDACTED] вклейки:

Вклейка 1, рис. 7.21, между стр. 264 и 265;

Вклейка 2, рис. 8.14, между стр. 296 и 297.

В данном учебном пособии рассматриваются вопросы практической аэродинамики применительно к самолету МиГ-25РБ. Некоторые, наиболее важные отличительные особенности самолета МиГ-25РУ от самолета МиГ-25РБ будут рассмотрены параллельно с характеристиками боевого самолета.

Глава 1

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

§ 1.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

Основное предназначение самолета МиГ-25РБ — ведение оперативной воздушной разведки с максимальным радиусом действия до 920 км при полете на высотах до 23 км с крейсерской скоростью 2500 км/ч. Задача бомбометания по площадным целям при подвеске авиационных бомб под фюзеляжем и под крылом является дополнительной, частной задачей, увеличивающей боевые возможности самолета. Рациональная компоновочная схема самолета в сочетании с высокой тяговооруженностью, высокой степенью оснащения пилотажно-навигационным оборудованием и автоматическими системами управления, способствуют успешному двухцелевому применению самолета.

Силовая установка самолета включает два турбореактивных двигателя Р15Б-300, расположенных рядом внутри хвостовой части фюзеляжа, со стендовой тягой на форсаже 11 200 кгс и на максимуме 7500 кгс каждый, обеспечивая тяговооруженность при взлете с максимальным взлетным весом на форсаже $\mu=0,57$.

Большой полетный вес при трехопорной схеме шасси, имеющей по одному колесу на основных опорах, привел к большой нагрузке на одну опору (16,8 тс) и в настоящее время обеспечивает эксплуатацию самолета только с аэродромов I класса с бетонированной взлетно-посадочной полосой длиной 2500 м с нормативной одноколесной нагрузкой не менее 17 тс.

Для ведения воздушной разведки на самолете установлены фотооборудование, аппаратура радиолокационной и радиотехнической разведки.

Эта аппаратура комплектуется в следующих вариантах:

I вариант — обзорной дневной фоторазведки и общей радиотехнической разведки в составе:

- аэрофотоаппарата А-70М;
- топографического аэрофотоаппарата А-Е/10;
- станции «Виразж-1»;

II вариант — детальной дневной фоторазведки и общей радиотехнической разведки в составе:

- двух аэрофотоаппаратов А-72;
- топографического аэрофотоаппарата А-Е/10;
- станции «Вираз-1»;

III вариант — ночной фоторазведки и общей радиотехнической разведки в составе:

- двух аэрофотоаппаратов НА-75, до 8 фотобомб ФОТАБ-100-140;
- станции «Вираз-1»;

IV вариант — детальной радиотехнической разведки, включающий станцию «Куб-3М»;

V вариант — радиолокационной разведки, включающий радиолокационную станцию бокового обзора «Сабля».

Варианты I, II и III взаимозаменяемы, варианты IV и V не взаимозаменяемы, что является существенным недостатком самолета.

Ведение радиотехнической разведки станциями «Вираз-1» и «Куб-3М» и радиолокационной разведки станцией «Сабля» можно выполнять днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, а аэрофоторазведки — при облачности не более 3 баллов.

В ударном варианте самолет МиГ-25РБ может нести до восьми авиабомб ФАБ-500М-62. Максимальная бомбовая нагрузка составляет 4000 кг*. Бортовое бомбардировочное оборудование обеспечивает бомбометание днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях с высот 20—21 км при полете со скоростью до 2500 км/ч по объектам, удаленным от аэродрома вылета до 560 км.

Для выполнения боевых задач самолет МиГ-25РБ оборудован навигационной системой «Пеленг-ДМ», которая обеспечивает:

- совместно с системой автоматического управления САУ-155Р автоматическое и директорное пилотирование самолета при полете по заданному маршруту;
- выдачу разведаппаратуре географических координат местоположения самолета, значений крена, угла тангажа, истинного курса и высоты, а также отношения путевой скорости к высоте;
- управление включением и выключением разведывательной аппаратуры;
- выдачу сигнала «Сброс» в систему бомбардировочного вооружения;
- возврат на аэродром вылета или один из двух запасных аэродромов.

* Временно подвеска авиабомб под крыло запрещена. Максимально допустимая бомбовая нагрузка 2000 кг.

Для обеспечения ближней навигации и захода на посадку по приборам на самолете установлена бортовая аппаратура системы «Полет-ИИ».

Ведение двусторонней связи с самолетными и наземными радиостанциями осуществляется с помощью радиостанций ультракоротковолновой РСИУ-5 и коротковолновой Р-847-РМ («Призма»). По УКВ радиостанции летчик ведет связь на расстоянии до 200 км в зависимости от высоты полета. На последних сериях самолетов вместо УКВ радиостанции РСИУ-5 устанавливается станция «Эвкалипт», которая в отличие от РСИУ-5 может работать не только в метровом, но и дециметровом диапазоне радиоволн. Для ведения радиосвязи на больших расстояниях, а также для автоматической передачи развединформации с системы «Куб-3М» летчиком используется коротковолновая радиостанция Р-847-РМ («Призма»).

Установление двусторонней связи с летчиком, покинувшим самолет в аварийной обстановке, обеспечивается радиостанцией «Прибой-1У».

Для повышения эффективности преодоления ПВО противника самолет оснащается аппаратурой «Береза-Л» и «Сирень-1ФШ-ОЖ».

На самолете установлены аппаратура речевой информации РИ-65 и магнитофон МС-61 для записи сигналов с приемника радиостанции, блока речевой информации или речи летчика.

§ 1.2. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1.2.1. Основные летно-тактические данные

Основные летно-тактические данные самолета приведены в табл. 1.1.

1.2.2. Основные геометрические данные

Основные геометрические данные самолета приведены в табл. 1.2.

1.2.3. Весовые и центровочные данные

Основные весовые и центровочные данные самолета приведены в табл. 1.3.

Таблица 1.1

Характеристики	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ
Максимальная скорость полета самолета, км/ч	3000	2810
Максимальная приборная скорость полета самолета на $H > 5000$ м, км/ч	1100	1100
Максимальная приборная скорость при программном наборе высоты в диапазоне $H = 8000 \div 13000$ м, км/ч	1150	1150
Максимальный практический потолок на полном форсаже при $M = 2,6$, м	23 000 $\pm 1\%$	22 200
Минимальное время выхода на высоту практического потолка, включая время взлета, мин	6,0	—
Максимальное число M полета	2,83	2,65
Тяговооруженность самолета с нормальной нагрузкой	0,667	0,681
Эволютивная скорость полета по прибору, км/ч	400—500	400—600
Максимальный радиус действия без бомб на высотах 19—21 км при $M = 2,35$, км:		
с подвесным топливным баком (со сбросом его после выработки топлива)	920	—
без подвесного топливного бака	680	—
Максимальный радиус действия с четырьмя ФАБ-500М-62 на высотах 19—21 км при $M = 2,35$, км:		
при подвеске под крыло	540	—
при подвеске под фюзеляж	560	—
Максимальный радиус действия без бомб на высотах 9000—10 000 м на числе $M = 0,9$, км:		
с подвесным топливным баком (со сбросом его после выработки топлива)	1040	—
без подвесного топливного бака	770	—
Максимальная эксплуатационная перегрузка самолета	3,8	3,8
Скорость отрыва, км/ч:		
с подвесным баком (при $G_{взл}$ самолета МиГ-25РБ 39 400 кгс, МиГ-25РУ — 38 200 кгс)	370—380	370—380
без подвесного бака (при $G_{взл}$ самолета МиГ-25РБ 34 600 кгс, МиГ-25РУ — 33 400 кгс)	350—360	340—350
Длина разбега на полном форсаже, м:		
с подвесным топливным баком	1400—1500	1400—1500
без подвесного топливного бака	1150—1200	1150—1200
Посадочная скорость, км/ч	270—290	270—290

Характеристики	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ
Длина пробега, м:		
с тормозным парашютом	900	900
без тормозного парашюта	1500	1500

Примечания: 1. Максимальная скорость полета и максимальное число M установлены для высот не менее 18 200 м.

2. Посадочные данные приведены на основании государственных испытаний самолета для расчетного посадочного веса 22 тс.

3. Практикой полетов в строевых частях установлено, что при прочих равных условиях фактические длины разбега самолета больше приведенных на 150—200 м, а фактические длины пробега — на 350—450 м.

Таблица 1.2

Характеристики	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ
Габаритная длина самолета с трубкой ПВД, м	23,30	22,43
Габаритный размах самолета, м	13,38	14,056
Габаритная высота (при необжатой амортизации), м	6,0	6,25
Площадь крыла в плане, m^2	61,4	61,9
Стреловидность крыла по передней кромке	$41^{\circ}02'$	$42^{\circ}30'$
Ширина колеи шасси, м	3,85	3,85
Продольная база шасси, м	5,144	5,144
Размер основного колеса, мм	1300×360	1300×360
Размер носового колеса, мм	700×200	700×200
Стойночный угол самолета при необжатых амортизаторах	$2^{\circ}28'$	$2^{\circ}28'$
Максимальный угол касания ВПП, градусов:		
— при отрыве на взлете (амортизаторы и пневматики не обжаты):		
без подвесного бака	16	16
с подвесным баком	14	14
— при полностью обжатых амортизаторах и частично пневматиках:		
без подвесного бака	12	12
с подвесным баком	11	11
Расстояние между строительной горизонтальной фюзеляжа и САХ крыла, м	0,593	0,593
Установочный угол крыла, градусов	0	0
Средняя аэродинамическая хорда крыла, м	4,992	4,914
Угол поперечного V крыла, градусов	—5	—5
Габаритная площадь двух элеронов, m^2	2,72	2,72
Максимальный угол отклонения элеронов (перпендикулярно оси вращения), градусов	± 25	± 25
Площадь закрылков на двух консолях, m^2	4,3	4,3
Угол отклонения закрылков, градусов	25	25

Характеристики	МиГ-25РБ		МиГ-25РУ	
Площадь миделя фюзеляжа (без фонаря), м ²	5,54		5,54	
Длина фюзеляжа без трубки ПВД (до обреза фюзеляжа), м	19,581		19,431	
Площадь входа воздухозаборника, м ² : при взлетно-посадочном положении створки	1,2		1,2	
при 2-м положении створки	1,06		1,06	
при 3-м положении створки	0,975		0,975	
Площадь тормозных щитков, м ² : верхнего	1,3		1,3	
нижнего	1,0		1,0	
общая	2,3		2,3	
Максимальный угол отклонения тормозных щитков, градусов	43,5		43,5	
Установочный угол стабилизатора, градусов	0		0	
Угол поперечного V стабилизатора, градусов	0		0	
Угол стреловидности стабилизатора по передней кромке	50°22'		50°22'	
Площадь стабилизатора, м ²	10,21		10,21	
Максимальные углы отклонения стабилизатора (перпендикулярно оси вращения), градусов: по тангажу	+13; -32		+13; -32	
в режиме «пожниц»	±3°15'		±3°15'	
Углы отвала килей от вертикали, градусов	8		8	
Углы стреловидности килей по передней кромке, градусов	54		54	
Площадь двух килей с рулями направления (без подфюзеляжной части), м ²	16		16	
Площадь двух подфюзеляжных гребней, м ²	3,55		3,55	
Максимальные углы отклонения рулей направления (перпендикулярно оси вращения), градусов	±25		±25	
Площадь двух тормозных парашютов, м ² : крестообразных	50		50	
круглых	60		60	
Длина подвесного бака	11,05		11,05	
Наибольший диаметр бака	1		1	

Примечания: 1. Аэродинамические характеристики самолета отнесены к расчетной площади крыла $S_{кр} = 60,23 \text{ м}^2$.

2. Формула перевода угла отклонения стабилизатора, перпендикулярного оси вращения, в угол по потоку:

$$\text{tg } \varphi_{\parallel} = 0,707 \text{tg } \varphi^{\circ} \perp$$

Угол отклонения стабилизатора по потоку:

$$\varphi_{\parallel} = \begin{cases} +9^{\circ}15' \\ -23^{\circ}50' \end{cases}$$

Характеристики	Величина характеристики, (кгс) для	
	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ
Вес самолета без топлива и подвесок	20 000	19 300
Нормальный взлетный вес самолета с полной заправкой без подвесного бака:		
— в варианте разведчика	34 700	33 900
— в варианте бомбардировщика без бомб с 2 держателями	35 000	—
с 2 бомбами ФАБ-500М-62	36 000	—
с 4 бомбами ФАБ-500М-62	37 000	—
с 6 бомбами ФАБ-500М-62	38 000	—
Максимальный взлетный вес	39 600	38 700
Нормальный посадочный вес для соответствующего остатка топлива не должен превышать:		
— для учебного самолета при остатке топлива 4700 кгс	—	24 000
— в варианте разведчика при остатке топлива 4000 кгс	24 000	—
— в варианте бомбардировщика без бомб с 2 держателями при остатке топлива 4000 кгс	24 000	—
— в варианте бомбардировщика с четырьмя бомбами ФАБ-500М-62 при остатке топлива 2000 кгс	24 000	—
Предельно допустимый посадочный вес (в исключительных случаях) для соответствующего остатка топлива не должен превышать:		
— для учебного самолета при остатке топлива 9700 кгс	—	29 000
— в варианте разведчика при остатке топлива 9000 кгс	29 000	—
— в варианте бомбардировщика с 4 бомбами ФАБ-500М-62 при остатке топлива 7000 кгс	29 000	—
Вес экипажа со снаряжением	110	240
Весовой запас топлива при $\gamma_{т} = 0,845 \text{ гс/см}^3$:		
— полная заправка без подвесного бака	15 000	14 500
— полная заправка с подвесным баком	19 450	18 950
Вес расходуемых жидкостей	240	180
Вес подвесного бака	320	320
Боевая нагрузка самолета постоянная	910	—
Вес съемного разведоборудования:		
А-70М, А-Е/10 и «Вираз-1»	650	—
А-72, А-Е/10 и «Вираз-1»	540	—
НА-75, А-Е/10 и «Вираз-1»	—	—
«Куб-3М»	520	—
РЛС «Сабля»	400	—

Характеристики	Величина характеристики, (кгс) для	
	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ
Вес съемного бомбардировочного вооружения:		
1 балочного держателя	60	—
1 авиационной бомбы ФАБ-500	500	—
Максимальная бомбовая нагрузка	4000	—
Полный диапазон эксплуатационных центровок	14,2 — 23,9	13 — 22,1

Примечание 1. Предельный посадочный вес допускается в исключительных случаях. Количество посадок с весом 26—29 тс не должно превышать 20 посадок в течение полета.

2. Максимальная бомбовая нагрузка складывается из постоянной боевой нагрузки и бомбардировочного вооружения в зависимости от режима полета.

3. Максимальная бомбовая нагрузка составляет 2 тс.

Глава 2

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА САМОЛЕТА И ЕГО ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

§ 2.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА САМОЛЕТА

Аэродинамическая компоновка самолета определяется формой и размерами отдельных частей самолета и их взаимным расположением, предусматривающим получение аэродинамических характеристик, обеспечивающих достижение заданных летно-тактических данных и эксплуатационных свойств самолета.

Самолет МиГ-25РБ выполнен по нормальной аэродинамической схеме и представляет собой высокоплан (рис. 2.1) с тонким крылом среднего удлинения, умеренной стреловидности, с двухкилевым вертикальным оперением и горизонтальным оперением, расположенным ниже хорд крыла, трехопорной схемой шасси и двумя двигателями, размещенными в хвостовой части фюзеляжа.

Фюзеляж вместе с боковыми воздухозаборниками и крыло образуют единую несущую систему самолета, причем доля подъемной силы, создаваемой крылом, составляет не более 60—50%.

Такая аэродинамическая компоновка наиболее полно удовлетворяет требованиям, предъявляемым к высотному, скоростному самолету, основной режим боевого применения которого — полет в стратосфере на высотах 19—22 км с крейсерской сверхзвуковой скоростью, соответствующей числам $M = 2,3 \div 2,5$.

2.1.1. Крыло самолета

Крыло самолета (рис. 2.2) выполнено стреловидным (41° у МиГ-25РБ и $42,5^\circ$ у МиГ-25РУ), среднего удлинения и набрано из тонких несимметричных профилей с острой передней кромкой. Такое крыло оказывается оптимальным для самолета, эксплуатирующегося в широком диапазоне скоростей от малых дозвуковых до скоростей, соответствующих числу $M = 2,83$, и высот от малых до 23 000—24 000 м.

При полете с числом $M = 2,35$, на котором обеспечивается максимальная дальность полета со сверхзвуковой скоростью, передняя кромка крыла является сверхзвуковой. Поэтому подсосывающая сила на передней кромке, уменьшающая индуктивное сопротивление, не реализуется и для уменьшения лобового сопротивления

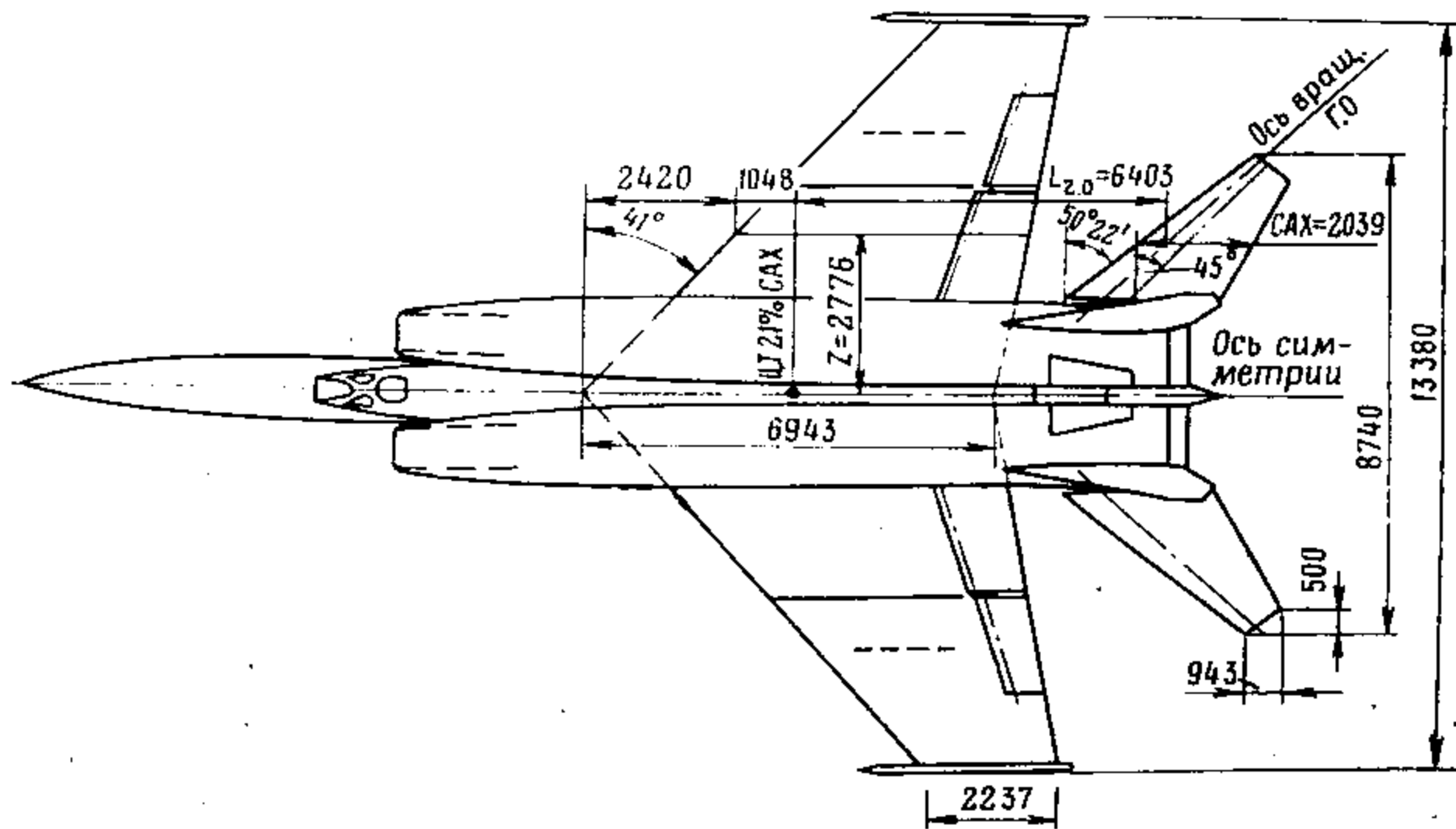
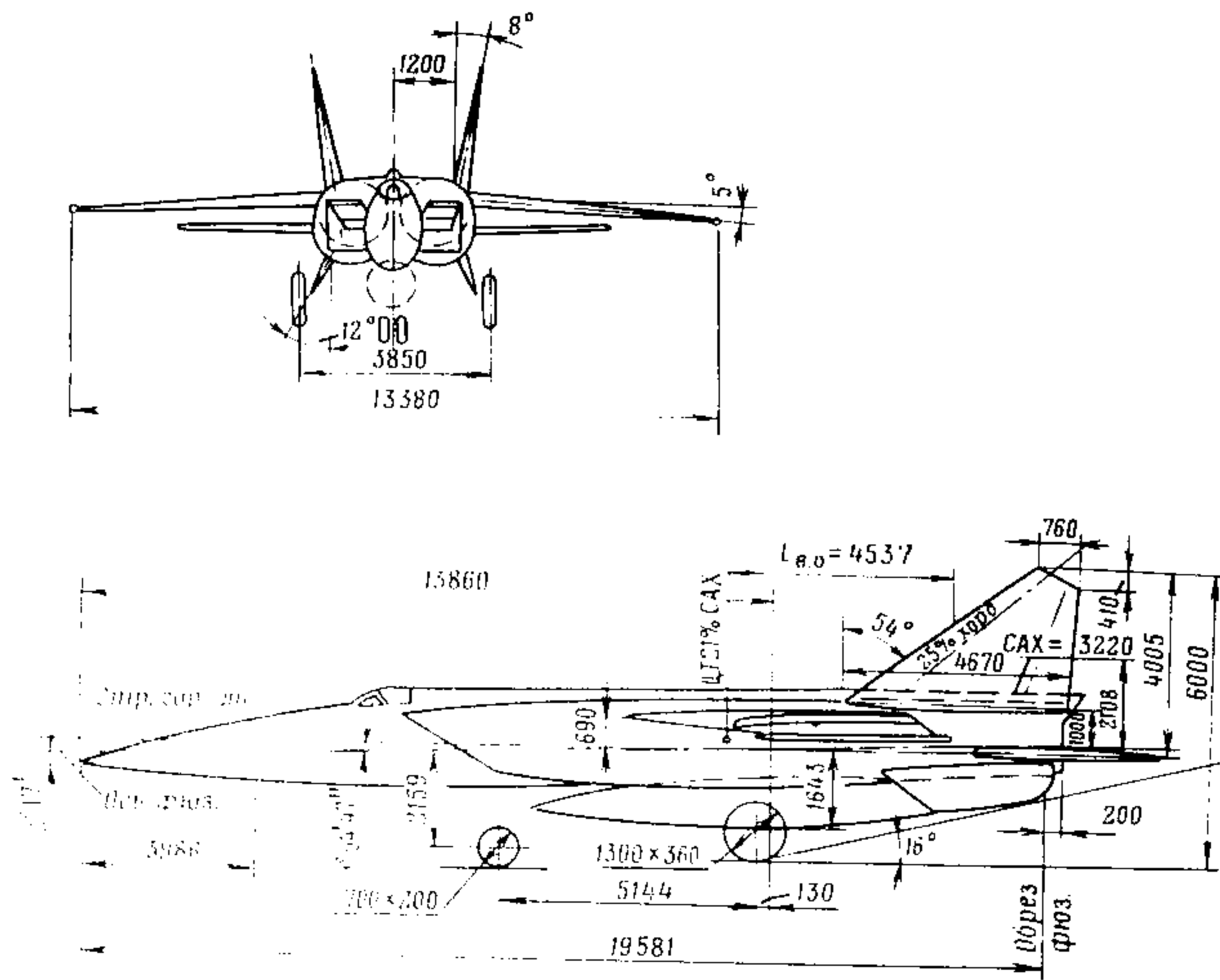


Рис. 2.1. Компонировочная схема самолета МиГ-25РБ

самолета при нулевой подъемной силе Q_0 , не зависящего от подъемной силы, передняя кромка выполнена острой. При полете на дозвуковых скоростях характеристики самолета с крылом умеренной стреловидности лучше, чем у самолета с крылом большой стреловидности.

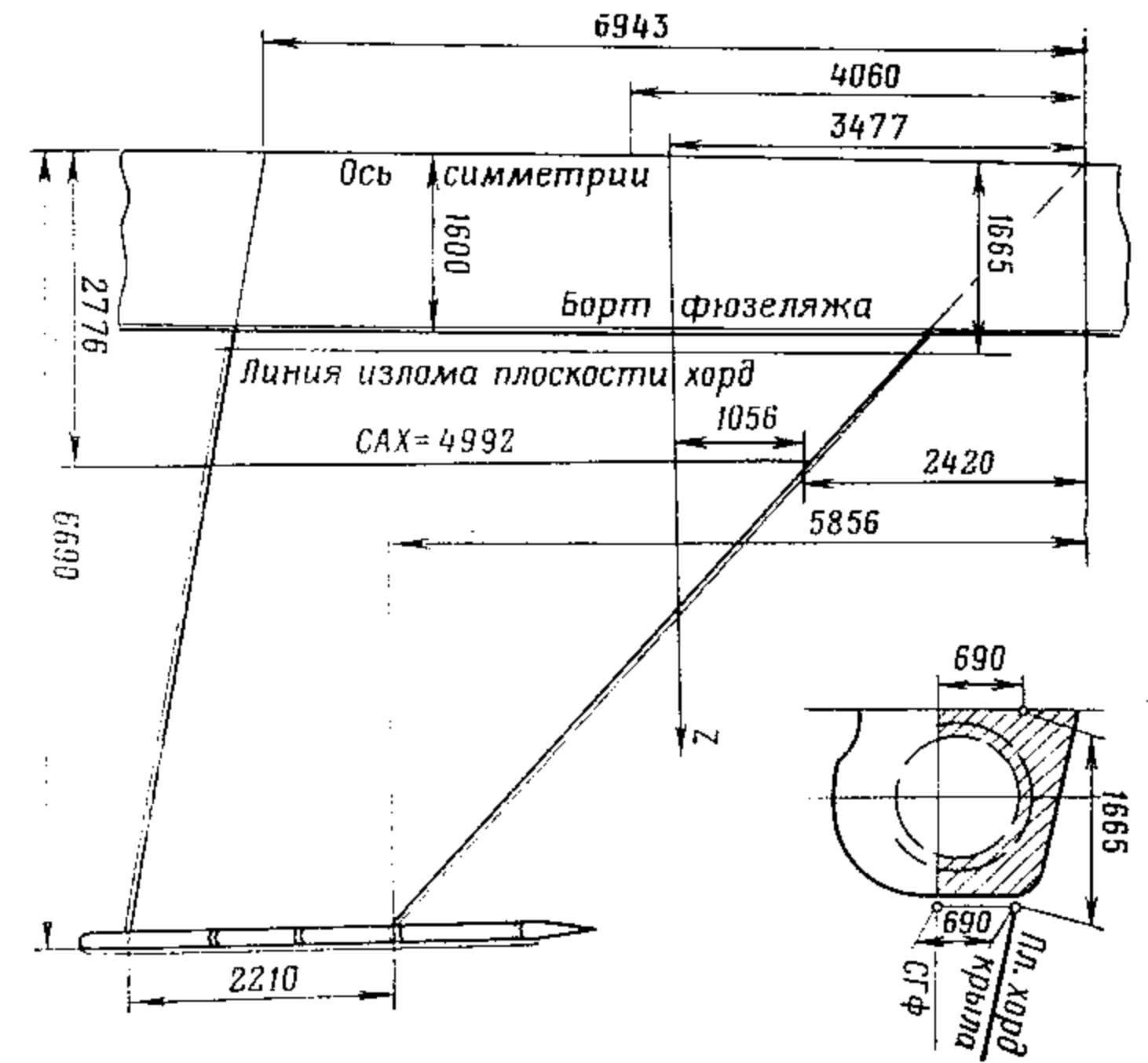


Рис. 2.2. Компонировка крыла самолета

Задняя кромка крыла имеет небольшую стреловидность ($\chi_{задн} = 9,5^\circ$), что способствует улучшению характеристик продольной устойчивости самолета по перегрузке на больших углах атаки, так как срывы потока с концов крыла не приводят к значительному смещению аэродинамического фокуса самолета.

Удлинение крыла $\lambda_{кр}$ для снижения лобового сопротивления самолета при полете на трансзвуковых скоростях небольшое. У боевого самолета $\lambda_{кр} = 2,94$, у учебно-тренировочного — 3,22.

Для сохранения сравнительно высокого аэродинамического качества в большом диапазоне сверхзвуковых скоростей и углов атаки корневая часть крыла набрана из профилей ЦАГИ П44М с острой передней кромкой и малой относительной толщиной $\bar{c} = 3,7\%$. Концевая часть крыла имеет большую, чем корневая, относительную толщину несущих несимметричных профилей с оттянутым вниз носком П-101-М $\bar{c} = 4,1\%$ (у МиГ-25РУ $\bar{c} = 4,76\%$).

Установка такого профиля предотвращает возникновение местных срывов потока с концевых частей крыла при полете на боль-

ших углах атаки на дозвуковых скоростях. Тенденция к появлению ранних срывов на больших углах атаки при полете на дозвуковых скоростях объясняется возникновением большого положительного градиента давления при наличии пограничного слоя большой толщины (10—15 см) на концевых частях стреловидного крыла. Обеспечить небольшую относительную толщину профиля без заметного снижения жесткости крыла стало возможным благодаря использованию более прочных материалов и применению сварки вместо заклепок в соединениях силовых элементов и обшивки.

Высокопланная схема расположения крыла с нулевым установочным углом в сочетании с несущими воздухозаборниками обеспечивает сохранение сравнительно высокого аэродинамического качества как на дозвуковых, так и, особенно, на больших сверхзвуковых скоростях полета. Сохранение высокого аэродинамического качества объясняется и тем, что сочетание фюзеляжа с высокорасположенным крылом не образует щелей и пазух, требующих дополнительных заливов и обтекателей.

Верхнее расположение стреловидного крыла обычно приводит к чрезмерно высокой статической поперечной устойчивости, которая в полете может проявляться в виде повышенной реакции самолета креном на скольжении и боковых незатухающих колебаний. Для предотвращения проявления этой особенности на самолете МиГ-25РБ крыло установлено с обратным V, равным минус 5°.

Крыло среднего удлинения и умеренной стреловидности располагает более высокими несущими свойствами на взлетно-посадочных режимах полета по сравнению с крыльями малых удлинений и большой стреловидности и имеет высокий прирост подъемной силы при выпуске закрылков. Кроме того, за время полета из-за выработки топлива происходит значительное уменьшение веса и связанное с ним уменьшение удельной нагрузки на крыло на посадке. В связи с этим стало возможным обеспечить удовлетворительные посадочные характеристики применением простых невыдвижных закрылков. Поворотные закрылки плавающего типа, расположенные на задних кромках корневых частей полукрыльев, имеют относительную площадь 7% и могут устанавливаться в два положения: убранное 0° и взлетно-посадочное 25°.

Для предотвращения раннего срыва потока на крыле по мере увеличения угла атаки и связанного с этим ухудшения характеристик устойчивости и управляемости на больших углах атаки на верхней поверхности установлены аэродинамические гребни. Гребень препятствует перетеканию пограничного слоя и его чрезмерному утолщению к концевой части крыла. Пограничный слой сливается вдоль внутренней стенки гребня, образуя вихрь. Начало концевых срывов потока задерживается до максимально допустимых эксплуатационных углов атаки. Это способствует тому, что смещение аэродинамического фокуса в указанном диапазоне углов атаки при их изменении не наблюдается и самолет имеет достаточную статическую продольную устойчивость по перегрузке и удовлетворительные характеристики продольной управляемости. Кроме того, аэродинамические гребни, препятствуя концевым срывам потока

с крыла, способствуют ~~повышению~~ эффективности элеронов на больших углах атаки и закрылков на взлетно-посадочных режимах.

В качестве органа поперечной управляемости самолетом используются элероны, размещенные на задней кромке концевых частей крыла, с относительной площадью 4,4% и максимальным углом отклонения 25°. При отклонении элеронов на больших приборных скоростях заметны упругие деформации крыла. Для уменьшения деформаций крыла элероны несколько сдвинуты от концов крыла ближе к корневой части. Вследствие наличия этих деформаций при отклонении элеронов на больших приборных скоростях, их эффективность оказалась недостаточной и для улучшения поперечной управляемости потребовалось использовать дифференциальное отклонение стабилизатора. Отклонение элеронов осуществляется с помощью необратимого бустера. Для уменьшения шарнирных моментов элеронов, а следовательно, и потребной мощности бустеров, предусмотрена осевая компенсация элеронов.

Для увеличения скорости полета, на которой возникают изгибно-крутильные колебания крыла типа «флаттер», на консолях крыла установлены балансировочные штанги с противофлаттерными грузами по 60 кг каждая. Благодаря установке этих грузов центр тяжести крыла смещается ближе к центру жесткости, и тем самым обеспечивается увеличение критической скорости флаттера.

Одновременно балансировочные штанги выполняют роль аэродинамических гребней, препятствуя коцевым перетеканиям воздуха.

На нижней поверхности средних частей крыла боевого самолета размещены два узла крепления балочных держателей для подвески бомбардировочного вооружения. При применении самолета в варианте разведчика силовые узлы закрыты обтекателями.

2.1.2. Фюзеляж самолета

Носовая часть фюзеляжа самолета МиГ-25РБ имеет форму заостренной сигары, близкой к телу вращения сравнительно небольшой площади поперечного сечения. В районе воздухозаборников площадь поперечного сечения увеличивается, а форма его становится прямоугольной, определяющейся формой воздухозаборников, переходящей со средней части в эллиптическую. Необходимость размещения в фюзеляже больших воздухозаборников, воздушных каналов, емкостей для топлива, двигателей не позволили сделать фюзеляж малого миделева сечения. Удлинение фюзеляжа небольшое ($\lambda_{\phi} = 7,4$). Это потребовало при существующей компоновке достижения согласования острой носовой части малого поперечного сечения со средней и хвостовой частями, имеющими большое поперечное сечение, при сочленении их. Фюзеляж выполнен большой площадью в плане и участвует в создании подъемной силы самолета, причем доля его участия в этом тем больше, чем больше сверхзвуковая скорость полета.

С 52145 / 75238/240

Ось конуса носовой части отклонена вниз относительно строительной горизонтали фюзеляжа на $4^{\circ}12'$, что улучшает обзор передней полусферы вниз, а также снижает лобовое сопротивление за счет уменьшения сопротивления давления при полете на положительных углах атаки.

Носовая часть заканчивается штангой основного приемника воздушного давления ПВД-7 электронной системы воздушных сигналов, что позволяет ослабить искажение статического давления воздуха.

Аварийный ПВД-7 установлен на фюзеляже справа, перед кабиной летчика. Кроме того, на борту носовой части фюзеляжа установлены датчики: снизу по оси симметрии самолета — датчик углов скольжения, слева и справа сбоку — датчики углов атаки системы автоматического управления.

Схема размещения элементов силовой установки в фюзеляже показана на рис. 3.1. Оси двигателей расположены в плоскости строительной горизонтали фюзеляжа. Однако, за счет поворота осей реактивных сопел вектор тяги двигателей направлен относительно оси фюзеляжа в вертикальной плоскости вверх на $2,5^{\circ}$, а в горизонтальной плоскости — к оси фюзеляжа под углом 2° .

Для уменьшения момента сечения хвостовой части фюзеляжа и более полного удовлетворения правилу площадей реактивные сопла сближены настолько, что расстояние между центрами двигателей несколько меньше диаметра сопла и составляет около 1,6 м. Таким образом, створки реактивных сопел могут отклоняться не по всему периметру. Расположение двигателей рядом друг с другом вблизи оси фюзеляжа позволило исключить большие путевые моменты, возникающие при отказе одного двигателя, и снизить донное сопротивление самолета. Размещение двигателей в хвостовой части фюзеляжа оказалось наиболее удобным и при обслуживании силовой установки на земле.

Лобовое сопротивление фюзеляжа и характеристики потока на входе в двигатель во многом зависят от геометрии воздухозаборника и выбора его параметров. Так поворот оси воздухозаборника вниз относительно строительной горизонтали фюзеляжа на 2° оказался рациональным.

Изменение положения внешних створок эжекторных реактивных сопел влияет на величину лобового сопротивления.

Сложной проблемой является обеспечение достаточной статической путевой устойчивости на больших сверхзвуковых скоростях полета. На самолете МиГ-25РБ этому способствует увеличение площади вертикального оперения размещением снизу фюзеляжа двух дополнительных аэродинамических гребней площадью $3,55 \text{ м}^2$. Гребни установлены с углами отвала от вертикальной оси по 12° каждый и сдвинуты от оси фюзеляжа во внешнюю сторону, что оказалось выгодным как в конструктивном отношении, так и в аэродинамическом за счет снижения лобового сопротивления из-за интерференции гребней и фюзеляжа (меньше «зализы» и взаимовлияние потоков воздуха, обтекающих гребни и фюзеляж).

На левом гребне установлена убирающаяся штанга длиной 1,3 м системы автоматического выпуска тормозного парашюта на посадке. Ее выпуск заблокирован с выпуском шасси. В выпущенном положении штанга устанавливается к оси фюзеляжа под углом $74^{\circ} \begin{smallmatrix} +2^{\circ} \\ -4^{\circ} \end{smallmatrix}$ назад. Сигнал на выпуск тормозного парашюта поступает при отклонении штанги от крайнего выпущенного положения на угол $27^{\circ} \begin{smallmatrix} +2^{\circ} \\ -4^{\circ} \end{smallmatrix}$.

На самолете МиГ-25РБ применяется двухкупольный тормозной парашют общей площадью 50 м^2 (или 60 м^2 , в зависимости от его типа) верхнего расположения, выпускаемый автоматически или вручную. Место расположения и крепления тормозного парашюта на хвостовой части фюзеляжа исключает возникновение продольного момента при выпуске благодаря тому, что направление действия силы сопротивления проходит вблизи центра тяжести самолета при его посадочном положении.

В хвостовой части фюзеляжа установлены тормозные щитки: один сверху между килем и один снизу с максимальными углами отклонения $43,5$ и 45° соответственно. Их выпуск сопровождается изменением характера обтекания хвостовой части и вызывает возникновение периодических срывов потока. Выпуск тормозных щитков оказывает влияние на продольную балансировку. Особенно это заметно при выпуске нижнего тормозного щитка. На дозвуковых и ограниченно сверхзвуковых ($M < 1,5$) скоростях выпуск нижнего тормозного щитка вызывает возникновение значительного пикирующего момента. Поэтому на числах $M < 1,5$ нижний тормозной щиток заблокирован и не выпускается. А при выпуске верхнего тормозного щитка создается незначительный кабрирующий момент. Выпуск верхнего тормозного щитка влияет на характер обтекания: растут нагрузки на вертикальное оперение и изменяется балансировка самолета в трансзвуковом диапазоне скоростей ($M = 0,85 \div 1,15$), особенно на малых и средних высотах. Поэтому в указанном диапазоне скоростей на высотах менее 7000 м выпуск верхнего тормозного щитка запрещается. Нижний тормозной щиток можно выпускать только при полете без подвесного топливного бака. Поэтому при полете с баком предусмотрена блокировка, предотвращающая выпуск нижнего тормозного щитка.

Наиболее приемлемой, как и на всех современных самолетах, оказалась трехопорная схема шасси: с двумя основными стойками и носовой стойкой. Одноколесные основные стойки шасси, убирающиеся в фюзеляж, с колеей $3,85 \text{ м}$ и двухколесная передняя стойка, убирающаяся в нишу фюзеляжа, с базой $5,144 \text{ м}$ выполнены с учетом достижения необходимой маневренности самолета при движении по ВПП.

Снизу фюзеляжа в районе центроплана в плоскости симметрии размещены узлы подвески топливного бака или держателей авиационных бомб. Выбор их места по длине фюзеляжа определяется эксплуатационным диапазоном центровок, предусмотренным на самолете и условием обеспечения минимальной продольной перебалансировки при их сбросе в полете.

2.1.3. Хвостовое оперение

Хвостовое оперение самолета МиГ-25РБ включает горизонтальное — управляемый стабилизатор и вертикальное — два киля с рулями направления.

Управляемый стабилизатор состоит из двух половин общей площадью 10,21 м². Он размещен ниже плоскости хорд крыла на 0,593 м, что позволило вынести его из зоны максимального схода потока за крылом и обеспечить необходимую эффективность и стабильность его характеристик на всех эксплуатационных режимах полета. Применение управляемого стабилизатора в качестве рулевой поверхности по сравнению с рулем высоты обеспечивает лучшую эффективность в широком диапазоне скоростей от дозвуковых

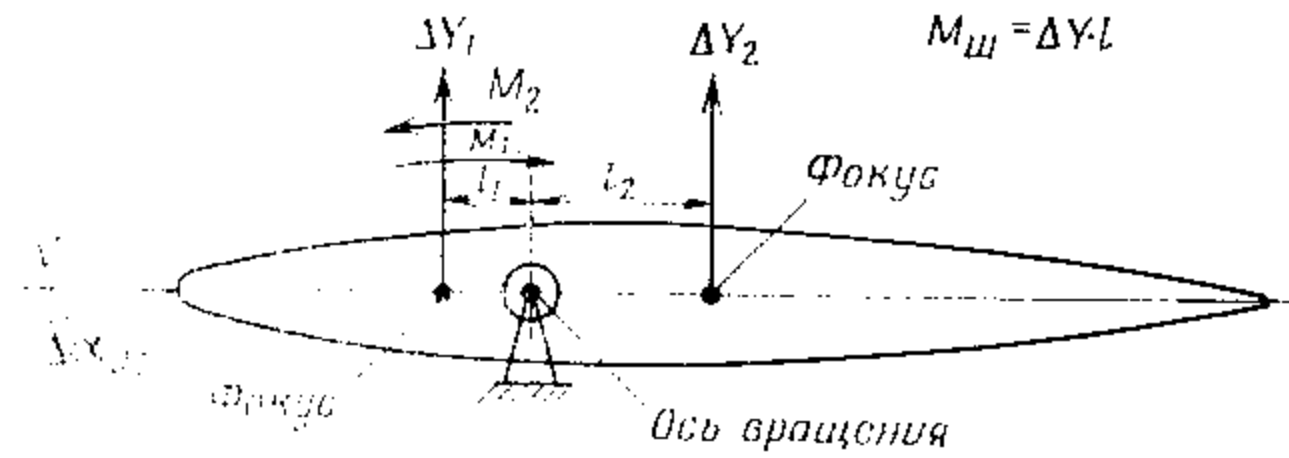


Рис. 2.3. Принцип уменьшения шарнирного момента стабилизатора

до сверхзвуковых. Это обусловлено тем, что в создании управляющей силы участвует вся поверхность стабилизатора. Стабилизатор выполнен стреловидным по передней и задней кромкам ($\chi_{\text{пер}} = 50^\circ 22'$; $\chi_{\text{задн}} = 28^\circ$), среднего удлинения ($\lambda = 3,1$) и сужения, равного 2,95, и набран из тонких симметричных профилей ЦАГИ С-11С с относительной толщиной $\bar{c} = (5 \div 4)\%$. Ось вращения имеет стреловидность, равную 45° . Различие угла отклонения стабилизатора перпендикулярно оси вращения и параллельно потоку, связанное со стреловидностью оси вращения, следует учитывать при оценке характеристик управляемости и маневренности ($\text{tg} \varphi_{\perp} = 0,707 \text{tg} \varphi_{\parallel}$).

Положение оси вращения стабилизатора (на линии 33% хорд) выбрано с учетом аэродинамической перекомпенсации стабилизатора на числах $M < 1,0 - 1,1$ (то есть центр давления стабилизатора расположен впереди оси вращения) и нормальной компенсации его на сверхзвуковых скоростях при $M > 1,0 - 1,1$ (рис. 2.3). Благодаря такому положению оси вращения значительно уменьшено плечо между осью вращения и подъемной силой стабилизатора на сверхзвуковых скоростях, снижены шарнирный момент стабилизатора как на пикирование, так и на кабрирование и потребная мощность бустеров. Однако шарнирный момент на пикирование оказывается больше, чем на кабрирование. Для уменьшения шарнирного момен-

та на пикирование в заднюю кромку по всему размаху стабилизатора вклепана пластина шириной 70 мм, отогнутая вниз на 2° . Этим практически достигнуто равенство шарнирных моментов на кабрирование и на пикирование.

В полете с числом $M < 1,0 - 1,1$ бустеры работают в режиме торможения, так как аэродинамическая сила, действующая на стабилизатор, приложена впереди оси вращения и стремится отклонить стабилизатор на больший угол.

На числах $M > 1,0 - 1,1$ аэродинамическая сила, приложенная сзади оси вращения, препятствует отклонению стабилизатора, и шарнирный момент, создаваемый этой силой, преодолевается бустерами. При этом продольное управление самолетом без перемены знака усилий на ручке управления возможно только при использовании в системе управления необратимых бустеров, которые полностью воспринимают аэродинамическую нагрузку стабилизатора. Наличие в системе управления самолетом загрузки ручки пружинным механизмом обеспечивает летчику привычную управляемость на всех режимах полета.

Стабилизатор является в основном органом управления самолета по тангажу. Однако вследствие значительного снижения эффективности элеронов на больших приборных скоростях из-за деформаций крыла при отклонении элеронов возникла необходимость использовать дифференциальное отклонение половин стабилизатора для повышения поперечной управляемости. При управлении самолетом по тангажу обе половины стабилизатора отклоняются синхронно в одну сторону, при поперечном управлении — в противоположные стороны, в так называемом режиме «ножниц».

Эффективность стабилизатора при отклонении его в режиме «ножниц» повышает поперечную управляемость при полете на больших приборных скоростях и несколько менее на малых. Это объясняется тем, что величина управляющего момента связана с величиной скоростного напора. Максимальные углы отклонения стабилизатора в канале тангажа перпендикулярно оси вращения составляют $+13 \div -32^\circ$, а в режиме «ножниц» $\pm 3^\circ 15'$. Использование управляемого стабилизатора для управления по крену предусматривает обеспечение необходимых характеристик поперечного управления на всех эксплуатационных режимах совместно с элеронами. Отклонение стабилизатора в режиме «ножниц» устраняет недостаточную эффективность поперечного управления на больших приборных скоростях, близких к максимально допустимым.

Вертикальное оперение, включающее два киля с рулями направления общей площадью 16 м² и два подфюзеляжных гребня общей площадью 3,55 м², обеспечивает самолету необходимую статическую путевую устойчивость на всех скоростях полета, вплоть до максимально допустимого числа $M = 2,83$.

Однокилевая схема хвостового оперения самолета оказалась неприемлемой, так как потребовался бы киль большой высоты; он оказался бы невыгодным как в аэродинамическом, так и конструк-

тивном отношении. Благодаря применению двух килей снижен кренящий момент от вертикального оперения при скольжении. С учетом большой ширины фюзеляжа (3 м) представилась возможность разнести кили друг от друга на расстояние 2,4 м (рис. 2.1) и установить их перпендикулярно поверхности обшивки и тем снизить взаимовлияние между ними и вредное сопротивление интерференции с поверхностью фюзеляжа из-за уменьшения «пазух», способствующих местному отрыву пограничного слоя. По этой же причине отпала необходимость в установке громоздких «зализов» (рис. 2.4).

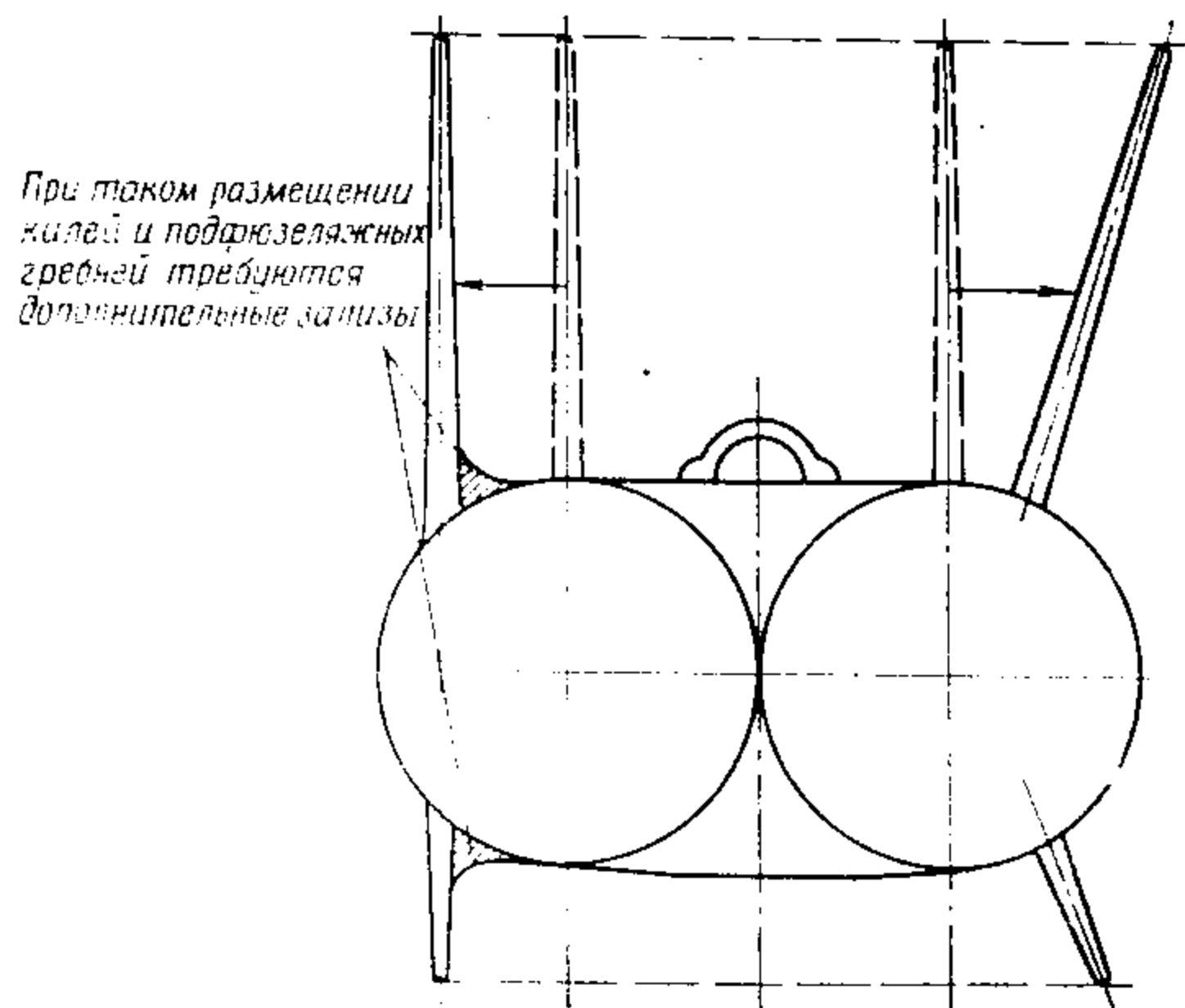


Рис. 2.4. К обеспечению компоновки вертикального оперения

Оба кили совместно с рулями направления установлены с углом развала во внешнюю сторону, равным 8° , выполнены стреловидной формы ($\chi = 54^\circ$), малого удлинения ($\lambda = 0,996$), среднего сужения (4,66) и набраны из тонких симметричных профилей ЦАГИ С-11С2М с относительной толщиной $\bar{C} = (4,5-4,0)\%$. Путевое управление самолетом осуществляется синхронным одинаковым отклонением обоих рулей направления общей площадью $2,38 \text{ м}^2$ на угол до $\pm 25^\circ$. Отклонение рулей направления осуществляется необратимым бустером.

В качестве противофлаттерного мероприятия совместно с необходимой весовой балансировкой горизонтального и вертикального оперения предусмотрен срез их законцовок под углом к потоку, что позволило повысить критическую скорость флаттера стабилизатора и килей.

§ 2.2. ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

2.2.1. Подъемная сила

Аэродинамическая подъемная сила (Y) приложена в центре давления самолета. На равновесном режиме полета с учетом балансирующего отклонения стабилизатора, когда сумма продольных моментов, действующих относительно оси OZ , равна нулю, подъемную силу можно считать приложенной в центре тяжести самолета. В скоростной системе координат подъемная сила направлена по нормали к вектору скорости. Она складывается из подъемных сил всех частей самолета: крыла, фюзеляжа и горизонтального оперения с учетом их взаимного влияния.

Величина этой силы зависит от угла атаки, скорости полета, плотности воздуха (высоты) и площади крыла. Зависимость величины подъемной силы от скорости и высоты полета выражают через безразмерный аэродинамический коэффициент подъемной силы C_y , характеризующий несущую способность самолета

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S = C_y q S,$$

где $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор;

ρ — массовая плотность воздуха;

S — расчетная площадь крыла в плане, принятая для самолета равной $60,23 \text{ м}^2$;

V — истинная скорость полета.

Подъемная сила определяется также уравнением

$$Y = G n_y,$$

где G — полетный вес самолета;

n_y — нормальная перегрузка.

С учетом приведенной зависимости требуемое значение коэффициента подъемной силы в полете может быть определено по формуле

$$C_y = \frac{2G n_y}{\rho V^2 S} = \frac{G n_y}{q S}.$$

С учетом зависимости $q = 0,7 \rho M^2$ получаем значение C_y

$$C_y = \frac{G n_y}{0,7 \rho M^2 S},$$

где p — атмосферное давление.

На графике (рис. 2.5) показаны приращения коэффициента подъемной силы при изменении угла атаки на 1° (производная $C_{y \text{ бал}}^{\alpha^\circ} = \frac{\Delta C_{y \text{ бал}}}{\Delta \alpha^\circ}$) в зависимости от числа M полета самолета

МиГ-25РБ с учетом балансировки. Наибольшие значения $C_{y \text{ бал}}^{\alpha^\circ}$ имеет на трансзвуковых скоростях. Значения производной по числам M при переходе через трансзвук изменяются плавно. Изменение $C_{y \text{ бал}}^{\alpha^\circ}$ на трансзвуке с увеличением углов атаки более $8 \div 10^\circ$ становится более плавным. Это объясняется появлением местных срывов потока на крыле и связанным с этим нарушением линейности зависимости C_y от α .

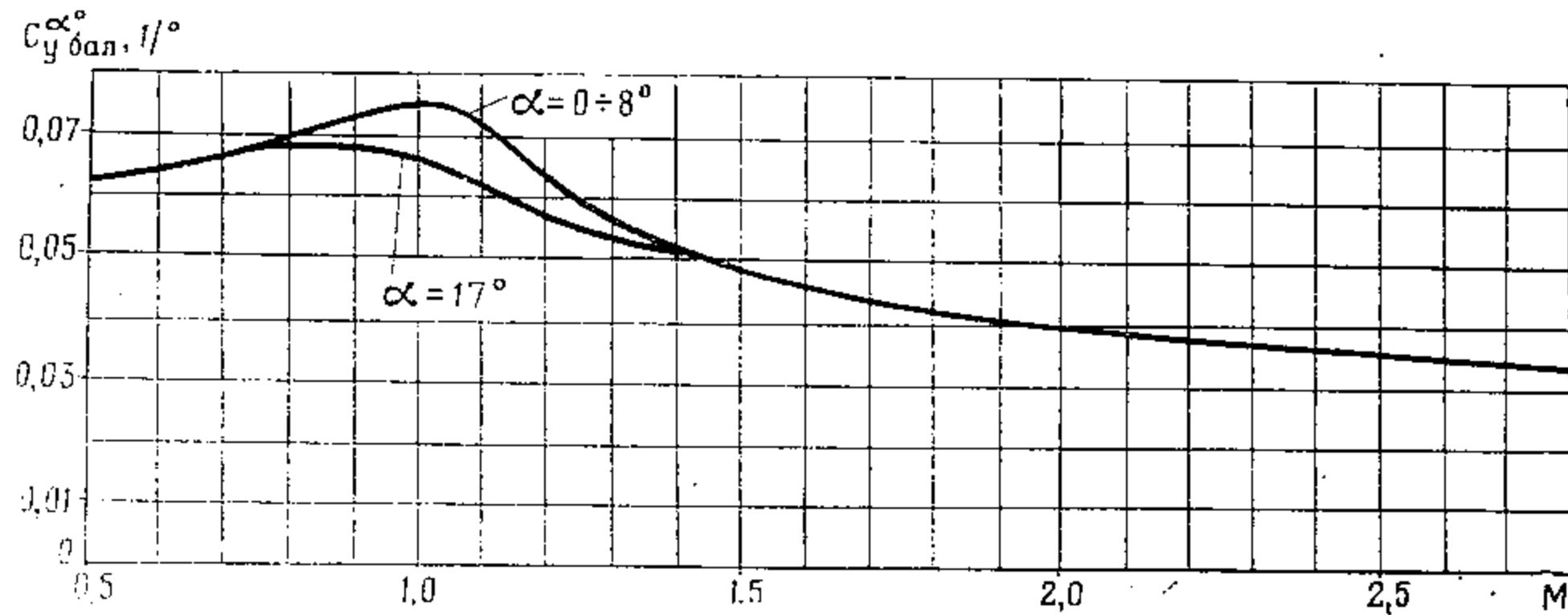


Рис. 2.5. Зависимость коэффициента подъемной силы по углу атаки от числа M полета сбалансированного самолета ($\varphi_{\text{ст}} = \varphi_{\text{бал}}$; $\bar{X}_T = 22\%$ САХ; $C_y = C_{y \text{ бал}}^{\alpha^\circ} \cdot \alpha^\circ$)

Характерным для самолета является отсутствие значительного ухудшения несущей способности системы «крыло — воздухозаборник — фюзеляж» на больших сверхзвуковых скоростях.

Балансировочные значения $C_{y \text{ бал}}^{\alpha^\circ}$, указанные на графике рис. 2.5, строго соответствуют фактическим только при значении центровки, указанной на рисунке. При отклонении центровки от этого значения $C_{y \text{ бал}}^{\alpha^\circ}$ будет несколько отличаться от приведенного, однако это отличие можно не учитывать.

Деформации крыла уменьшают величину $C_{y \text{ бал}}^{\alpha^\circ}$. Уменьшение $C_{y \text{ бал}}^{\alpha^\circ}$ связано с уменьшением углов атаки по мере приближения к концам крыла при закручивании его относительно оси жесткости (под осью жесткости подразумевается линия, соединяющая центры жесткости профилей крыла). Эти деформации тем больше, чем меньше высота и больше число M полета.

При полете на числах M , больших $0,7-1,0$ в зависимости от высоты, максимальный угол атаки и соответствующее ему значение C_y определены эффективностью стабилизатора при его полном отклонении (рис. 2.6). На малых и средних высотах ($0-5$ км) значения

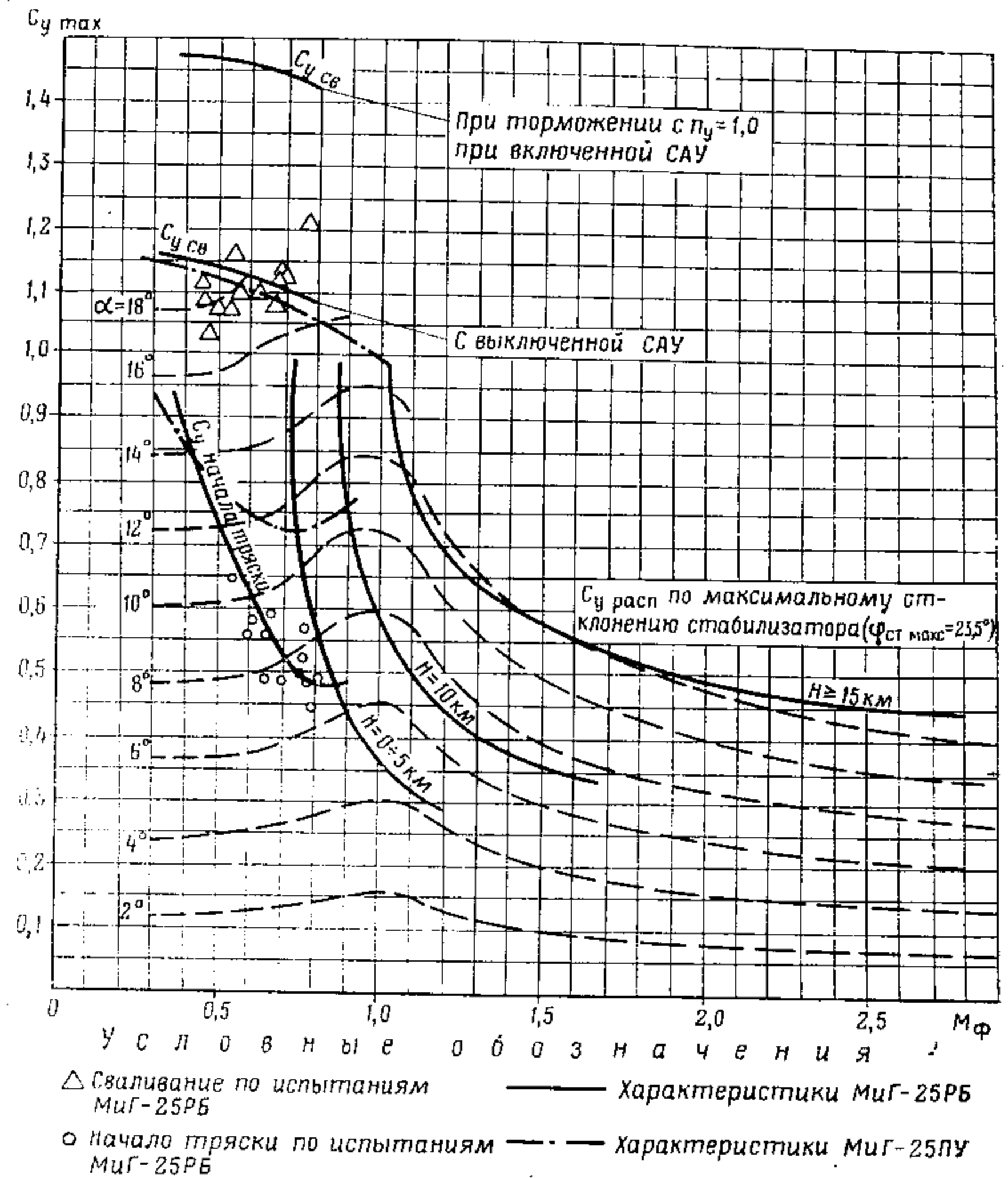


Рис. 2.6. Зависимость максимальных коэффициентов подъемной силы и соответствующих им углов атаки от числа M полета

α и C_y соответствуют числам M более $0,73$, на высоте 10 км — более $0,86$, на высотах более 15 км — более $1,01$.

При наземной подготовке к полетам иногда возникает необходимость определения C_y по известному значению угла атаки и наоборот. Для определения угла атаки соответственно условиям полета необходимо рассчитать требуемое значение C_y по формуле

$$C_{y \text{ потр}} = \frac{G n_y}{q S}$$

Пользуясь зависимостью C_y от α для диапазона углов атаки до начала аэродинамической тряски $C_y = C_{y_{бал}}^2 (\alpha - \alpha_0)$, можно определить α

$$\alpha = \frac{C_{y_{потр}}}{C_{y_{бал}}^2} + \alpha_0.$$

т.е. угол атаки, при котором $C_y = 0$; он равен 1° .

Подставив в эту формулу рассчитанное значение $C_{y_{потр}}$ и значение $C_{y_{бал}}^2$ из графика рис. 2.5 для соответствующего числа M и имея в виду, что $\alpha_0 = 1^\circ$, мы легко рассчитаем интересующий нас угол атаки.

Маневренные характеристики самолета на малых и средних приборных скоростях определяются максимально допустимым значением коэффициента подъемной силы $C_{y_{доп}}$. Он устанавливается с учетом обеспечения необходимого запаса до $C_{y_{св}}$. Этот запас в интересах безопасности полета обычно составляет 15—20% и включает вероятность неточности пилотирования по перегрузке, возможность возникновения скольжения, разброс характеристик конкретного экземпляра самолета от эталона и так далее, то есть $C_{y_{доп}} = (0,85 \div 0,8) C_{y_{св}}$. Эту величину можно оценить, ориентируясь на $C_{y_{доп}}$ самолетов МиГ-25РБ и МиГ-25ПУ, полученные при испытаниях (рис. 2.6). На числах $M \leq 0,4$ запасу C_y , равному $20 \div 15\%$, соответствует $C_{y_{доп}}$, при достижении которого начинается аэродинамическая тряска самолета. На числах $0,4 < M < 0,8$ запас C_y от начала тряски до срыва больше. Так, на числе $M = 0,8$ он составляет у самолета МиГ-25РБ около 55%, а у самолета МиГ-25ПУ 25—30%. Так как на дозвуковых скоростях полета при значительном увеличении угла атаки (n_y) предупредительная аэродинамическая тряска, заметная для летчика, возникает всегда, можно считать допустимым коэффициентом подъемной силы коэффициент $C_{y_{тр}}$. Таким образом, при необходимости выполнения маневра с увеличением угла атаки его необходимо ограничивать выходом на начало аэродинамической тряски, где эффективность стабилизатора достаточная для выхода на нее. На числах M более 0,7—1,0 максимальное значение угла атаки определяется эффективностью стабилизатора при полном его отклонении.

Таким образом, на числах M менее $0,7 \div 1,0$ предельный режим полета определяется значением $C_{y_{тр}}$, а на числах M более $0,7 \div 1,0$ значением $C_{y_{расп}}$ по $\varphi_{ст}$, величина которого по мере увеличения числа M уменьшается. На числах M более указанных на соответствующих высотах допустимо пилотирование с полным взятием ручки управления на себя. Однако следует при этом иметь в виду, что вблизи максимально допустимых приборных скоростей и чисел M возможен выход на максимально допустимую эксплуатационную перегрузку.

По значениям коэффициентов $C_{y_{тр}}$, $C_{y_{св}}$, и $C_{y_{расп}}$ по $\varphi_{ст}$ для соответствующего числа M и по потребному значению C_y в горизонтальном полете при заданных условиях можно рассчитать величину нормальной перегрузки

$$n_{y_{тр}} = \frac{C_{y_{тр}}}{C_{y_{г.п}}}; \quad n_{y_{св}} = \frac{C_{y_{св}}}{C_{y_{г.п}}}$$

и т. д.

2.2.2. Лобовое сопротивление

На самолет в полете действует аэродинамическая сила лобового сопротивления Q , приложенная в центре давления (при сбалансированном равновесном состоянии самолета — в центре тяжести) и направленная в сторону, обратную направлению вектора скорости. Она складывается из лобовых сопротивлений всех частей самолета (крыла, фюзеляжа, хвостового оперения, подвесок) и сопротивления, обусловленного интерференцией между ними. В соответствии с природой возникновения лобовое сопротивление самолета удобнее рассматривать как сумму безындуктивного сопротивления при нулевой подъемной силе ($C_y = 0$) Q_0 и индуктивного сопротивления $Q_{инд}$, связанного с созданием подъемной силы

$$Q = Q_0 + Q_{инд}.$$

Как и лобовое сопротивление Q , коэффициент лобового сопротивления C_x принято рассматривать как сумму коэффициентов безындуктивной и индуктивной составляющих

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_{инд}}.$$

Коэффициент безындуктивного лобового сопротивления C_{x_0} представляет собой сумму коэффициентов лобового сопротивления трения и давления

$$C_{x_0} = C_{x_{тр}} + C_{x_{давл}}.$$

Коэффициент лобового сопротивления трения $C_{x_{тр}}$ мало зависит от формы самолета и определяется в основном размерами самолета, чистотой обработки его поверхности, числом M полета и числом Рейнольдса, определяющим характер пограничного слоя.

Коэффициент лобового сопротивления давления $C_{x_{давл}}$ определяется разностью давлений перед самолетом и сзади самолета и зависит не только от размеров самолета, но и от его формы и числа M полета. Его приближенно можно представить как сумму коэффициентов донного $C_{x_{дон}}$ и волнового $C_{x_{волн}}$ сопротивлений

$$C_{x_{давл}} = C_{x_{дон}} + C_{x_{волн}}.$$

Волновое сопротивление самолета появляется при формировании скачков уплотнения и ударных волн на трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета.

Зависимость коэффициента безындуктивного лобового сопротивления самолета без подвесок от числа M полета приведена на рис. 2.7.

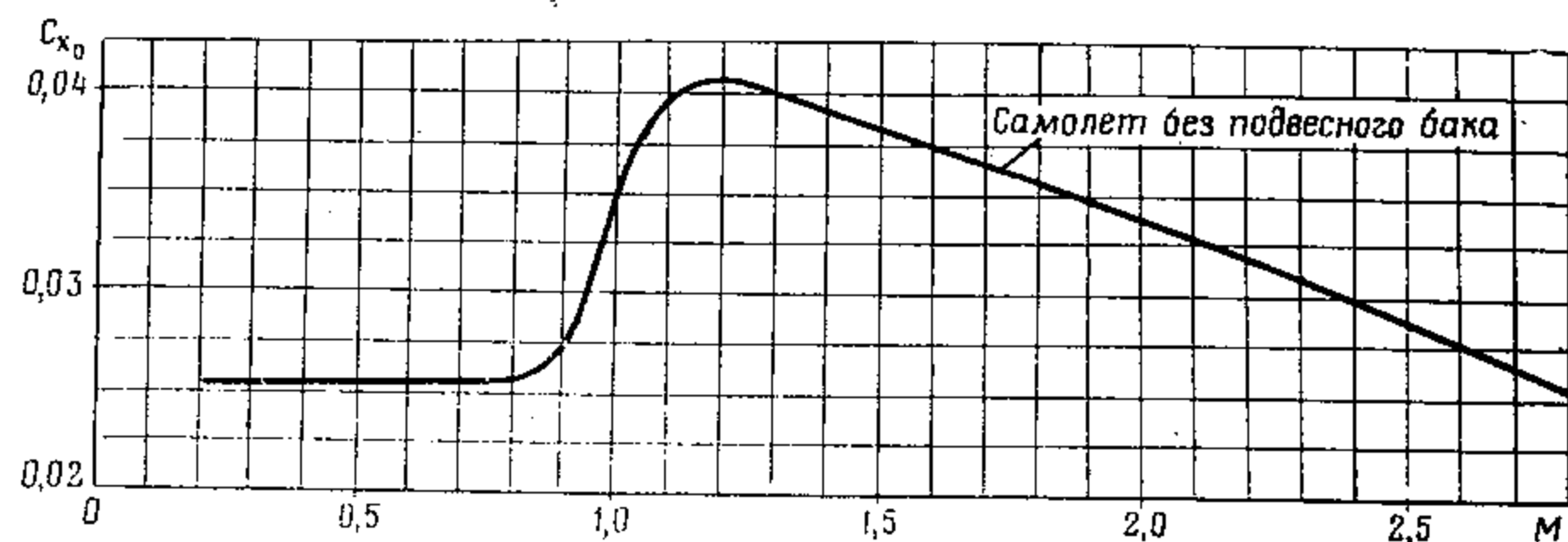


Рис. 2.7. Зависимость коэффициента безындуктивного лобового сопротивления самолета от числа M полета (самолет без подвесок)

На докритических числах M полета C_{x0} практически остается постоянным. Начало развития волнового кризиса сопровождается интенсивным ростом C_{x0} на числах $M = 0,8 \div 1,1$ преимущественно за счет увеличения волновой составляющей $C_{x_{двл}}$. Максимальное значение C_{x0} соответствует числу $M = 1,2$. При дальнейшем росте числа M происходит постепенное уменьшение C_{x0} , что обусловлено уменьшением угла наклона косых скачков уплотнения.

Коэффициент безындуктивного сопротивления (рис. 2.7), полученный по результатам продувок, не учитывает различную толщину и структуру пограничного слоя модели и реального самолета в реальном полете. Поэтому при расчете лобового сопротивления необходимо в величину C_{x0} внести поправку $\Delta C_{x_{Re}}$ (с учетом ее знака) на изменение числа Рейнольдса (рис. 2.8), которая и учитывает это несоответствие.

Величину коэффициента безындуктивного сопротивления определяет наличие внешних подвесок вооружения, топливного бака, положения тормозных щитков, шасси

$$C_{x0} = C_{x_{освм}} + \Delta C_{x_{бака}} + \Delta C_{x_{т. ш}} + \Delta C_{x_{воор}} + \Delta C_{x_{ш}} + \dots$$

Величины дополнительных коэффициентов безындуктивного сопротивления самолета при подвеске бомб, топливного бака, за счет тормозных щитков и шасси в зависимости от числа M полета приведены на графиках рис. 2.9 и 2.10.

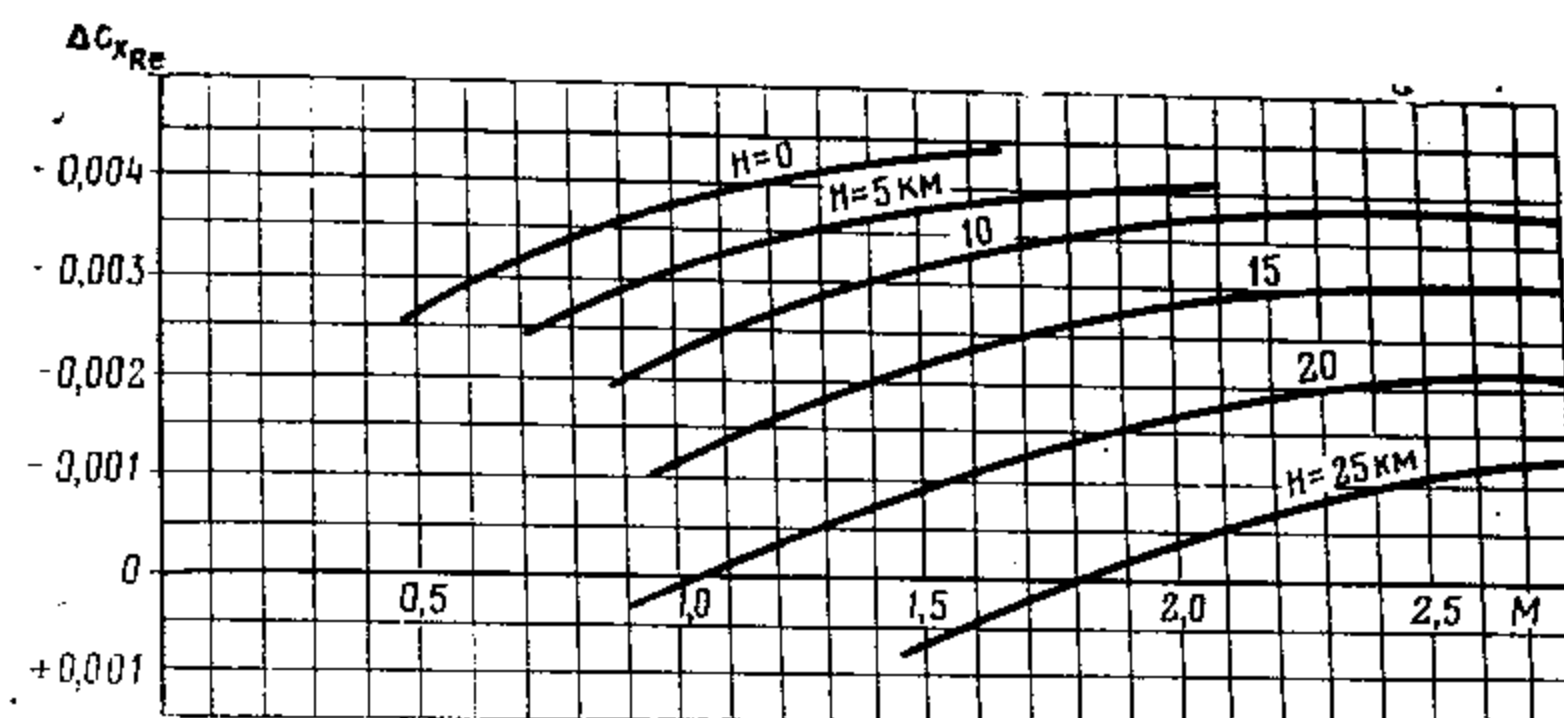


Рис. 2.8. Поправка к коэффициенту безындуктивного сопротивления на изменение числа Рейнольдса

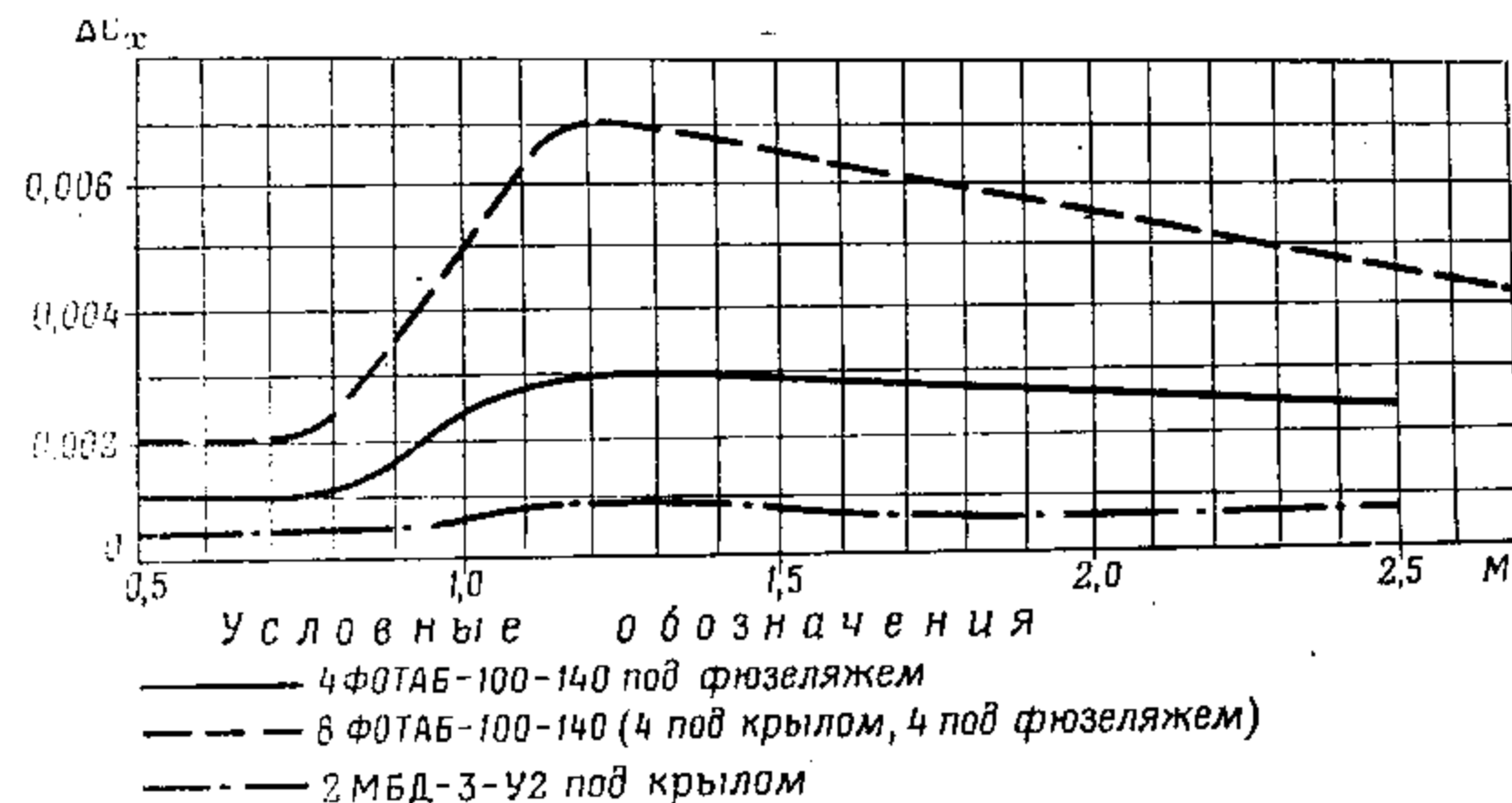


Рис. 2.9. Коэффициент сопротивления авиационных бомб ФОТАБ-100-140

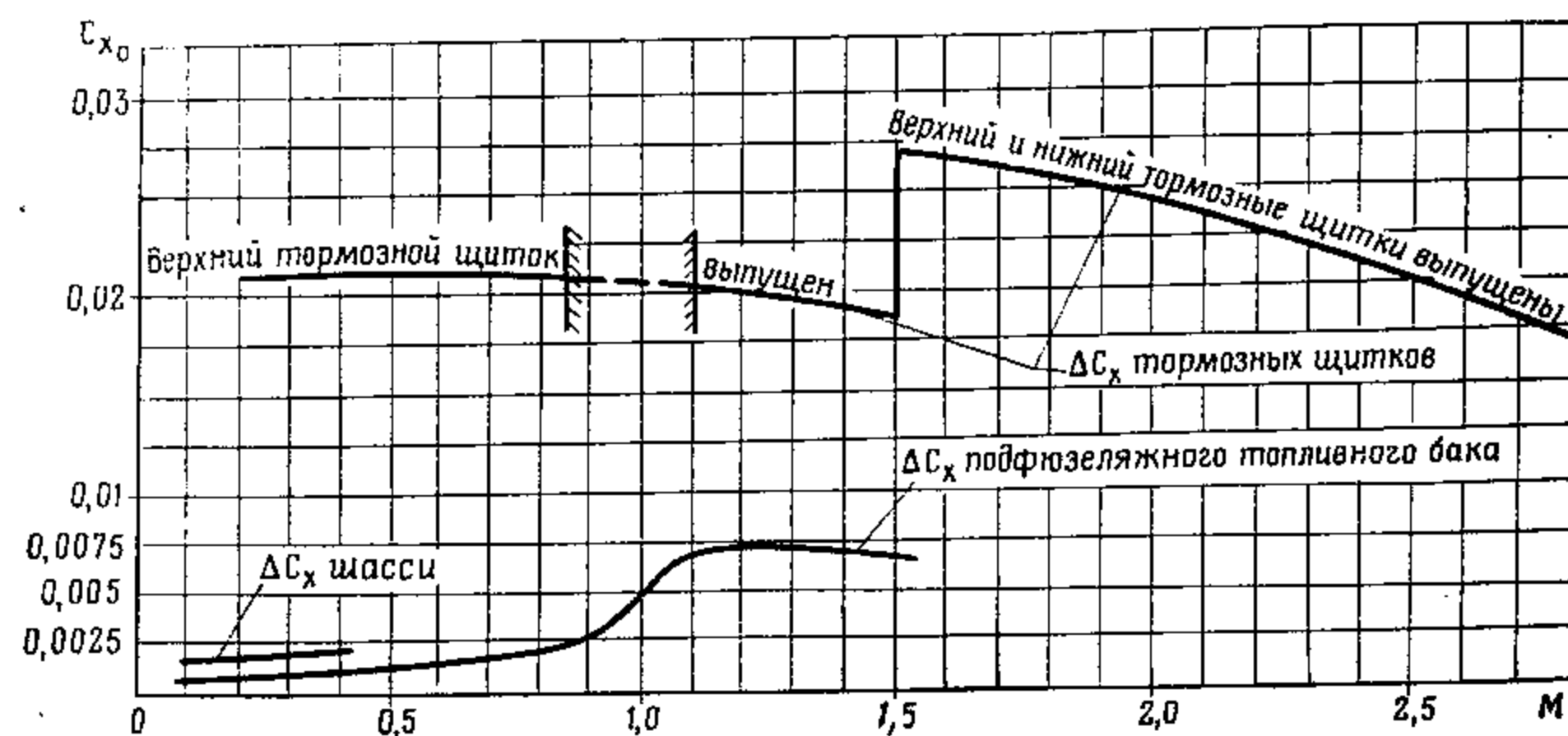


Рис. 2.10. Коэффициенты безындуктивного дополнительного сопротивления тормозных щитков, шасси, подвесного бака

Коэффициент индуктивного сопротивления самолета зависит от квадрата коэффициента подъемной силы C_y

$$C_{x_{инд}} = AC_y^2,$$

где $A = \frac{1}{C_y^2} - \frac{C_T}{C_y^2}$ — коэффициент индуктивности, выражаю-

щий взаимосвязь коэффициентов $C_{x_{инд}}$ и C_y ;

C_T — коэффициент подсосывающей силы, направленной вперед по хорде крыла и обусловленной распределением давления по профилю при дозвуковой передней кромке крыла; для крыла самолета МиГ-25РБ, имеющего острую переднюю кромку с отклоненным вниз носком C_T реализуется при дозвуковой передней кромке.

Зависимость коэффициента индуктивного сопротивления от коэффициента подъемной силы и числа M полета показана на графике рис. 2.11. Из графика следует, что при одинаковых потребных значениях C_y коэффициент индуктивного сопротивления самолета возрастает с увеличением числа M полета.

При расчете суммарного значения коэффициента лобового сопротивления C_x в соответствии с конфигурацией самолета и характером внешних подвесок следует пользоваться формулой

$$C_x = C_{x_{объем}} + \Delta C_{x_{про}} + C_{x_{инд}} + \Delta C_{x_{бака}} + \Delta C_{x_{т.ш}} + \Delta C_{x_{воор}} + \dots$$

2.2.3. Поляра самолета

Иногда при расчете аэродинамических и летных характеристик пользуются поляррой (рис. 2.12) — зависимостью C_x от C_y для различных чисел M . Она обычно приводится для самолета без внешних подвесок. Каждой точке поляры соответствует вполне определенный угол атаки в диапазоне от α_0 ($C_y = 0$, указанных на графике) до больших углов атаки, близких к максимальным. Сдвиг кривых поляры по мере увеличения числа M обусловлен изменением C_{x_0} , а отвал кривых — изменением $C_{x_{инд}}$.

Поляра позволяет определять аэродинамическое качество

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

Точка касания на поляре прямой, проведенной из начала координат, позволяет определить значения C_y и C_x , соответствующих максимальному аэродинамическому качеству K_{max} .

Пользуясь поляррой, очень просто найти $C_{x_{сам}}$ по величине потребного значения C_y .

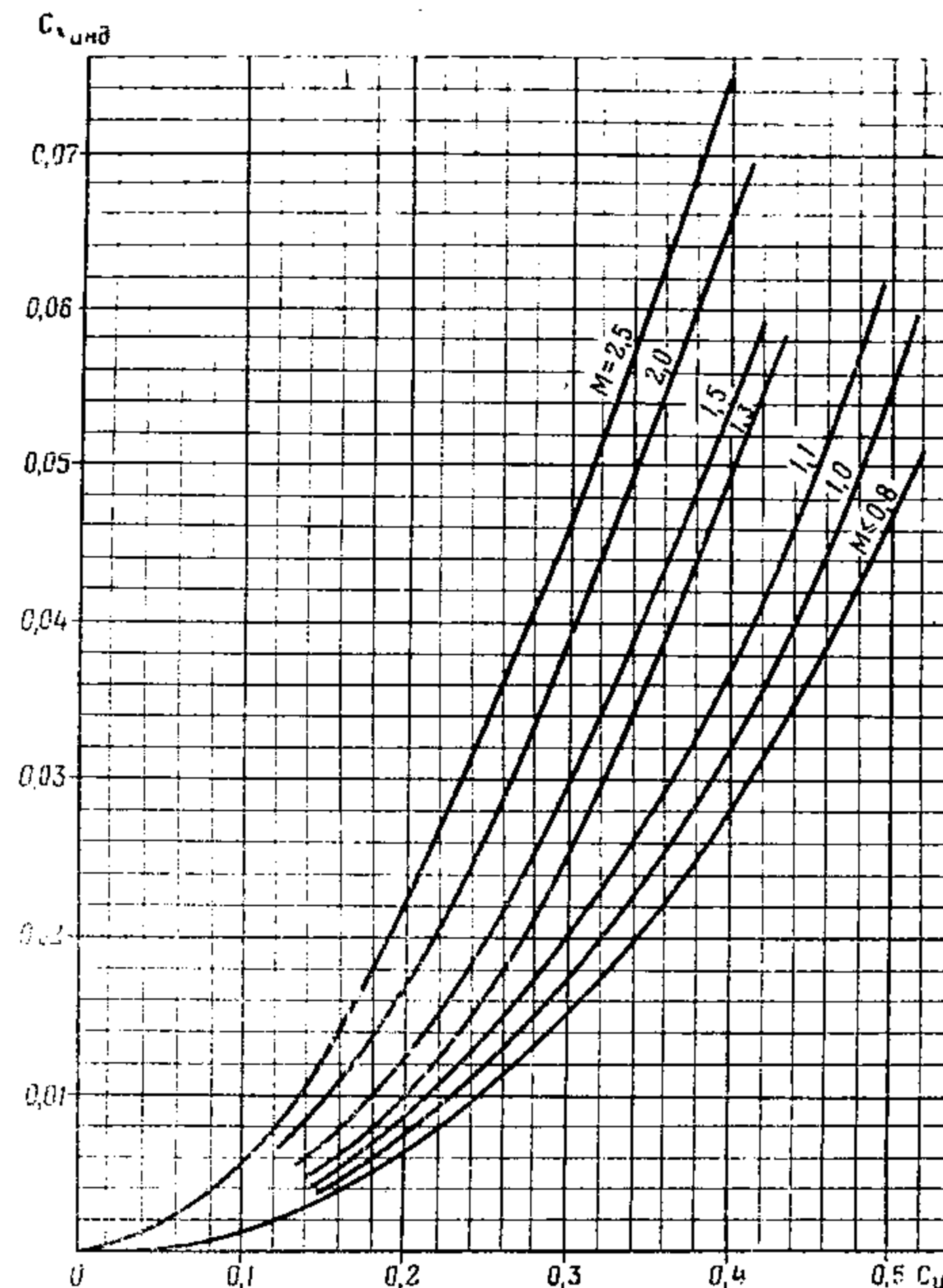


Рис. 2.11. Коэффициент индуктивного сопротивления самолета с учетом балансировки (по летным испытаниям; $\bar{X}_T = 18 \pm 20\%$ САХ)

2.2.4. Аэродинамическое качество

Аэродинамическое качество самолета определяется отношением подъемной силы к лобовому сопротивлению или соответствующим отношением их коэффициентов и характеризует аэродинамическое совершенство самолета

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

При оценке характеристик самолета различают максимальное аэродинамическое качество, качество горизонтального полета, качество того или иного заданного режима полета.

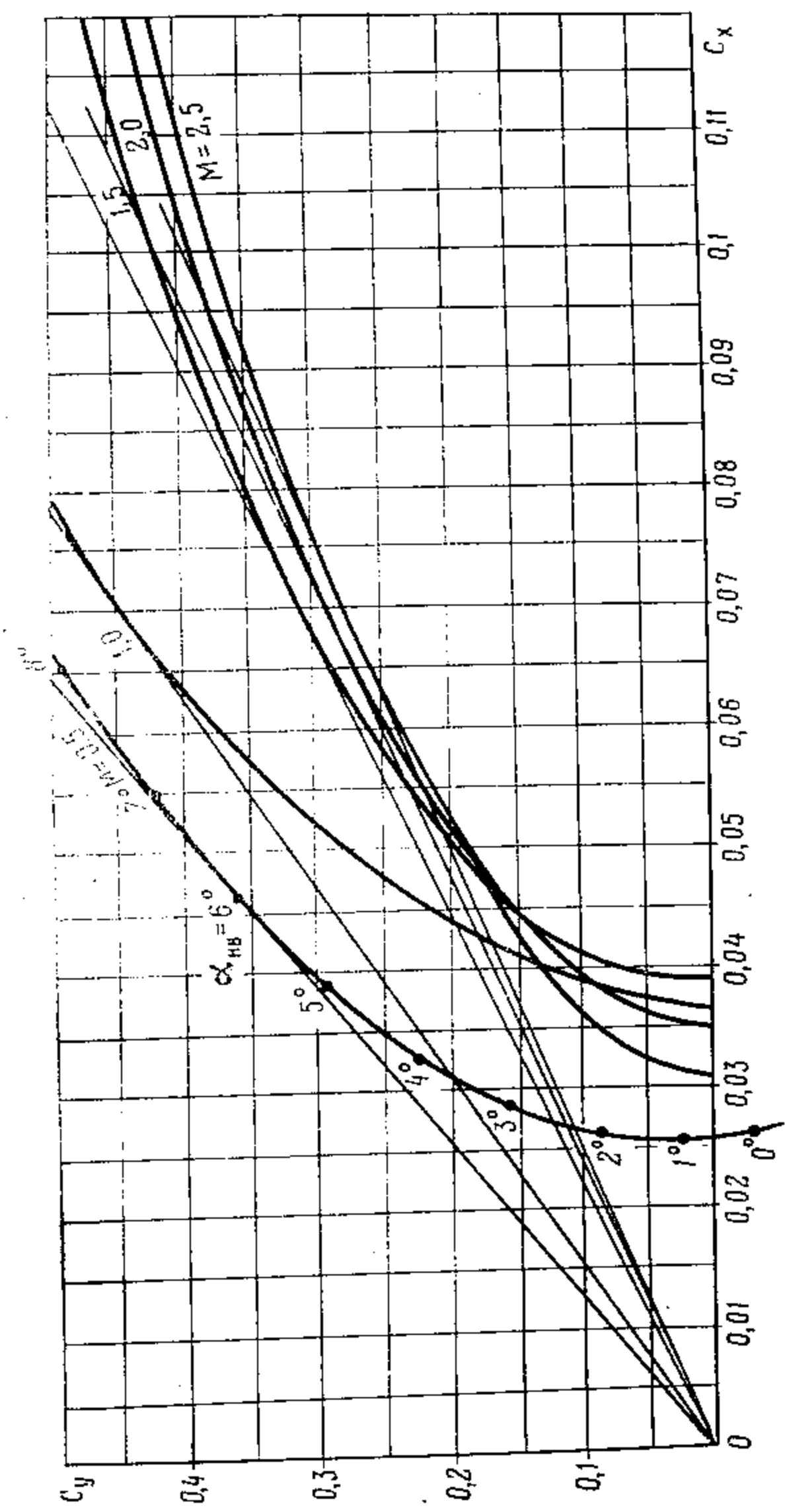


Рис. 2.12. Поляры самолета

Максимальное качество соответствует режиму полета на наименьшем угле атаки, величину которого можно определить по формуле

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{A C_{x_0}}}$$

Его величина зависит от числа M полета. На дозвуковых скоростях, соответствующих числам M полета менее критического, оно сохраняется наибольшим и практически постоянным. По мере увеличения скорости в диапазоне чисел M полета, больших критического, наблюдается его уменьшение, обусловленное ростом лобового

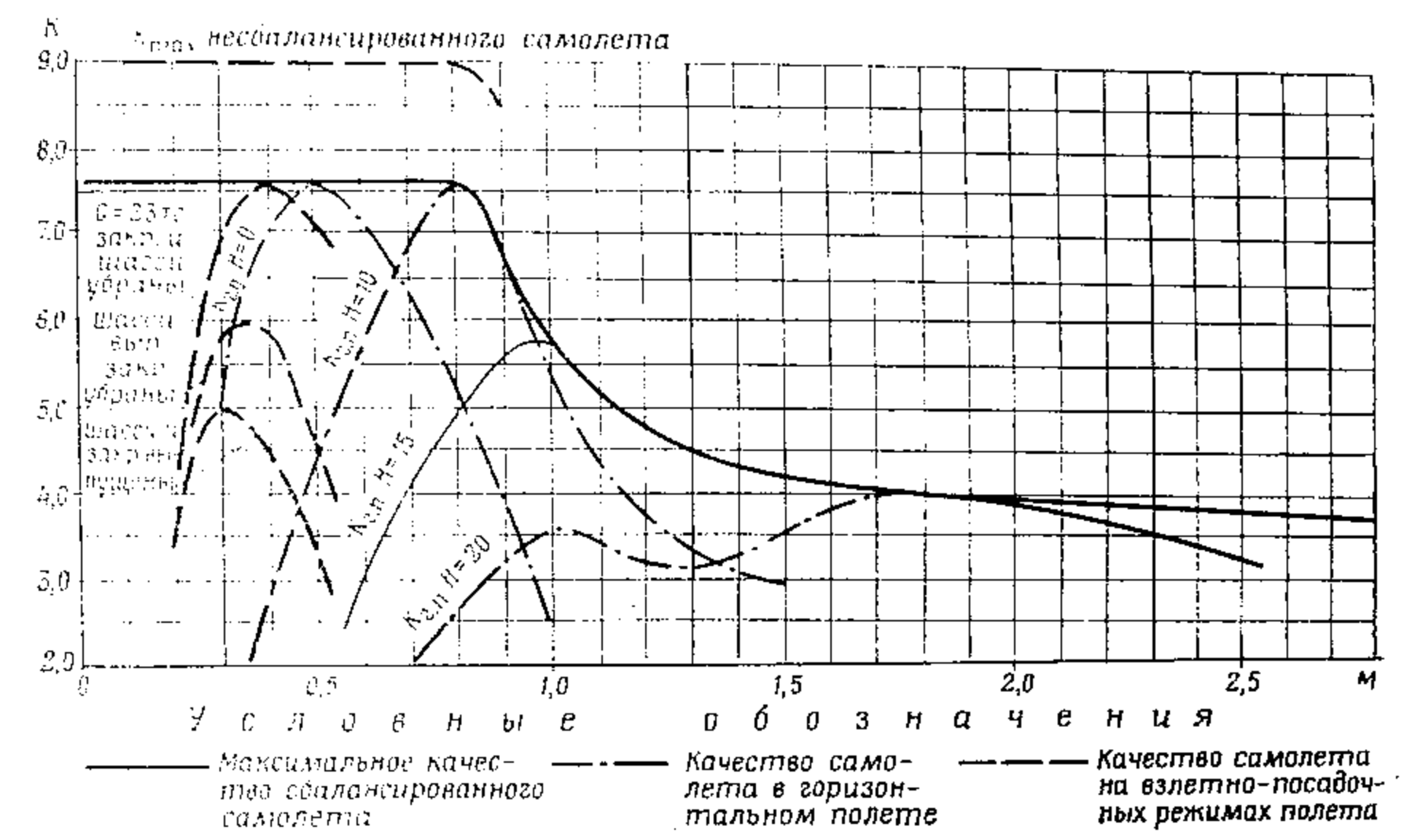


Рис. 2.13. Аэродинамическое качество самолета

сопротивления при проявлении сжимаемости. На величину максимального качества влияют внешние подвески авиабомб и топливного бака, выпуск тормозных щитков, закрылков и шасси, уменьшая его при выпуске шасси на 1,6; закрылков — на 1,0; тормозных щитков — на 1,8; при подвеске топливного бака — на 0,4; восьми ФОТАБ-100-140, из которых половина подвешена под фюзеляжем и половина под крылом — на 0,4. Влияние высоты полета на аэродинамическое качество выражается преимущественно через поправку к C_{x_0} на изменение числа Рейнольдса. Полетный вес самолета не влияет на K_{max} .

Величина и характер зависимости K_{max} от числа M полета самолета МиГ-25РБ в полетной конфигурации с убранными тормозными щитками показана на графике рис. 2.13. Так как аэродинамическая компоновка самолета подчинена достижению больших сверх-

звуковых скоростей и возможности длительного полета на них, максимальное аэродинамическое качество на дозвуковых скоростях соответствующих значениям $M \leq 0,82$, равно 7,6. В области трансзвуковых и сверхзвуковых скоростей до $M = 1,5 K_{\max}$ уменьшается резко до 4,2, а на числах $M > 1,5$ изменяется очень плавно и равно 3,8—4,2.

Кроме максимального аэродинамического качества различают качество горизонтального полета, набора высоты, снижения, виражей и т. д. Практический интерес представляет качество горизонтального полета ($K_{г.п}$).

Аэродинамическое качество горизонтального полета зависит от скорости, высоты полета и других факторов, влияющих на K_{\max} через величину ΔC_{x_0} . На графике рис. 2.13 нанесены кривые изменения качества горизонтального полета для ряда высот, охватывающих практически весь эксплуатационный диапазон чисел M . Известно, что качество горизонтального полета равно K_{\max} только при наименее выгодных углах атаки. На графике эти значения K_{\max} соответствуют местам перегиба кривых с наибольшими значениями $K_{г.п}$. Чем больше высота полета, тем больше максимум $K_{г.п}$ сдвигается в сторону больших чисел M .

Характер изменения $K_{г.п}$ на больших высотах отмечается наличием двух максимумов: одного на трансзвуковых скоростях, другого — на больших сверхзвуковых. Причем в соответствии с назначением самолета $K_{г.п}$ на больших сверхзвуковых скоростях значительно больше, чем на трансзвуковых. Так, на высоте 20 км при $M = 1,0 K_{г.п} = 3,5$, а на $M = 2,0$ — около 4,0 (рис. 2.13). Как увеличение, так и уменьшение скорости от наименее выгодной приводит к довольно резкому снижению аэродинамического качества. Поэтому для выдерживания максимального качества необходимо точно выдерживать заданную скорость крейсерского полета.

Аэродинамическое качество на взлетно-посадочных режимах небольшое и равно с выпущенными шасси и закрылками 5,0, а с выпущенными шасси и убранными закрылками — 6,0.

Глава 3

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Силовая установка сверхзвукового самолета отличается рядом особенностей, основными из которых являются:

— применение регулируемых сверхзвуковых воздухозаборников;

— существенное возрастание роли форсажа и необходимость регулирования форсажной тяги;

— перестройка системы автоматического управления двигателями для увеличения эффективной тяги на больших сверхзвуковых скоростях.

Трудность обеспечения устойчивой и эффективной работы всех элементов силовой установки в широком диапазоне режимов полета приводит к необходимости введения ряда ограничений, понимание существа которых имеет важное значение для правильной летной эксплуатации силовой установки.

Силовая установка самолета МиГ-25РБ состоит из двух одновалвных турбореактивных двигателей Р15Б-300, боковых плоских регулируемых воздухозаборников с внешним сжатием сверхзвукового потока и эжекторных сверхзвуковых реактивных сопел.

Компоновка силовой установки показана на рис. 3.1.

Необходимость регулирования секундного расхода воздуха в интересах получения высокой эффективной тяги и устойчивой работы двигателей в широком диапазоне скоростей и высот полета явились причиной превращения воздухозаборников в сложное автоматизированное устройство. Боковые плоские регулируемые воздухозаборники внешнего сжатия с косым срезом на входе позволили наиболее полно удовлетворить эти требования. Каждый воздухозаборник обслуживает свой двигатель. Воздушно-газовый тракт каждого двигателя от сечения на входе в канал до выхода газов из реактивного сопла изолирован.

Конструктивная схема и система регулирования подчинены требованию обеспечения высокой эффективной тяги и экономичности двигателей при полете в широком диапазоне скоростей от малых дозвуковых до скоростей, соответствующих числу $M = 2,83$ и в диапазоне высот до 23 000—24 000 м.

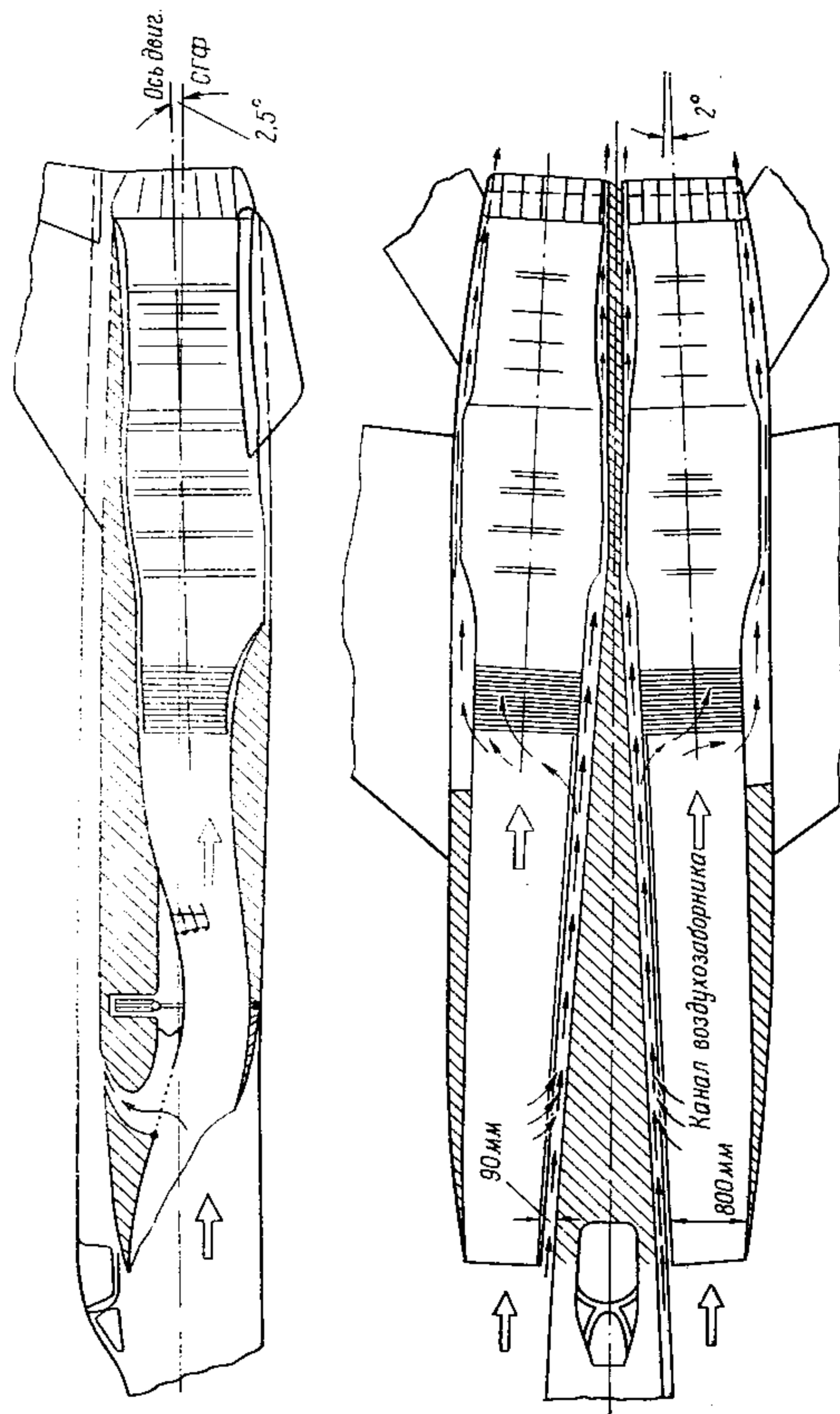


Рис. 3.1. Компонировка силовой установки

Эжекторные сопла оснащены внутренними и внешними регулируемыми створками, связанными механически между собой. Между этими створками проходит эжектируемый воздух, который засасывается из пограничного слоя носовой части фюзеляжа через щель между фюзеляжем и воздухозаборником, одновременно способствуя уменьшению толщины пограничного слоя на фюзеляже перед воздухозаборниками и охлаждению двигательных отсеков.

Работа элементов силовой установки самолета будет рассмотрена более подробно в следующих разделах.

§ 3.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА И ЕГО РАБОТА В ПОЛЕТЕ

3.1.1. Назначение сверхзвукового воздухозаборника

Летные характеристики сверхзвукового самолета и безотказная работа двигателей сильно зависят от условий подвода воздуха через входное устройство. В связи с этим к воздухозаборникам сверхзвукового самолета предъявляется ряд следующих требований.

Обеспечение устойчивой работы двигателя. Это требование является наиболее важным. Без его удовлетворения нельзя обеспечить безопасность при выполнении полетов. Устойчивая работа двигателей, наряду с другими мерами, обеспечивается поддержанием устойчивой работы воздухозаборника.

Воздухозаборник будет работать устойчиво только в том случае, если в течение всего полета поддерживается равенство секундных весовых расходов воздуха, проходящих через него ($G_{в.з}$) и через двигатель ($G_{в.дв}$), то есть это требование сводится к обеспечению равенства

$$G_{в.з} = G_{в.дв}.$$

На дозвуковых скоростях полета воздухозаборником пропускается столько воздуха, сколько потребляет двигатель на том или ином режиме его работы. Происходит это автоматически за счет изменения сечения струйки тока. Поэтому при конструировании воздухозаборника дозвукового самолета решается задача лишь обеспечения его достаточной пропускной способности. В сверхзвуковом полете процесса саморегулирования нет. Воздухозаборник и двигатель, функционируя независимо друг от друга, могут при несогласованной работе оказывать отрицательное взаимовлияние. Поэтому для сохранения устойчивой работы силовой установки в целом возникает необходимость регулирования в широком диапазоне сверхзвуковых скоростей количества подводимого через входное устройство воздуха, чтобы на всех режимах сохранялось равенство расходов $G_{в.з}$ и $G_{в.дв}$.

Уравнение секундного весового расхода воздуха, проходящего через любое сечение ($G_B = f V_B \gamma_B$), показывает, что он пропорционален площади сечения f , скорости V_B и удельному весу γ_B воздуха в этом сечении. Следовательно, регулирование можно осуществлять изменением площади сечения, в частности «горла», за счет изменения, например, угла наклона подвижной ступени клина. Кроме того, регулирование количества воздуха, проходящего через воздухозаборник, можно осуществить изменением площади входа $F_{вх}$ воздухозаборника.

Другой функцией воздухозаборника по обеспечению устойчивой работы двигателя является выравнивание параметров потока воздуха по сечению и снижение пульсации на входе в компрессор. Известно, что всякая неравномерность давления по сечению заметно снижает запас устойчивости компрессора двигателя. Основным источником неравномерности потока являются отрывы пограничного слоя с поверхностей, расположенных перед воздухозаборниками и в самом воздухозаборнике в тех местах, где больше разбухание пограничного слоя. Отрыву пограничного слоя способствует наличие положительных или отрицательных углов атаки и скольжения, сложная геометрия воздушного канала и другие факторы.

Снижение неравномерности потока на входе в компрессор достигается уменьшением вредного влияния пограничного слоя, применением отсоса и слива пограничного слоя с расположенных перед воздухозаборниками частей фюзеляжа и с поверхностей воздухозаборников, а также применением турбулизаторов потока.

Преобразование скоростного напора в давление перед компрессором с минимальными потерями. Для обеспечения высокой экономичности двигателя сжигание топлива целесообразно производить при возможно большем избыточном давлении воздуха, обеспечивая большую полезную отдачу тепла. На дозвуковых самолетах повышение давления воздуха в камере сгорания обеспечивается главным образом компрессором двигателя, так как увеличение давления воздуха за счет торможения потока невелико и потери полного давления при торможении незначительны. Поэтому при полете на дозвуковых скоростях не требуется применения специальных мер по уменьшению потерь давления на входе в канал воздухозаборника, так как торможение потока происходит без скачков.

С возрастанием скоростей полета до сверхзвуковых степень повышения давления воздуха в воздухозаборнике под действием роста скоростного напора быстро увеличивается, а напорность компрессора несколько падает (рис. 3.2). В связи с тем, что самолет МиГ-25РБ выполняет длительный полет в стратосфере с большими сверхзвуковыми скоростями, установленные на нем два двигателя Р15Б-300 имеют сравнительно невысокую степень повышения давления компрессора $\pi_K = 4,75$. Поэтому суммарная степень повышения давления воздуха ($\pi_\Sigma = \pi_{вх} \pi_K$) во многом определяется степенью повышения давления воздуха во входном устройстве перед входом в компрессор $\pi_{вх}$. Для получения более высокого значения

$\pi_{вх}$ необходимо уменьшить потери полного давления воздуха во входном устройстве.

Известно, что торможение сверхзвукового потока происходит только в скачках уплотнения, в которых поток резко уменьшает скорость с одновременным возрастанием температуры и давления воздуха. При торможении потока в мощных прямых скачках, когда скорость потока воздуха в скачке уменьшается очень сильно, потери полного давления оказались очень большими, так как большая

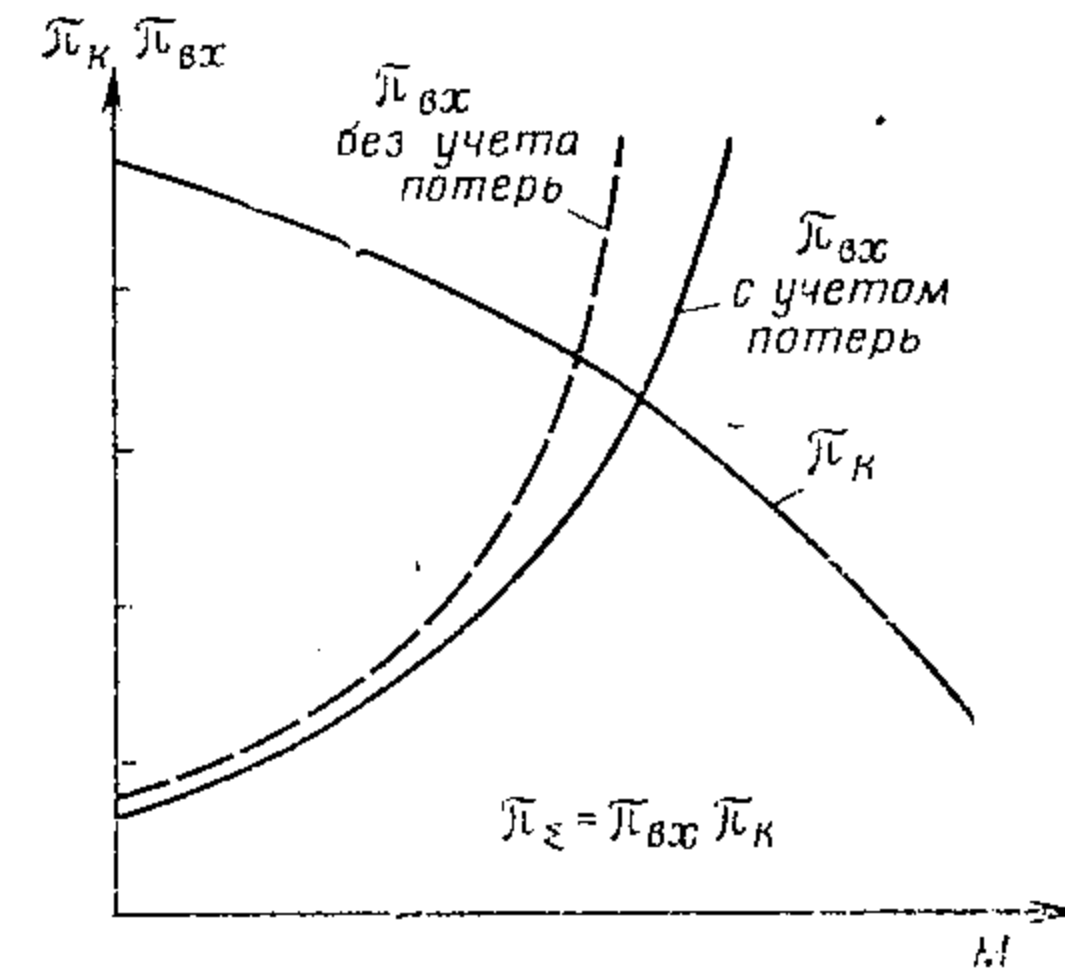


Рис. 3.2. Зависимость степени сжатия компрессора и степени сжатия на входе от числа M полета

доля кинетической энергии переходит в тепло и рассеивается в окружающее пространство. Так, на числе $M = 3,0$ при торможении потока от сверхзвуковой до дозвуковой скорости в одном скачке уплотнения на входе потери полного давления достигают 50%.

Для уменьшения потерь полного давления торможение сверхзвукового потока выгодно осуществлять в системе нескольких скачков малой интенсивности. В этом случае торможение потока происходит более плавно и потери полного давления значительно меньше. Так, при торможении потока в трех косых и одном прямом скачках на числе $M = 3,0$ потери уменьшаются до 10—15%. Потери полного давления при торможении потока принято характеризовать коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{вх}$, который равен отношению фактического давления заторможенного потока на входе в компрессор p^*_1 к давлению невозмущенного потока при торможении без потерь p^*_{II}

$$\sigma_{вх} = \frac{p^*_1}{p^*_{II}}$$

На рис. 3.3 показано изменение $\sigma_{вх}$ в зависимости от числа M полета и системы скачков на входе в воздухозаборник. На самолетах с числом $M_{max} = 2,0 \div 3,0$ торможение потока на входе в канал обычно организуется в системе двух-трех косых и одном замыкающем прямом скачках, благодаря чему потери полного давления при торможении потока на числе $M = 3,0$ уменьшаются с 50% до 15%.

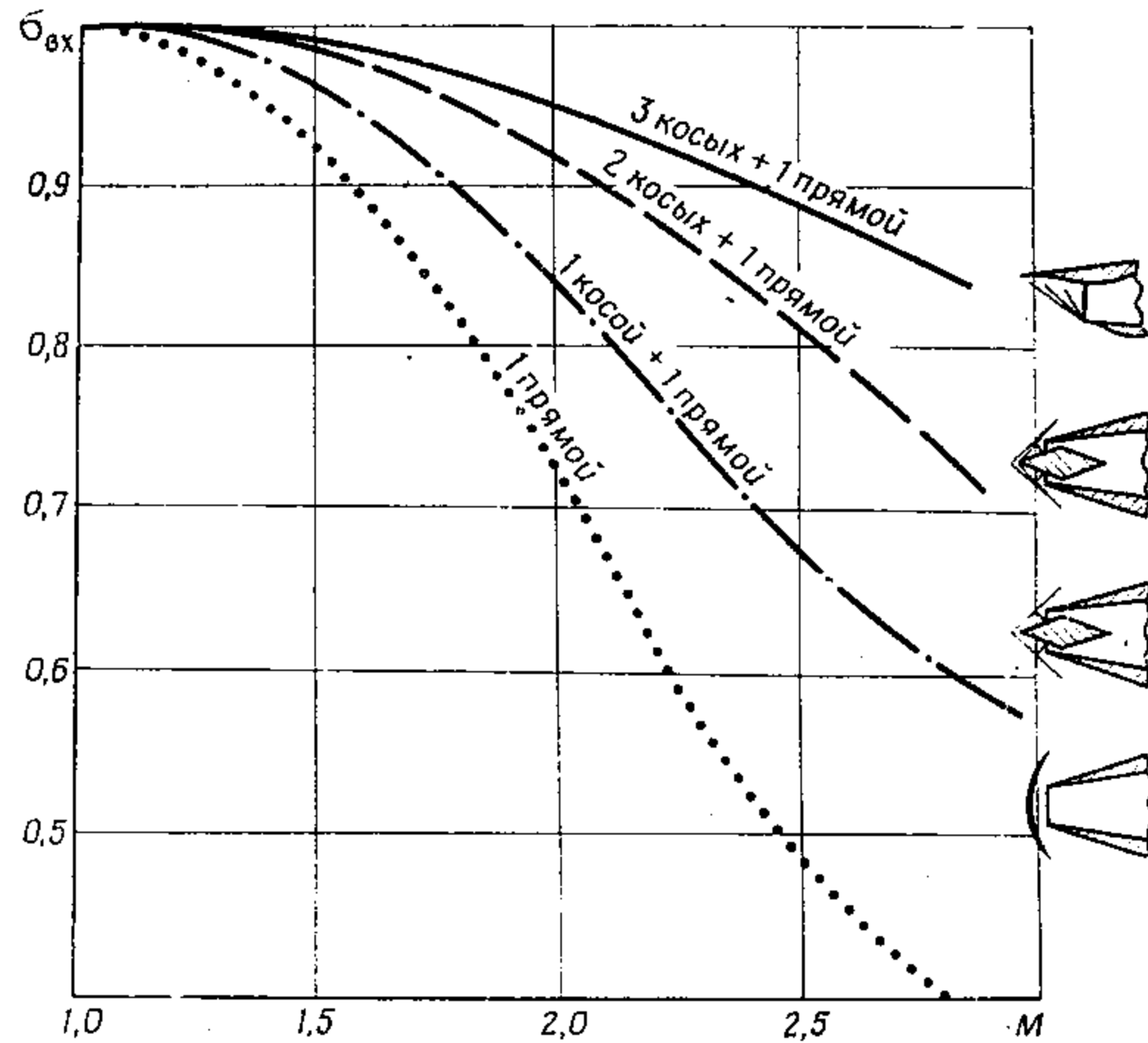


Рис. 3.3. Зависимость коэффициента восстановления полного давления от числа M полета и системы скачков на входе

На самолете МиГ-25РБ формирование необходимой системы скачков перед входом обеспечивается горизонтально расположенным клином, с носка которого и из линий перегиба поверхности торможения исходят косые скачки уплотнения.

Снижение лобового сопротивления воздухозаборника на сверхзвуковых скоростях полета. Совершенство входного устройства характеризуется его внешним лобовым сопротивлением, влияющим на величину лобового сопротивления самолета. Оно складывается из сопротивлений давления, трения и дополнительного сопротивления. При полете со сверхзвуковыми скоростями перед входом в канал воздухозаборников и внутри канала формируются скачки уплотнения, под влиянием которых существенно увеличивается сопротивление давления (волновое сопротивление) воздухозаборников. Торможением потока в расчетной системе скачков уплотнения и заданной скорости течения

воздуха по каналу стремятся снизить лобовое сопротивление. Достаточно разрушить систему скачков на входе в воздухозаборник, как одновременно с возникновением неустойчивой работы воздухозаборников возрастает лобовое сопротивление самолета.

3.1.2. Аэродинамическая компоновка воздухозаборника самолета

Воздухозаборники самолета МиГ-25РБ выполнены боковыми, с горизонтально расположенными клиньями для осуществления внешнего сжатия воздуха на входе, то есть вне канала воздухозаборника.

Размещение воздухозаборников на боковых поверхностях фюзеляжа оказалось наиболее выгодным. Такая компоновка воздушного тракта с учетом размещения двигателей внутри хвостовой части по сравнению с лобовым входным устройством позволила снизить вес конструкции, уменьшить лобовое сопротивление и освободить для размещения специального оборудования самолета носовую часть фюзеляжа.

Однако, при боковом расположении воздухозаборников на равномерность потока неблагоприятно влияют пограничный слой впереди лежащих поверхностей, поворот потока при набегании его с углом к оси входного устройства и малая длина канала, подводящего воздух к двигателю.

С учетом указанных недостатков боковых воздухозаборников на самолете приняты следующие меры, улучшающие надежность и условия работы двигателей:

- каждый горизонтально расположенный клин воздухозаборников отнесен от боковой поверхности фюзеляжа на 90 мм; через образовавшуюся щель «сливается» пограничный слой, накапливающийся на впереди лежащей поверхности;
- геометрия проточной части на входе воздухозаборника выполнена с учетом наличия в полете угла атаки;
- установлены турбулизаторы потока;
- организован «слив» пограничного слоя с поверхностей клиньев через перфорацию.

Принципиальная компоновочная схема воздухозаборника самолета показана на рис. 3.4. Проточная часть на входе воздухозаборника имеет прямоугольное сечение и образована:

с боков — внутренними и внешними вертикальными стенками с косыми срезами и заостренными передними кромками;

с низу — плоской обечайкой, заостренная передняя кромка которой («губа») подвижная и может занимать три положения: взлетно-посадочное (-20°), II положение ($+7^\circ$) и III положение ($+12^\circ$);

сверху — выступающим вперед горизонтально расположенным трехступенчатым клином, подвижная третья ступень которого предназначена для регулирования площади «горла».

Полный ход штока гидроцилиндра подвижной ступени клина составляет 396 мм. Для удобства контроля за положением ступеней клиньев полное их движение от убранного до выпущенного исчисляется в процентах от полного хода и воспроизводится на указателях положения клиньев.

Прямоугольная на входе в воздухозаборник форма проточной части по мере приближения к компрессору превращается в круглую.

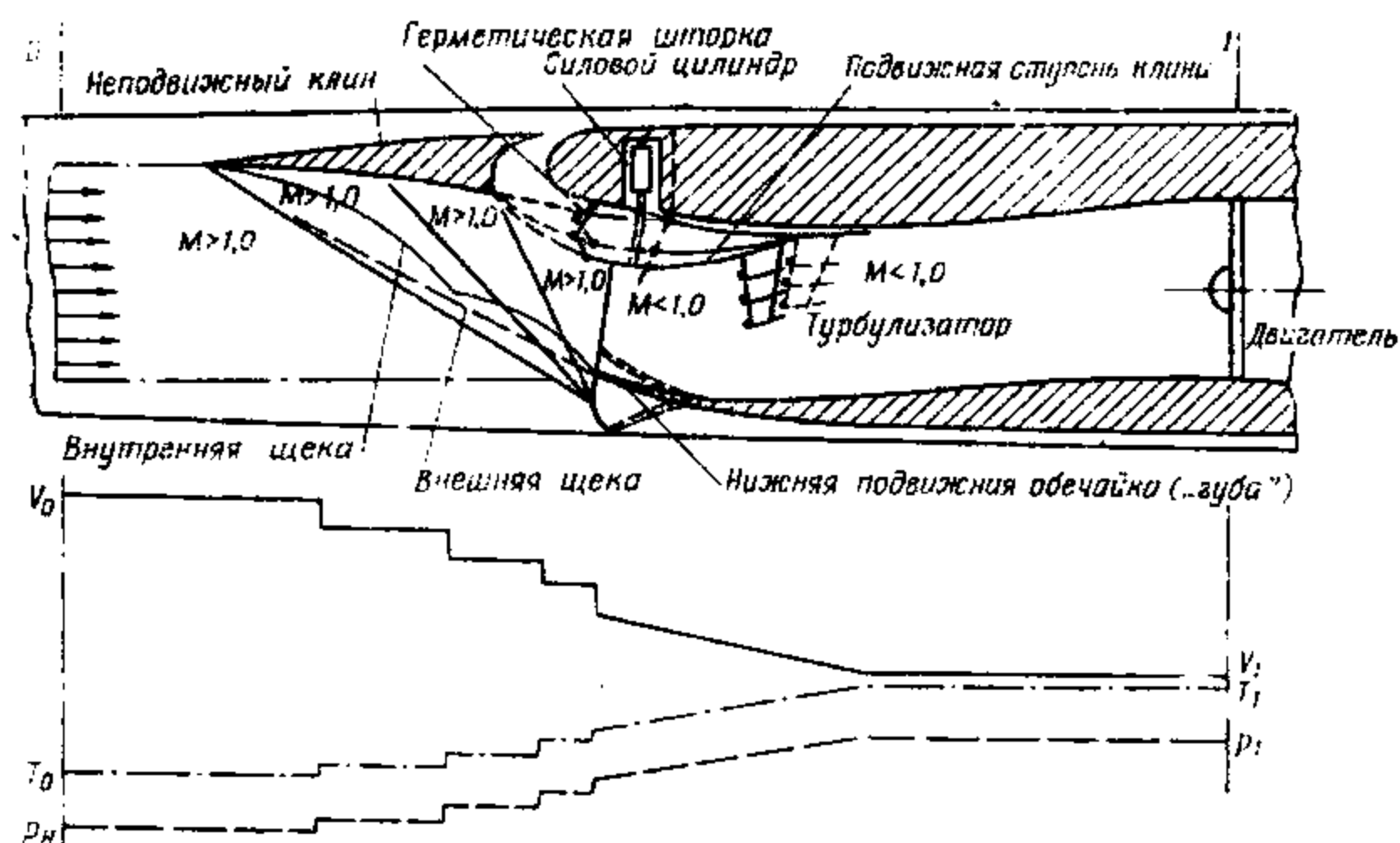


Рис. 3.4. Принципиальная компоновочная схема воздухозаборника самолета ($M=2,35$)

При полете на числах $M \geq 1,47$ перед входом в канал воздухозаборника поток в зависимости от числа M полета тормозится в I—III косых и замыкающем прямом скачках уплотнения. С увеличением числа M полета количество косых скачков увеличивается. Угол наклона I и II скачков определяется числом M полета. На положение III косого и прямого скачков, кроме того, влияет перемещение подвижной ступени клина. Выдвижение ступени вниз уменьшает площадь минимального проходного сечения канала («горла») и уменьшает угол наклона III косого скачка уплотнения. На расчетном режиме (число $M=2,35$) обеспечивается минимальное лобовое сопротивление воздухозаборников и минимальные потери полного давления воздуха. На этом режиме поток тормозится в трех косых и замыкающем прямом скачках. Их точка пересечения расположена вблизи передней кромки нижней обечайки. В полете регулированием положения ступени клина стремятся поддерживать близкое к оптимальному положение скачков и регулировать пропускную способность воздухозаборника.

Выполнение передних кромок обечайки острыми позволило снизить волновое сопротивление воздухозаборников при полете на

сверхзвуковых скоростях, когда поток натекает с малым углом к оси.

Однако на дозвуковых скоростях при натекании потока с большим углом к передней кромке нижней обечайки возникают срывы (рис. 3.5), дополнительно увеличивающие потери тяги двигателей. Так, на взлетно-посадочных режимах при III положении «губы» потери достигают 25%. Для повышения располагаемой тяги двигателей на взлетно-посадочных режимах полета предусмотрено увеличение площади минимального проходного сечения воздухозаборника отклонением «губы» во взлетно-посадочное положение

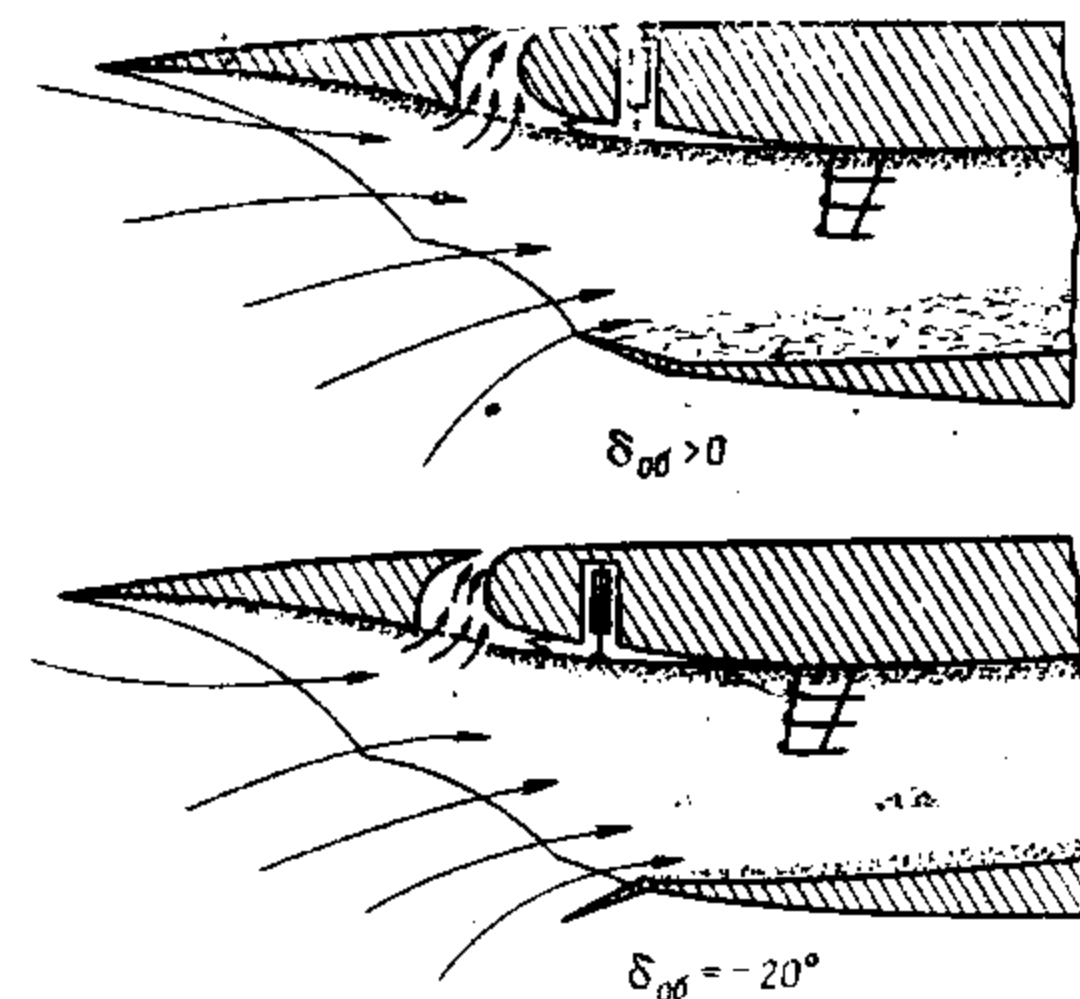


Рис. 3.5. Вход воздушного потока в воздухозаборник на взлете

(-20°). Установка ее в это положение происходит автоматически при выпуске шасси. В полете с убраным шасси «губа» ограничивает площадь входа воздухозаборника, занимая II положение ($+7^\circ$). В интересах предотвращения явления «пелены» при полете на числах $M > 2,3 \div 2,5$ на больших высотах с учетом угла атаки предусмотрено дополнительное уменьшение площади минимального проходного сечения перестановкой «губы» в III положение ($+12^\circ$).

Передняя поверхность подвижной ступени клина перфорирована для слива в атмосферу пограничного слоя, накопившегося на поверхности торможения. Это позволило предотвратить местный срыв пограничного слоя и несколько уменьшить неравномерность потока.

Соединение с атмосферой полости передней поверхности подвижной ступени клина привело к разрежению воздуха в ней. Это явилось причиной возникновения подсосывающей силы на ступени. Поэтому для уменьшения потребного усилия на выдвижение

ступени клина и потребной мощности гидроцилиндра ее привода установлена перегородка, отделяющая полость передней поверхности ступени от задней.

Дополнительным средством, обеспечивающим выравнивание поля скоростей и давлений, является турбулизатор, установленный на задней поверхности ступени клина. Он перемешивает воздух, выравнивая поток. Геометрия воздухозаборника приведена в приложении 4.

3.1.3. Основные режимы работы воздухозаборника на сверхзвуковых скоростях

Под режимом работы воздухозаборника принято понимать характер течения потока по каналу и его основные показатели. Основным фактором, определяющим режим работы воздухозаборника на сверхзвуковых скоростях, является соотношение секундных расходов воздуха, проходящих через воздухозаборник $G_{вз/з}$ и двигатель $G_{в.дв}$.

В зависимости от характера течения воздуха по каналу воздухозаборника принято различать его режимы работы в полете со сверхзвуковой скоростью: сверхкритический, докритический и критический.

Сверхкритический режим. Режим работы называется сверхкритическим, если за «горлом» воздухозаборника имеется сверхзвуковая зона течения, замыкающаяся прямым скачком уплотнения. Это имеет место при полете на сверхзвуковых скоростях, когда секундный расход воздуха, проходящего через двигатель, превышает его расход через воздухозаборник ($G_{в.дв} < G_{вз/з}$).

При этом в «горле» поток воздуха имеет скорость, равную или большую местной скорости звука. Перед «горлом» течение воздуха может быть как сверхзвуковым, так и дозвуковым в зависимости от условий полета и площади «горла».

Первый вид течения возникает в тех случаях, когда «горло» не ограничивает расход воздуха. При этом поток, заторможенный в системе трех косых скачков, со сверхзвуковой скоростью втекает в канал (рис. 3.6, а), от нижней передней кромки обечайки отходит отраженный скачок. Не успев затормозиться до дозвуковой скорости в сужающейся части до «горла», сверхзвуковой поток начинает разгоняться в расширяющемся канале и переходит в дозвуковой в прямом скачке внутри канала.

Второй вид течения возникает тогда, когда чрезмерно уменьшена площадь «горла» при большом потребном расходе воздуха для двигателя (рис. 3.6, б). При этом поток тормозится вне канала в трех косых и замыкающем прямом, располагающемся перед входом в воздухозаборник, скачках. Дозвуковой поток за прямым скачком разгоняется в сужающейся части канала до скорости звука в «горле», продолжает разгоняться в расширяющейся части вновь до сверхзвуковой скорости и тормозится до дозвуковой скорости внутри канала.

В обоих случаях замыкающий прямой скачок уплотнения в расширяющейся части канала, взаимодействуя с пограничным слоем стенок, может вызвать его отрыв и стать причиной уменьшения тяги двигателя, а на глубоких сверхкритических режимах и неустойчивого режима работы воздухозаборника и двигателя из-за увеличения потерь полного давления в прямом скачке и возрастания неравномерности потока на входе в компрессор. Интенсивность замыкающего прямого скачка определяется превышением потребного расхода воздуха двигателя над его расходом через воздухозаборник.

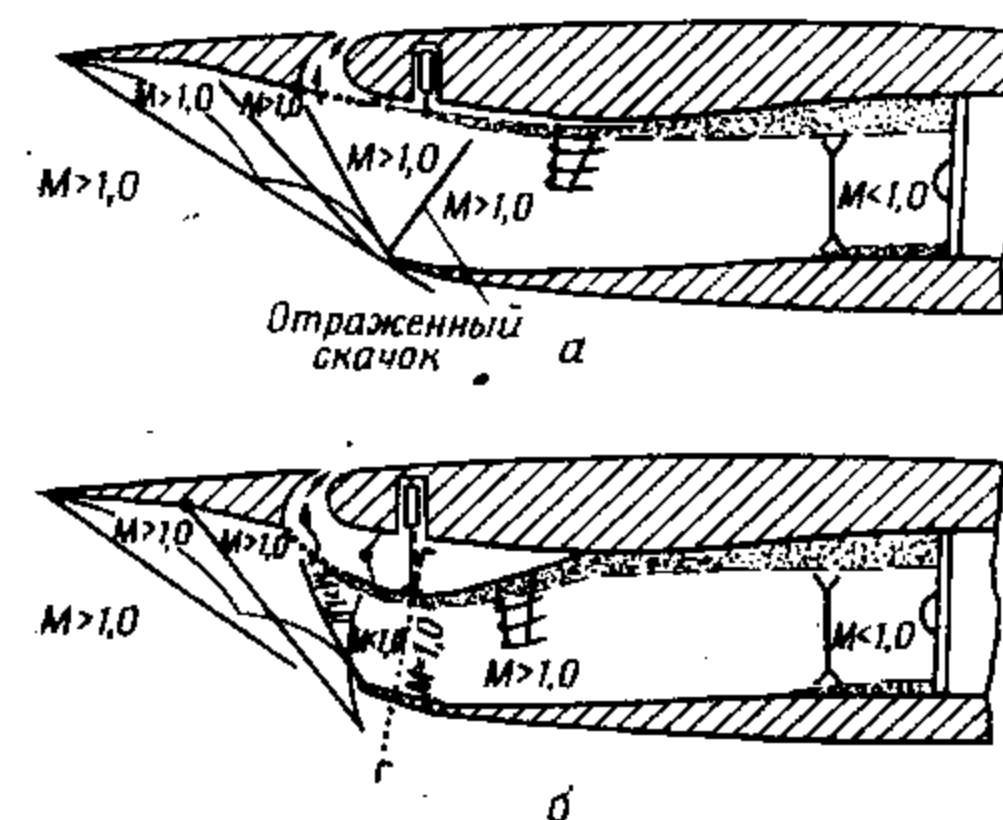


Рис. 3.6. Сверхкритический режим работы воздухозаборника:
а — со сверхзвуковым входом; б — с дозвуковым входом

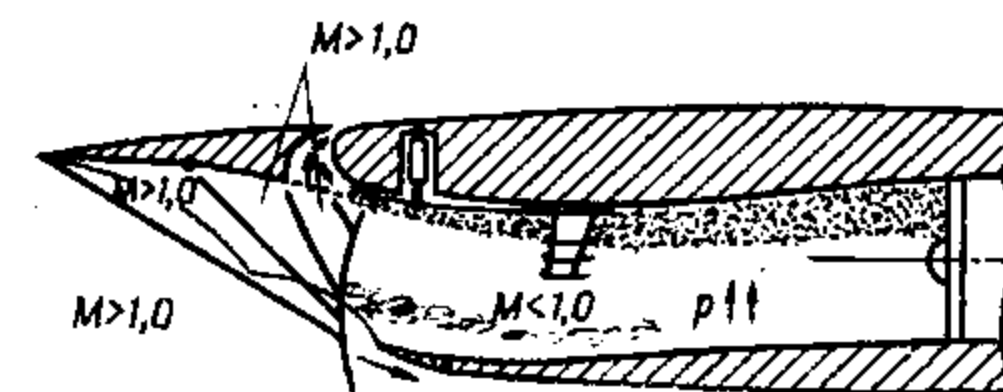


Рис. 3.7. Докритический режим работы воздухозаборника

Докритический режим (рис. 3.7). Режим называется докритическим, когда по всей длине канала поток течет с дозвуковой скоростью. Это имеет место тогда, когда расход воздуха, проходящего через двигатель, меньше количества воздуха, подводимого через воздухозаборник. При этом сверхзвуковой поток тормозится на входе в канал в системе косых и замыкающем прямом скачке до дозвукового. Он, разгоняясь в сужающейся части и тормозится в расширяющейся части за «горлом», остается дозвуковым.

В зависимости от давления воздуха в канале определяется положение замыкающего прямого скачка уплотнения и степень растекания воздуха мимо воздухозаборника. При значительном несоответствии расходов воздуха $G_{вв/з}$ и $G_{вдв}$ прямой скачок может разрушить систему косых скачков и вызвать срыв потока с поверхности клина. Торможение потока в разрушенной системе скачков уплотнения и срывные явления на клине приводят к неравномерности потока. Срывная зона распространяется по потоку, загромождая канал воздухозаборника, уменьшает пропускную способность воздухозаборника, вызывает возрастание потерь давления на входе. Все это может привести к уменьшению тяги двигателей, а на глубоких докритических режимах и к неустойчивому режиму работы воздухозаборника и двигателя.

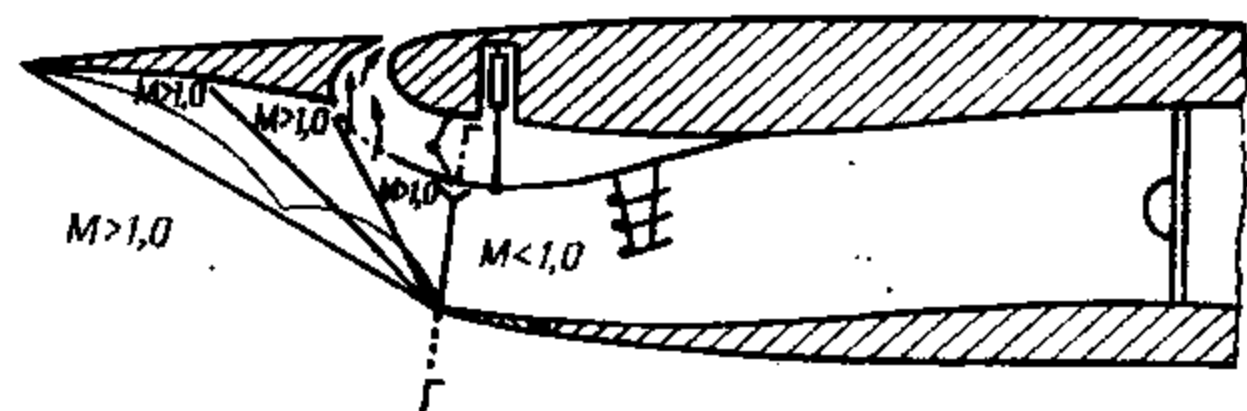


Рис. 3.8. Критический режим работы воздухозаборника

Критический режим. Режим работы воздухозаборника называется критическим, когда скорость потока в «горле» равна местной скорости звука. Это может быть тогда, когда расход воздуха через двигатель $G_{вдв}$ и воздухозаборник $G_{вв/з}$ поддерживаются одинаковыми. Критический режим является самым оптимальным режимом работы, так как потери полного давления минимальны.

На этом режиме сверхзвуковой поток тормозится перед входом в канал в системе трех косых и замыкающем прямом скачках. После прямого скачка заторможенный до дозвуковой скорости поток в сужающейся части канала до «горла» вновь разгоняется до местной скорости звука в «горле», оставаясь дозвуковым в расширяющейся части за «горлом». Звуковая зона замыкается слабым вторым прямым скачком уплотнения, располагающимся в «горле». Такое торможение потока с двумя прямыми скачками уплотнения возможно в воздухозаборнике, у которого «горло» расположено внутри канала, а до него канал имеет заметно сужающуюся форму. Если же канал воздухозаборника имеет на входе практически цилиндрический участок (как это и есть у воздухозаборника данного самолета при убранном или немного выдвинутом положении ступени клина) или «горло» расположено на входе в канал (как это имеет место при сильно выдвинутой ступени клина), то при критическом режиме работы поток может тормозиться в трех косых скачках и замыкающем одном прямом, располагающемся в районе вхо-

да в канал, и в расширяющейся части дозвуковой поток продолжает тормозиться и далее (рис. 3.8). При торможении в такой системе скачков на критическом режиме поток более устойчив к случайным изменениям $G_{вв/з}$ и $G_{вдв}$, а также к пульсациям давления. На критическом режиме работы потери давления при торможении потока самые минимальные, а запас устойчивости работы воздухозаборника максимальный.

Целью регулирования воздухозаборника и является поддержание режима работы, близкого к критическому.

3.1.4. Влияние основных эксплуатационных факторов на режимы работы воздухозаборника

Для более полного понимания физической сущности явлений, связанных с работой воздухозаборника в полете, необходимо знать влияние основных эксплуатационных факторов на работу входного устройства.

Скорость полета. При фиксированном положении подвижной ступени клина и нижней створки и неизменном режиме работы двигателя с увеличением скорости полета количество воздуха, проходящего через воздухозаборник, возрастает сильнее, чем количество воздуха, пропускаемого двигателем. При этом увеличение давления воздуха перед двигателем может привести к переходу режима работы воздухозаборника в докритический, а разрушение системы скачков на входе — к возникновению неустойчивого режима работы (помпажу воздухозаборника).

Выдвижение ступени клина с увеличением скорости полета уменьшает количество воздуха, подводимого через воздухозаборник в двигатель. Кроме того, с увеличением сверхзвуковой скорости полета увеличивается наклон косых скачков перед входом в воздухозаборник, что может привести к смещению точки пересечения скачков в поток, поступающий в канал, при котором возникнет завихрение потока, так как он будет тормозиться в различных системах скачков. Выдвижением ступени клина в этом случае сдвигается точка пересечения скачков ближе к кромке обечайки.

Режим работы двигателя. При изменении режима работы двигателя в первый момент времени скорость полета практически остается постоянной. Следовательно, при дросселировании двигателя, когда ступень клина не регулируется, скорость полета и температура воздуха остаются постоянными, количество воздуха, подводимого к двигателю $G_{вв/з}$, остается практически неизменным, а количество воздуха, пропускаемого двигателем $G_{вдв}$, уменьшается. Режим работы воздухозаборника смещается в сторону докритического. Поэтому для сохранения равенства расхода воздуха через канал и через двигатель ($G_{вв/з} = G_{вдв}$) при его дросселировании необходимо выдвинуть ступень клина и уменьшить площадь «горла».

Температура наружного воздуха. Изменение температуры в зависимости от времени года и высоты полета существенно влияет на режим работы воздухозаборника. С увеличением температуры наружного воздуха уменьшаются плотность воздуха и пропускная способность двигателя. При этом пропускная способность двигателя уменьшается сильнее, чем пропускная способность воздухозаборника. Поэтому при увеличении температуры наружного воздуха режим работы воздухозаборника смещается в сторону докритического.

Изменение углов атаки и скольжения. При выполнении криволинейного маневра с увеличением углов атаки и возникновении скольжения увеличивается неравномерность потока на входе в компрессор из-за попадания в воздухозаборник завихренного воздуха, сорвавшегося с фюзеляжа и клина, а в результате уменьшается пропускная способность двигателя. Это способствует более раннему возникновению неустойчивого режима работы воздухозаборника.

Влияние струи газов. При попадании в воздухозаборник струи газов ракет возникает большая неравномерность потока, которая уменьшает запас устойчивости компрессоров и ухудшает его характеристики.

3.1.5. Неустойчивые режимы работы воздухозаборника на сверхзвуковых скоростях

У воздухозаборника самолета типа МиГ-25 при полете на сверхзвуковых скоростях могут возникать неустойчивые режимы работы: помпаж, «зуд» и «пелена».

Помпаж воздухозаборника (рис. 3.9). Помпаж воздухозаборника представляет собой периодические колебания по-

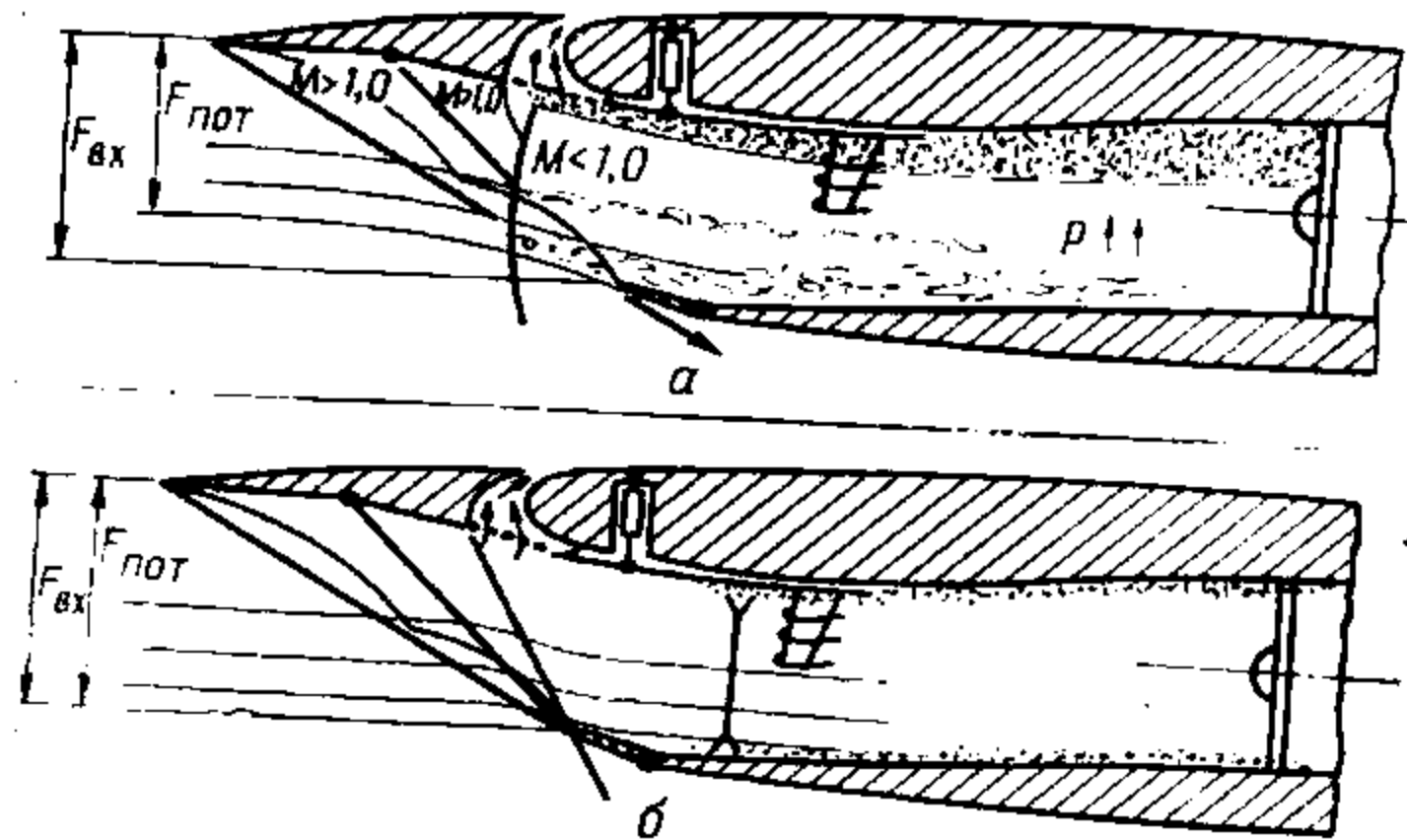


Рис. 3.9. Помпаж воздухозаборника: а — заклинивание канала воздухозаборника ($\varphi < 1.0$); б — наполнение канала воздухозаборника ($\varphi = 1$)

тока внутри канала с резким изменением скорости и давления с частотой 8—10 колебаний в секунду на глубоких докритических режимах и виде периодических переполнений и опорожнений канала. Это явление возникает на достаточно больших сверхзвуковых скоростях, при которых энергии потока достаточно для возбуждения автоколебаний. На самолете МиГ-25РБ на числах M менее 2,3 возникновение помпажа воздухозаборника невозможно, каким бы глубоким ни был докритический режим его работы. Если при полете с числом $M \geq 2,3$ количество воздуха, подводимого к двигателю, будет значительно больше, чем расходует двигатель, давление перед двигателем увеличивается, что приводит к переходу режима работы воздухозаборника в докритический, к перемещению прямого скачка от плоскости входа навстречу потоку. При этом перепад давления на прямом скачке возрастает и он отходит далеко вперед, вплоть до первой ступени клина. Это приводит к заклиниванию канала воздухозаборника. Заклинивание (рис. 3.9, а) происходит по причине англождения площади «горла» зонами срыва пограничного слоя с клина, вызванными мощным скачком, зонами вихревого движения, возникающими при пересечении прямым скачком косых, а также за счет уменьшения расхода воздуха, связанного с уменьшением площади потока $F_{пот}$ по сравнению с площадью входа $F_{вх}$. На уменьшение площади потока влияет разрушение прямым скачком косых. Отношение $\frac{F_{пот}}{F_{вх}} = \varphi$ называется коэффициентом расхода

воздуха. Если $\varphi = 1,0$, косые скачки уплотнения замыкаются на передней кромке обечайки и расход воздуха максимален. При заклинивании канала φ значительно меньше единицы и часть воздуха течет мимо воздухозаборника в атмосферу. При запертом канале воздухозаборника двигатель за доли секунды успевает выработать весь внутренний объем воздуха. Давление внутри канала резко падает, скорость потока возрастает, устанавливается кратковременно сверхкритический режим работы. Происходит наполнение канала воздухозаборника, которое осуществляется при максимальном расходе воздуха ($\varphi = 1,0$). Косые скачки уплотнения замыкаются на передней кромке обечайки или вблизи нее (рис. 3.9, б). Прямой замыкающий скачок уплотнения располагается внутри канала. После наполнения канала давление в нем чрезмерно увеличивается, скорость потока уменьшается, прямой скачок движется вперед, выходя наружу и разрушая косые скачки. Процесс повторяется.

Внешними признаками помпажа воздухозаборника являются периодические хлопки (удары) в районе двигателей и тряска. Если помпаж произошел вследствие отказа работы системы регулирования воздухозаборника, то дополнительными признаками его кроме перечисленных будет загорание на табло сигналов «Дубл. упр. входом» в мигающем режиме или постоянным светом с одновременным самопроизвольным перемещением ступени клина, появлением несоответствия более 20% между истинным положением ступени клина и требуемым программным. При загорании сигнала «Дубл. упр. входом» в мигающем режиме в телефоны подается речевая

информация «Отказ управления воздухозаборником. Погаси скорость, убери клин».

Помпаж воздухозаборников в полете представляет большую опасность, потому что он может вызвать помпаж двигателей и их самовыключение, а в некоторых случаях и разрушение воздухозаборников.

Возникновение помпажа двигателей в результате помпажа воздухозаборников можно обнаружить по интенсивному росту температуры газов за турбиной и снижению оборотов двигателей на установившемся режиме или прекращению их увеличения при даче РУД. На высотах полета более 12 000 м помпаж двигателей может сопровождаться погасанием пламени в основных и форсажных камерах практически без увеличения температуры газов.

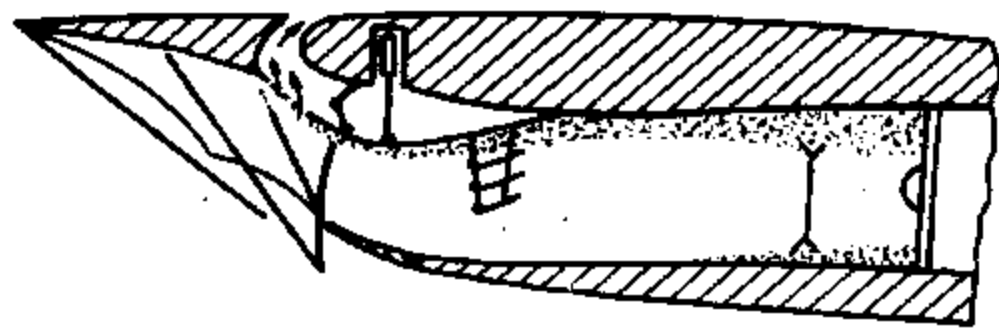


Рис. 3.10. «Зуд» в канале воздухозаборника

Помпаж воздухозаборников может возникнуть либо при отказе, либо при неправильной настройке системы автоматического управления воздухозаборниками, либо в результате неправильного ручного управления клином. Для предотвращения вылета самолета с неправильно настроенной системой автоматического управления воздухозаборниками необходимо проверять систему на функционирование перед полетами, а при отказе системы — правильно действовать. О действиях летчика при отказе автоматики и при возникновении помпажа будет сказано ниже.

«Зуд» в канале воздухозаборника (рис. 3.10). Может возникнуть на сверхзвуковых скоростях полета при глубоком сверхкритическом режиме.

Если расход воздуха, проходящего через воздухозаборник, меньше, чем расход воздуха через двигатель, давление внутри канала воздухозаборника падает, скорость воздуха увеличивается и замыкающий прямой скачок уплотнения смещается в сторону двигателя, увеличиваясь в размерах. За мощным прямым скачком со стенок канала периодически возникает срыв пограничного слоя, усиливаемый вибрацией обшивки. Срыв приводит к пульсациям потока, колебаниям обшивки с частотой 50 колебаний в секунду и в полете обнаруживается по звуку высокого тона.

Вибрации конструкции воздухозаборника вследствие «зуда» могут привести к ослаблению заклепочных соединений. Пульсации потока при сильном «зуде» уменьшают запас устойчивости компрессора и могут вызвать помпаж двигателя — в этом основная опасность «зуда».

При нормальной работе системы автоматического регулирования воздухозаборника самолета типа МиГ-25 «зуд» в канале обычно не возникает. Появление «зуда» свидетельствует о нарушении нормальной работы системы регулирования. Так при полном выпуске ступени клина на числах $M \leq 1,5$ при максимальных оборотах двигателя возникающий сильный «зуд» в канале приводит к помпажу двигателя.

Для устранения «зуда» необходимо вручную убрать клин.

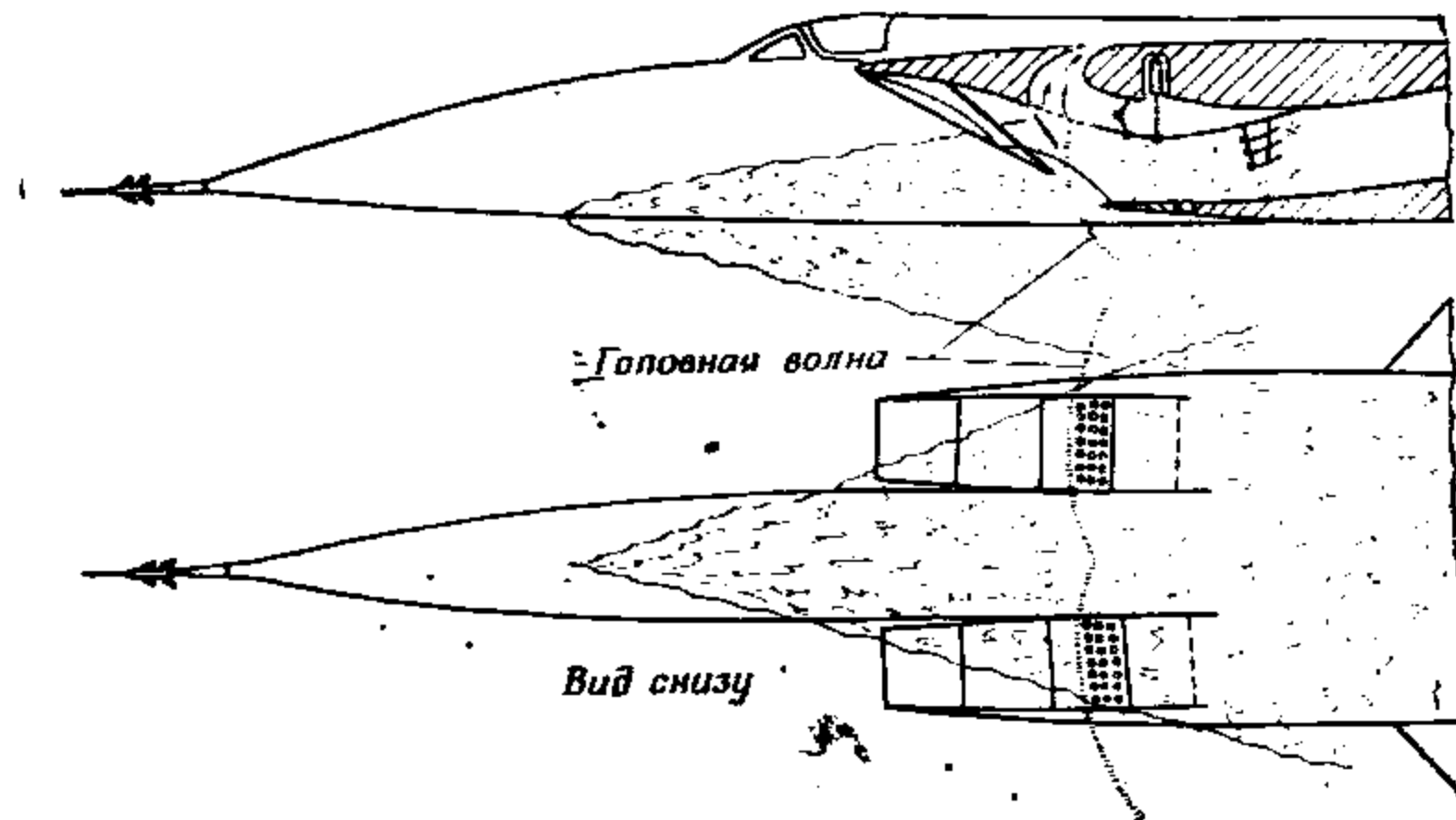


Рис. 3.11. Схема образования «пелены»

«Пелена» (рис. 3.11). У воздухозаборника самолета типа МиГ-25 на больших числах M может возникать неустойчивый режим работы — «пелена», сопровождающийся тряской самолета и характерным бурлящим звуком, идущим со стороны воздухозаборников, увеличением сопротивления самолета и уменьшением тяги двигателей с колебанием оборотов ротора и колебанием давления по газоздушному тракту, а также возникновением осевых толчков, связанных с пульсацией тяги.

Сущность этого явления заключается во взаимодействии потока на входе воздухозаборника с пограничным слоем на впереди расположенной, прилегающей к воздухозаборникам, части фюзеляжа. Результатом этого взаимодействия является отрыв пограничного слоя с этой поверхности фюзеляжа и попадание оторвавшейся вихревой массы воздуха, названной «пеленой», в воздухозаборник. Отрыву пограничного слоя способствует большая его толщина на фюзеляже и увеличение мощности скачков уплотнения, расположенных перед входом воздухозаборника. Чем мощнее скачок уплотнения, тем больше перепад давления на нем и тем легче в толстом пограничном слое носовой части фюзеляжа, прилегающей к воздухозаборникам, давлению распространиться навстречу потоку, вызвав вихревую «пелену». При увеличении угла атаки

самолета лобовое сопротивление возрастает, интенсивность скачков уплотнения на клине также увеличивается. Скачки отходят вперед и могут попадать на поверхность фюзеляжа. При увеличении числа M интенсивность этих скачков уплотнения также увеличивается. Поэтому с увеличением угла атаки самолета и числа M полета вероятность образования «пелены» увеличивается.

Для предотвращения развития этого явления предусмотрена перестановка передней кромки нижней обечайки («губы») в III положение. Однако слабое развитие «пелены» возможно на числах $M > 2,7 \div 2,8$ при развороте даже с III положением «губы».

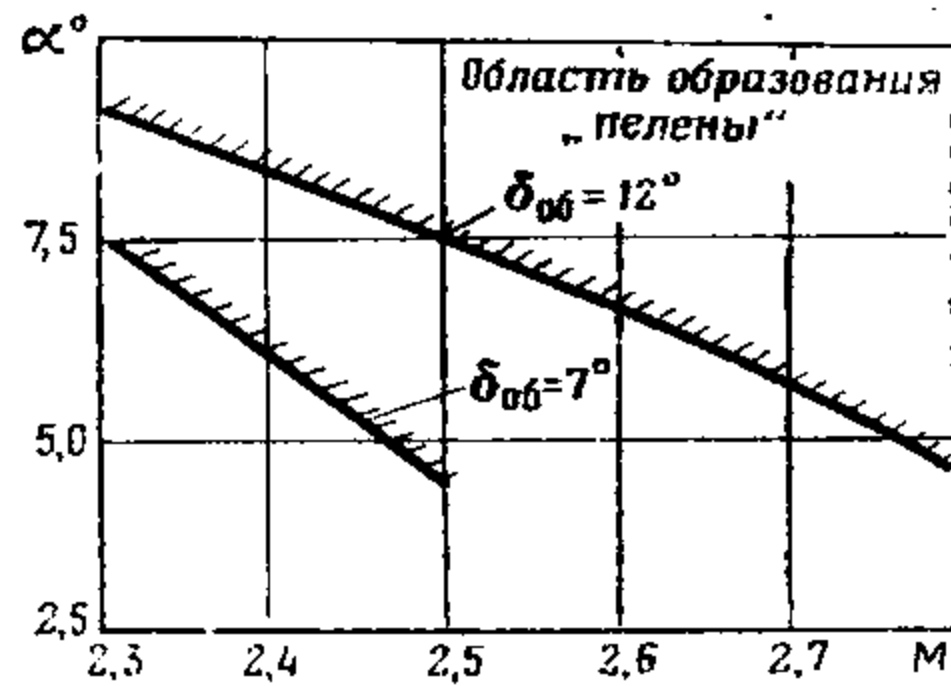


Рис. 3.12. Границы образования «пелены».

На графике рис. 3.12 показаны границы образования «пелены» в зависимости от углов атаки, числа M полета и положения нижней обечайки воздухозаборника. «Пелена» возникает при выполнении эволюций на числах $M > 2,3$ с углами атаки, равными или превышающими значения, указанные в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Число M полета	2,3	2,4	2,5	2,6	2,7	2,82
Угол атаки при II положении створки, градусов	7,5	6,1	4,1	—	—	—
Угол атаки при III положении створки, градусов	9,0	8,3	7,1	6,5	5,5	4,5

Для устранения «пелены» необходимо уменьшить угол атаки самолета или число M полета.

При переводе нижней обечайки в III положение (с 7 до 12°) граница «пелены» отодвигается в сторону больших чисел M и больших углов атаки, так как при этом уменьшаются площадь входа воздухозаборника $F_{вх}$ и его пропускная способность при неизмен-

ной пропускной способности двигателя. Замыкающий прямой скачок за счет этого приближается к плоскости входа, уменьшаясь в размерах и «пелена» исчезает.

3.1.6. Принцип регулирования воздухозаборника и его работа в полете

Регулирование воздухозаборника выполняется в целях поддержания равенства расходов воздуха $G_{вв/з} = G_{вдв}$, что соответствует критическому или слабому докритическому режимам работы воздухозаборника. Это необходимо для того, чтобы иметь максимальный запас устойчивости работы воздухозаборника по «зуду» и по помпажу. При таком регулировании потери давления воздуха на входе в двигатель также минимальны. Зависимость потерь полного давления от числа M полета на $\alpha = 6^\circ$ приведена на рис. 3.13.

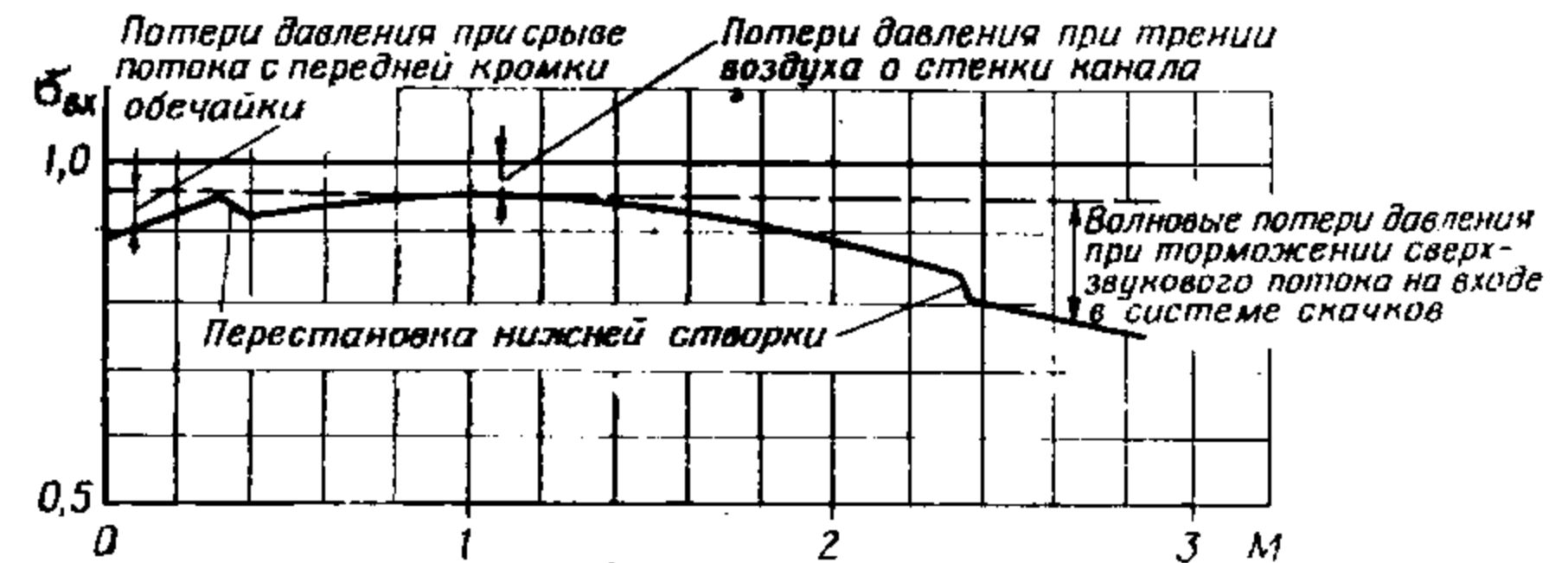


Рис. 3.13. Зависимость потерь полного давления от числа M полета

На самолете типа МиГ-25 предусмотрено автоматическое регулирование каждой III ступени клина. При этом обеспечивается устойчивая работа воздухозаборника и высокая эффективная тяга двигателей на всех режимах полета.

Регулирование положения ступени клина осуществляется по степени сжатия компрессора π_k (рис. 3.14), которое позволяет обеспечить необходимое положение ступени с учетом скорости, режима работы двигателя и температуры наружного воздуха. Следует отметить, что режим работы воздухозаборника зависит и от угла атаки α . Однако влияние его мало и им можно пренебречь. Увеличение скорости полета, уборка РУД и увеличение температуры наружного воздуха (при постоянных замеренных оборотах двигателя) приводит к уменьшению π_k , а следовательно, и к выходу ступени клина. Выдвижение ступени в положение, соответствующее степени сжатия компрессора, происходит либо в пропорциональном режиме, либо в релейном.

В пропорциональном режиме (основная система) непрерывное и плавное перемещение ступени клина в зависимости от π_k осуществляется при нормальной работе системы с рассогласованием

между фактическим и требуемым (программным) положением ступени не более 10—20% от общего хода ступени клина и при нормальном давлении в общей гидросистеме. При появлении рассогласования в системе более 10—20% от общего хода ступени или при падении давления в общей гидросистеме автоматически включается релейный режим (дублирующая система), при котором обеспечивается ступенчатое, прерывистое перемещение ступени клина в зависимости от λ_k . Это сопровождается загоранием сигнального табло «Дубл. упр. входом» постоянным светом.

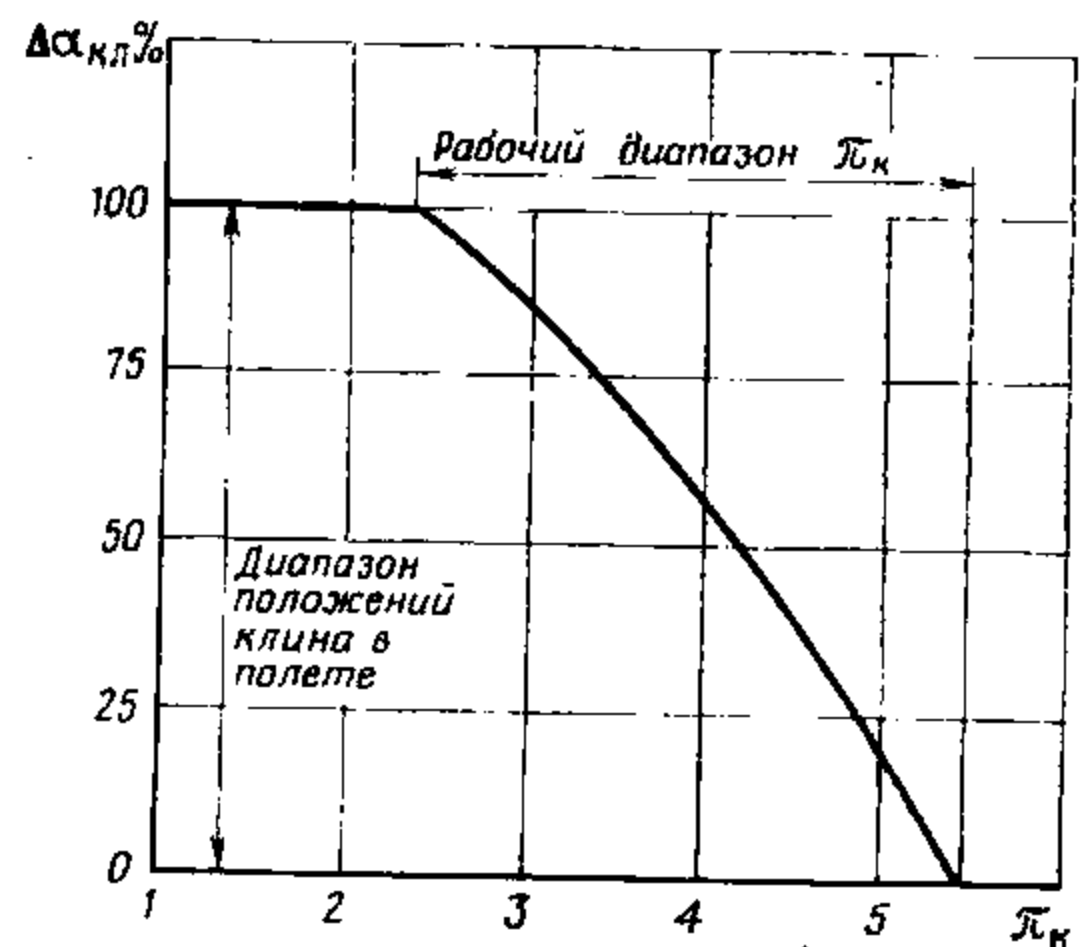


Рис. 3.14. Программа автоматического регулирования воздухозаборника

Изменение положения ступени в соответствии с изменением λ_k на обоих режимах автоматического управления происходит в диапазоне $\lambda_k = 2,4 \div 5,4$. При $\lambda_k = 5,4$ ступень клина полностью убрана.

На числах M менее 1,5 система обеспечивает убранное положение ступени клина, и воздухозаборник работает как переуправляемый. Крайнему убранному положению ступени клина, при котором площадь «горла» больше потребной в полете соответствует более высокая эффективная тяга двигателей на взлете. Кроме того, тяга увеличивается на взлете за счет установки нижней подвижной обечайки во взлетно-посадочном положении в соответствии с выдвинутыми шасси. Установка нижней обечайки во II положение при уборке шасси после взлета приводит к некоторому уменьшению тяги двигателей на взлете.

В диапазоне чисел $M = 1,0 \div 1,5$ на углах атаки около 6° устанавливается слабый докритический режим работы воздухозаборника. Причем на сверхзвуковых скоростях в диапазоне чисел $M = 1,0 \div 1,47$ торможение осуществляется в одном слабом прямом скачке уплотнения от I ступени клина (рис. 3.15, а). На числе $M = 1,5$ от M реле подается сигнал на отработку программы. По-

скольку в момент включения системы λ_k меньше $5,4^*$, то произойдет первоначальный скачкообразный выход подвижной ступени клина в исходное незначительно выдвинутое положение. При дальнейшем разгоне с максимальными оборотами двигателей в стандартных атмосферных условиях ступени клиньев начинают выдвигаться и достигают на числе $M = 2,8$ около 90% хода. При этом на числах $1,47 \leq M < 1,8$ поток тормозится в одном косом (от I ступени клина) и замыкающем прямом (от II ступени) скачках (рис. 3.15, б) и только при подходе к числу $M = 1,8$ формируется расчетная система скачков — 3 косых и 1 прямого на входе в канал воздухозаборника (рис. 3.15, в), а при дальнейшем разгоне будет только уменьшаться наклон косых скачков.

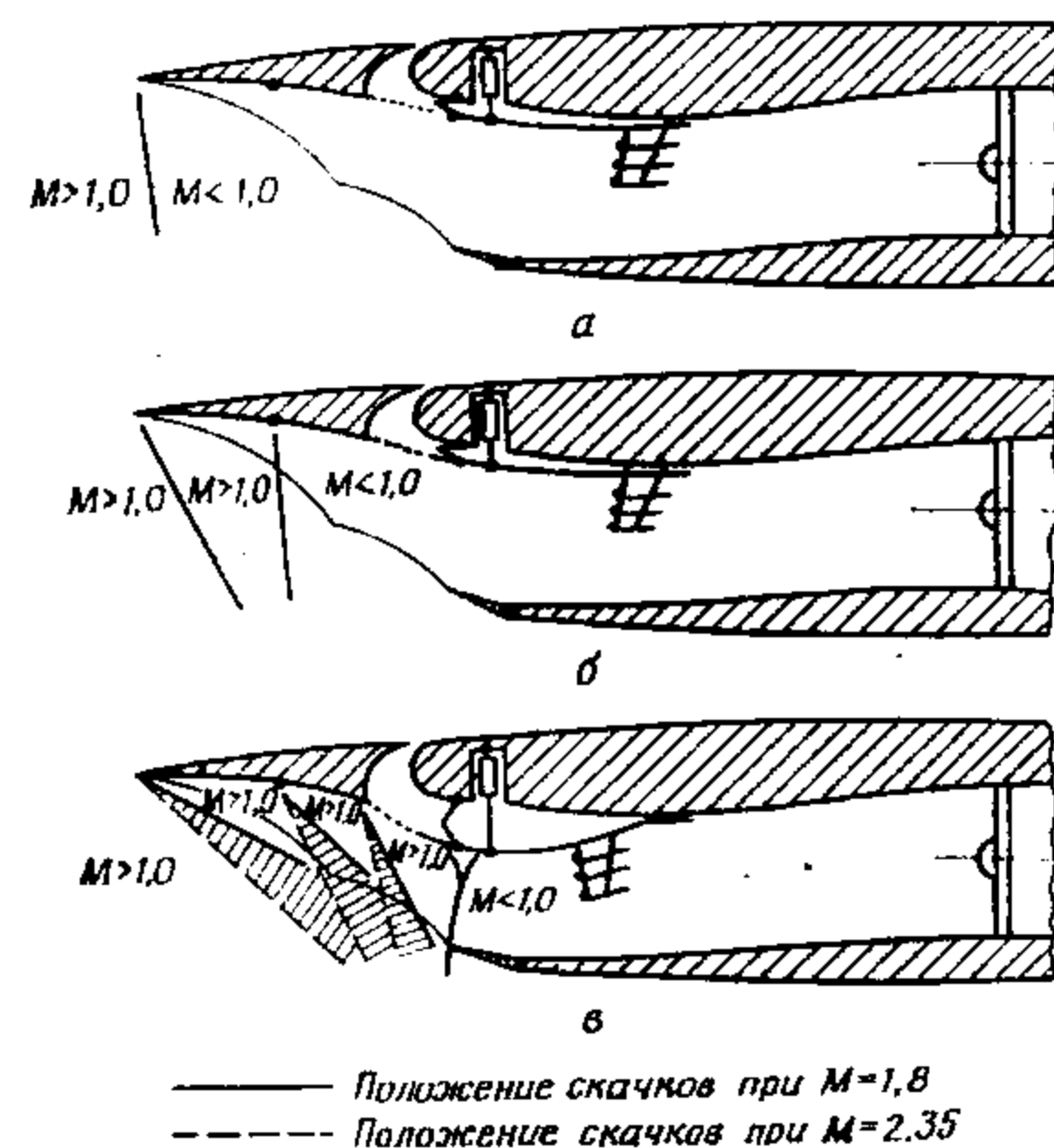


Рис. 3.15. Работа воздухозаборника в полете: а — торможение потока на числах $M < 1,47$; б — торможение потока на числах $1,47 \leq M < 1,8$; в — торможение потока на числах $M > 1,8$

При достижении числа $M = 2,5$ ($2,47 \div 2,53$) или при возникновении «пелены» на числах M более 2,3 «губы» воздухозаборников должны быть переведены в III положение. Если при II положении «губы» «пелена» не прекратилась и мешает выполнению полета, необходимо уменьшить перегрузку или скорость. Перевод «губы» из III положения во II при торможении осуществляется на числе $M = 2,5$ ($2,47 \div 2,53$).

* Максимальное значение λ_k двигателя Р15Б-300 на П.Ф и $\eta_{пр} = 94\%$ в стандартных условиях равно 4,75.

Дросселирование двигателей допускается на числах M менее 2,2 для избежания перехода режима работы воздухозаборника в глубокий докритический и помпажа воздухозаборника. Для обеспечения расчетного режима работы воздухозаборника при дросселировании ступень клина дополнительно выдвигается (на числе $M = 2,2$ до 75–80% хода).

При правильной настройке и нормальном функционировании автоматики воздухозаборников обеспечивается устойчивая работа их на всех режимах полета и высокая эффективная тяга двигателей. Неправильная настройка или отказы в системе регулирования приводят к нарушению устойчивой работы воздухозаборников. В случае недостаточного выхода ступени клина при разгоне или при дросселировании двигателя до малого газа на числах $M \geq 2,2$ (что запрещается инструкцией) возможно возникновение помпажа воздухозаборника. Работа воздухозаборника на режиме помпажа недопустима, так как может вызвать неустойчивую работу двигателя или его самовыключение, а в некоторых случаях и разрушение воздухозаборника.

При возникновении помпажа воздухозаборника одного двигателя необходимо прекратить разгон самолета выключением форсажа обоих двигателей. При росте температуры газов, что свидетельствует о возникновении помпажа двигателя из-за помпажа воздухозаборника, выключить отказавший двигатель установкой РУД на упор «Стоп». В процессе торможения до дозвуковой скорости необходимо проконтролировать уборку ступеней клиньев. Если отказала автоматика управления воздухозаборником (лампа табло «Дубл. упр. входом» горит в мигающем режиме и поступает речевая информация «Отказ управления воздухозаборником. Погаси скорость, убери клин») и уборка ступеней клиньев не происходит, нужно убрать их аварийно в диапазоне чисел $M = 1,5 \div 2,0$. Для этого предусмотрена отдельная система аварийной уборки ступеней. Отказавший двигатель запускать не следует, а посадку производить на одном двигателе. Неуборка ступеней клиньев на числе $M < 1,5$ может привести к сильному «зуду» в канале воздухозаборников и помпажу двигателей.

При помпаже обоих двигателей необходимо выключить форсаж с последующим их выключением постановкой РУД в положение «Стоп», обеспечить необходимую для запуска высоту и скорость и произвести поочередный запуск двигателей.

Если произошел переход на релейный режим, о чем свидетельствует заветка сигнального табло «Дубл. упр. входом» постоянным светом, вследствие падения давления в общей гидросистеме ниже 160 кгс/см^2 при отсутствии рассогласования в системе или меньше $10 \div 20\%$ перемещение ступени клина автоматически в соответствующее направление возможно только при торможении в сторону уборки. При возрастании давления до 190 кгс/см^2 возможен обратный переход на пропорциональный режим.

При полном отказе автоматики воздухозаборников без нарушения устойчивой их работы, о чем свидетельствует загорание сиг-

нального табло «Дубл. упр. уходом» в мигающем режиме, подача информации «Отказ управления воздухозаборником. Погаси скорость, убери клин» с одновременным самопроизвольным выключением (уборкой) ступени клина или появлением разницы в положении ступеней более 20%, необходимо выключить форсаж обоих двигателей и при торможении в диапазоне чисел $M = 1,5 \div 2,0$ максимальных оборотах убрать клин аварийно, а дросселирование двигателей производить на числах M полета менее 1,5.

В случае частичного отказа автоматики воздухозаборника (загорание сигнального табло «Дубл. упр. уходом» постоянным светом), выразившегося в появлении разницы истинного положения

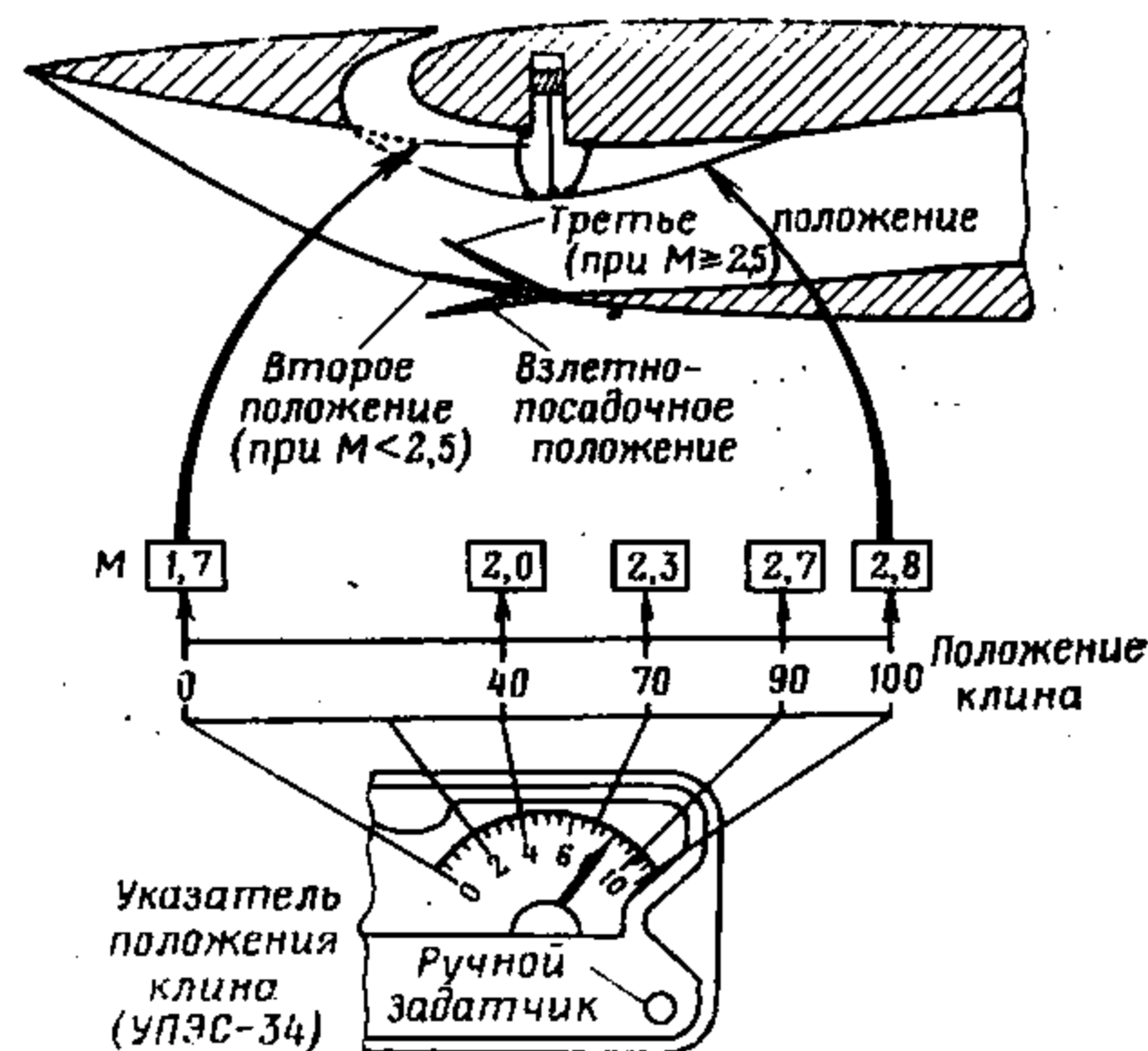


Рис. 3.16. Положение клина воздухозаборника по числу M при ручном управлении (при n_{max})

на ступеней клиньев от требуемого программного более 20% при наличии нормального давления в общей гидросистеме, а также для проверки исправности системы предусмотрено ручное управление воздухозаборниками (рис. 3.16). При отказе управления одного воздухозаборника необходимо вручную отслеживать положение клина неисправного воздухозаборника, ориентируясь на положение клина исправного воздухозаборника. При отказе обоих воздухозаборников при разгоне с максимальными оборотами двигателей необходимо ступени клиньев вручную устанавливать в положение, соответствующее числу M полета, согласно табл. 3.2.

При торможении полную уборку ступеней клиньев необходимо произвести в диапазоне чисел $M = 1,5 \div 2,0$ при максимальных оборотах. Дросселирование двигателей производить на числах M полета менее 1,5.

Таблица 3.2

Число М	1,7	2,0	2,3	2,7	2,8
% хода клина	0	40	70	90	100

§ 3.2. ДВИГАТЕЛЬ Р15Б-300

3.2.1. Конструктивная схема и основные данные двигателя

По своей конструктивной схеме (рис. 3.17) двигатель Р15Б-300 представляет собой однороторный турбореактивный двигатель с низконапорным осевым пятиступенчатым компрессором, трубчатой камерой сгорания, одноступенчатой турбиной, форсажной камерой и эжекторным реактивным соплом.

Компрессор. Особенностью двигателя Р15Б-300 является относительно невысокая степень сжатия воздуха в компрессоре, равная 4,75. Двигатель с таким компрессором целесообразен с точки зрения получения требуемых для самолета высоко-скоростных характеристик на больших сверхзвуковых скоростях в стратосфере, когда сжатие потока происходит в основном во входном устройстве за счет преобразования большого скоростного напора в давление.

С другой стороны, при пятиступенчатой конструкции компрессора отпадает необходимость в применении сложных систем регулирования для обеспечения его надежной работы. Так, на компрессоре двигателя Р15Б-300 установлена только лента перепуска воздуха за третьей ступенью, которая открывается для предотвращения срыва в компрессоре при запуске двигателя в полете и при работе двигателя на земле и в полете с выпущенным шасси на оборотах менее 75%. На остальных режимах двигатель работает с закрытой лентой.

На графике рис. 3.18 можно видеть запас устойчивой работы компрессора. График показывает зависимость степени сжатия компрессора λ_k от приведенного расхода воздуха

$$G_{пр} = G_{в.лв} \frac{760}{p_H} \sqrt{\frac{T_H}{288}}$$

и приведенных оборотов

$$n_{пр} = n_{зам} \sqrt{\frac{288}{T_H}}$$

На нем показана граница устойчивой работы компрессора и рабочая линия параметров компрессора в полете. Запас устойчивой работы компрессора при увеличении $n_{пр}$ более 80% уменьшается.

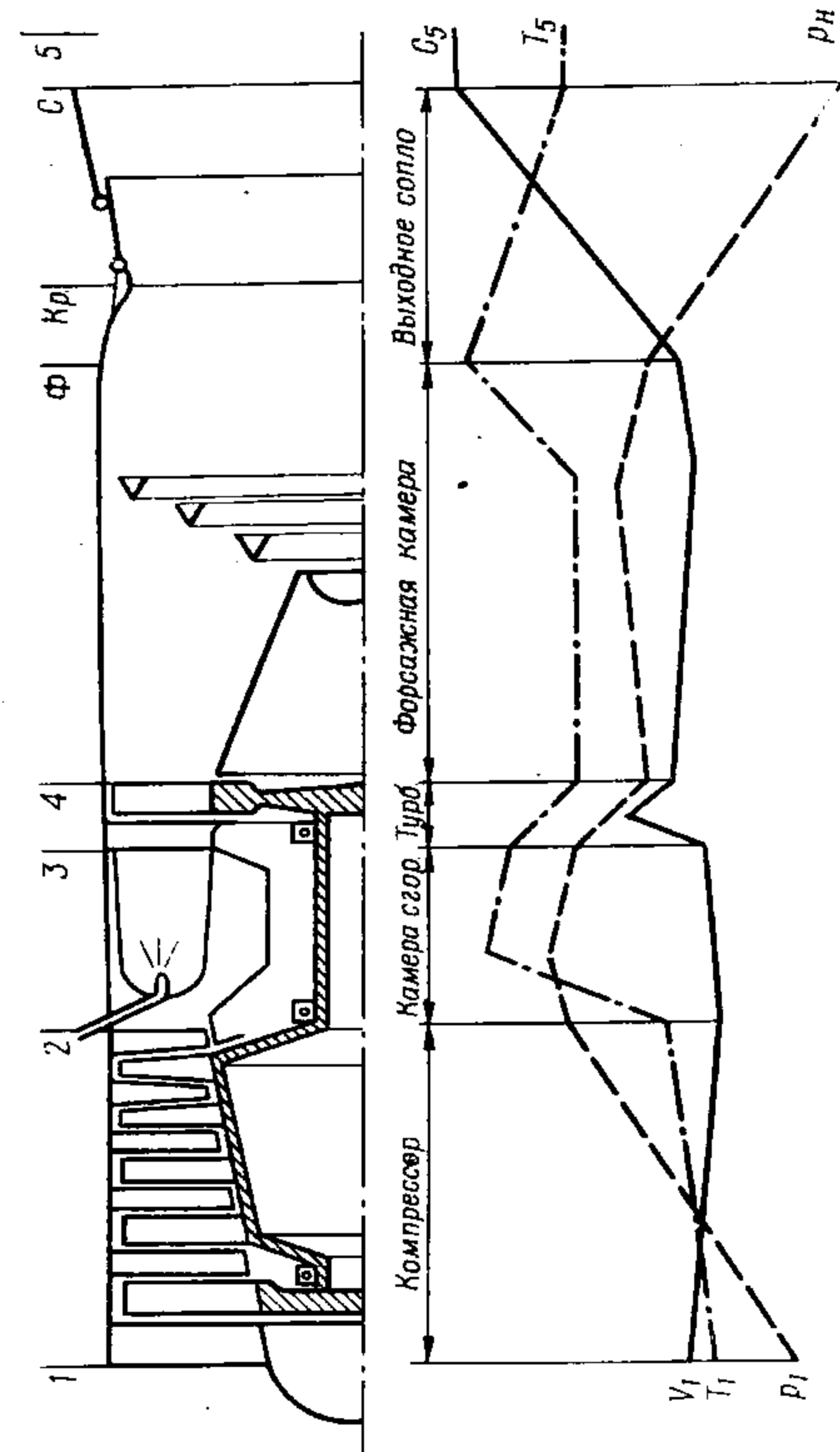


Рис. 3.17. Схема турбореактивного двигателя с форсажной камерой

Минимально допустимый запас устойчивой работы установлен сверху ограничением приведенных оборотов во всем диапазоне чисел M полета $n_{пр} = 94\%$. При полете у земли с малыми скоростями рабочая линия при дросселировании двигателя приближается к границе устойчивой работы. Для увеличения запаса устойчивости при n менее 75% открывается лента перепуска (при выпущенном шасси).

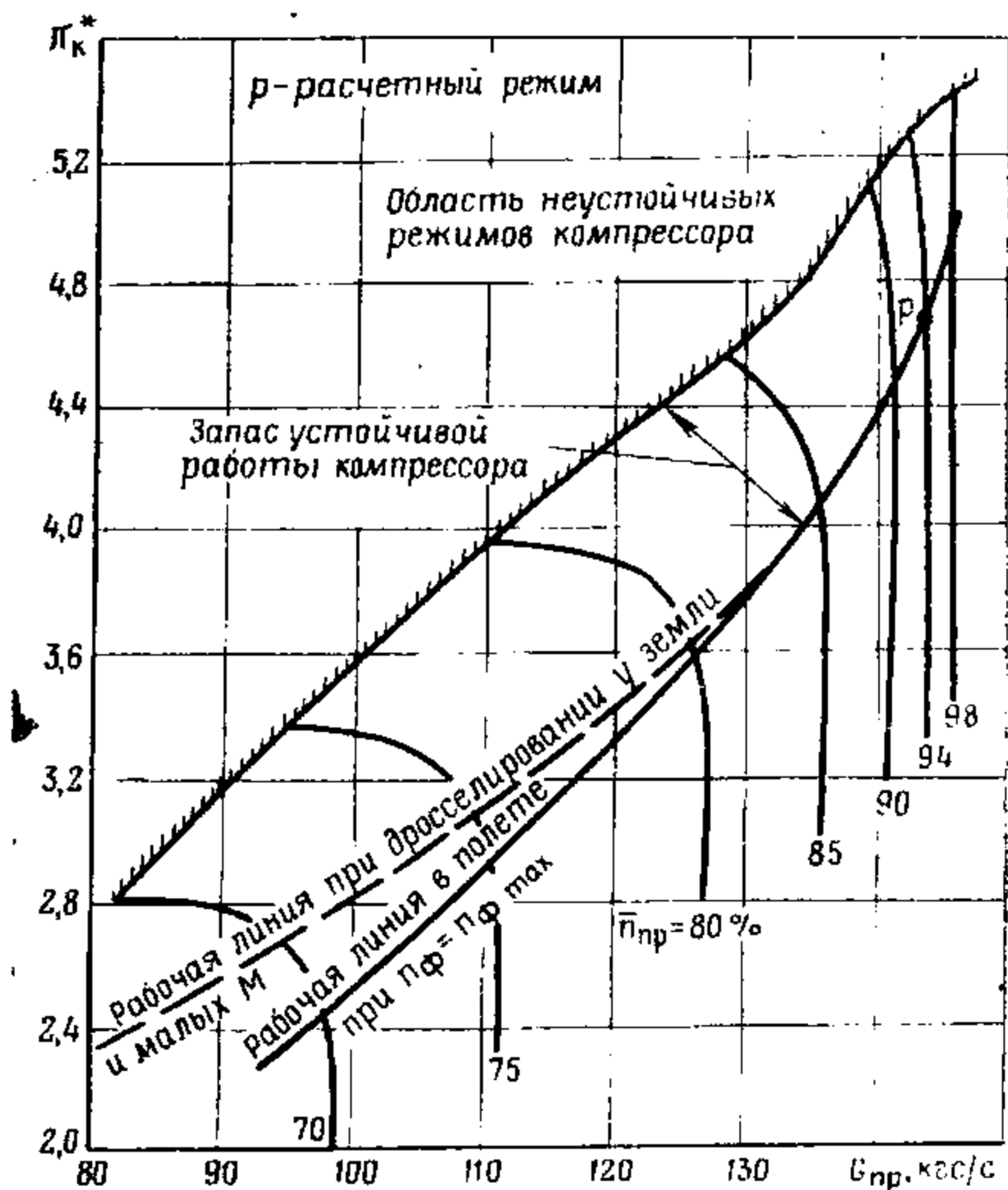


Рис. 3.18. Характеристики компрессора двигателя P15B-300

Камера сгорания. Камера сгорания двигателя P15B-300 выполнена трубчато-кольцевой. Трубчато-кольцевая камера сгорания менее склонна к горению с забросами температур при неустойчивой работе компрессора, чем кольцевая.

Турбина. Является наиболее нагруженным элементом. Большие нагрузки от центробежных и газовых сил сопровождаются высокими температурами. Для обеспечения надежной длительной работы в этих условиях приняты конструктивные меры по охлаждению ее элементов. Кроме того, инструкцией ограничено время непрерывной работы двигателей под большой нагрузкой.

Форсажная камера. Значительное повышение тяги двигателя на сверхзвуковых скоростях возможно только за счет дополнительного дожигания топлива за турбиной, позволяющего увеличить скорость истечения газов из сопла. Так как основным режимом применения самолета является длительный полет на большую дальность на частичном форсаже, приняты конструктивные меры по обеспечению экономичности, стабильности горения и охлаждения элементов форсажной камеры.

Реактивное сопло. На двигателе P15B-300 установлено эжекторное сопло с внутренними и наружными подвижными створками, кинематически связанными между собой. Площадь критического сечения изменяется внутренними створками. Форма проточной части сопла определяется взаимным расположением внутренних и наружных створок. Кроме того, наружные створки образуют контур для эжектируемого воздуха.

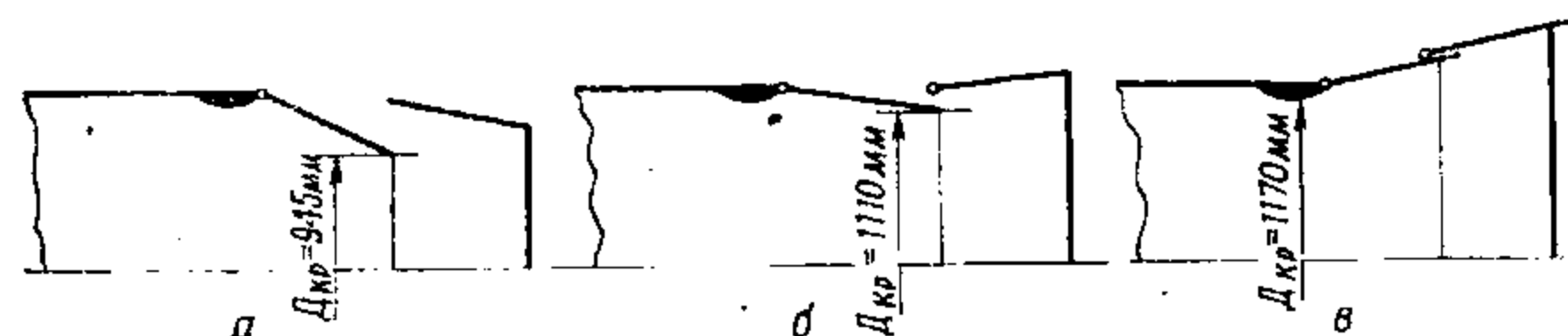


Рис. 3.19. Схема реактивного сопла

Реактивное сопло управляется автоматически в зависимости от режима работы двигателя и числа M полета системой управления режимами работы двигателя и имеет три фиксированных положения:

- I положение (рис. 3.19, а) с диаметром выходного сечения 945 мм;
- II положение (рис. 3.19, б) с диаметром выходного сечения 1100 мм;
- III положение (рис. 3.19, в) с диаметрами критического сечения 1170 мм и выходного сечения 1640 мм.

I положение реактивного сопла на двигателях, не оборудованных всережимным соплом, соответствует работе на дроссельных ($n_{дв} > 68-75\%$) и максимальном (I максимал) режимах работы, а на двигателях, оборудованных всережимным соплом, — только максимальному режиму при скоростях полета, соответствующих числам $M \leq 1,5$. В этом положении сопло работает в основном при докритических перепадах давления, при которых скорость потока газов в сужающейся части сопла увеличивается, а давление уменьшается, сравниваясь с атмосферным.

II положение реактивного сопла соответствует работе двигателя на малом газе (на двигателях, оснащенных всережимным соплом при обжатой передней стойке), режиме «I форсаж» ($M < 1,5$) и бесфорсажном режиме «II максимал» ($M \geq 1,5$, процесс торможения).

ния самолета после выключения форсажа). На форсажном режиме работы двигателя сопло работает при умеренных сверхкритических перепадах давления. При этом сопло имеет форму, близкую к форме сопла Лавалья.

III положение реактивного сопла соответствует форсажному режиму работы двигателя на $M > 1,5$ «II форсаж» (или неработающему двигателю). В этом положении сопло работает при больших сверхкритических перепадах давления $\frac{P_{\text{ф}}}{P_{\text{н}}}$. Удлиненный расширяющийся участок сопла при III положении его створок приспособлен для выравнивания этого большого перепада давлений и увеличения скорости истечения газа из сопла C_5 (рис. 3.17). В соответствии с увеличением скорости C_5 увеличивается и тяга двигателя

$$P_{\text{тв}} = \frac{G_{\text{в.дв}}}{9,81} (C_5 - V).$$

Кроме того, III и II положения створок сопла используются для улучшения процесса запуска и выхода двигателя на максимальный режим, для кратковременного увеличения запаса устойчивости компрессора, при сбросе оборотов в момент превышения их предельно допустимого уровня, а также для повышения устойчивости работы двигателя при уменьшении или увеличении оборотов летчиком на бесфорсажных режимах.

Следовательно, на бесфорсажных режимах работы двигателей, не оборудованных всережимными соплами, используются три положения створок реактивного сопла: на остановленном двигателе III положение, на малом газе II положение. На оборотах 68—75% в соответствии с табл. 3.3 осуществляется перевод сопла в I положение.

Таблица 3.3:

Условия	На основной системе		На дублирующей системе	
	закрыто	открыто	закрыто	открыто
	На земле			
при управляемости	80 ± 2	75 ± 1	80 ± 2	75 ± 1
при приемности	75 ± 1	—	75 ± 1	—
В воздухе				
при управляемости	74 ± 2	68 ± 1	80 ± 2	68 ± 1
при приемности	68 ± 1	—	68 ± 1	—

Время перехода реактивного сопла из одного положения в другое составляет 2—4 с.

На бесфорсажных режимах работы двигателей, оборудованных всережимными соплами, кроме фиксированных трех положений створок реактивных сопел (III — на остановленном двигателе, II — на малом газе на земле и I — на максимале), на дроссельных режимах используются промежуточные (между I и II) положения.

Эти нефиксированные положения сопел отслеживаются в зависимости от степени дросселирования двигателей. Чем больше степень дросселирования двигателей, тем больше открываются сопла, увеличивая запас устойчивости двигателей. Полное открытие сопел (II положение) достигается на малом газе и только при обжатой передней стойке шасси. При необжатой стойке на малом газе сопла занимают промежуточное положение. Система бесступенчатого регулирования реактивного сопла обеспечивает плавное (бескачковое) изменение тяги при изменении оборотов, что упрощает выполнение посадки самолета.

Основные данные двигателя

Длина двигателя 6655 мм. Максимальный диаметр 1640 мм. Сухой вес двигателя 2700 кгс.

Параметры двигателя, соответствующие стендовым условиям, указаны в табл. 3.4.

Таблица 3.4

Режимы	Тяга, кгс	Удельный расход, кг/кгс·ч	Температура газов, °С на выходе		Расход воздуха, кг/с	τ_k	$\eta_{\text{пр}} \%$
			из основн. К.С.	из форсажн. К.С.			
Максимал	7500	1,25	856	—	114	4,65	91
Полный форсаж	11 200	2,75	917	1630	144	4,75	94
Минимальный форсаж	8350	2,2	775	1014	144	4,52	91
Малый газ	370	—	—	—	—	—	36

3.2.2. Принцип регулирования и режимы работы двигателя

Принцип регулирования. Регулирование двигателя осуществляется системой автоматического регулирования, которая автоматически поддерживает заданный режим работы в зависимости от положения РУД и скорости полета.

Для повышения надежности работы двигателя установлены две независимые друг от друга системы регулирования — электронная основная (РРД-15БМ) и гидромеханическая дублирующая (агрегат 10460ИД).

Основная система автоматического регулирования расхода топлива в основной камере сгорания G_T (комплекс РРД-15БМ) обеспечивает:

а) задание (от РУД) по желанию летчика того или иного значения числа оборотов и поддержание постоянства заданных оборотов;

б) автоматическое ограничение предельного значения $n_{пр. макс}$. Для всего диапазона изменения чисел M полета $n_{пр. макс} \leq 94\%$;

в) автоматическое ограничение максимального значения числа оборотов n_{max} при $M < 1,5$ — 95%, при $M > 1,5$ — 100%.

Необходимо иметь в виду, что на числах $M < 1,5$ при температурах наружного воздуха $t_{н. в}^*$ менее 18°C замеренные обороты двигателя на максимале или форсаже менее 95% (рис. 3.20). Это объясняется тем, что автоматика, ограничивая $n_{пр. макс} = 94\%$, при уменьшении $T_{п. в}$ вынуждена уменьшать замеренные обороты $n_{зам}$, то есть

$$n_{пр} = n_{зам} \sqrt{\frac{288}{T_{п. в}^*}} = 94\% = \text{const.}$$

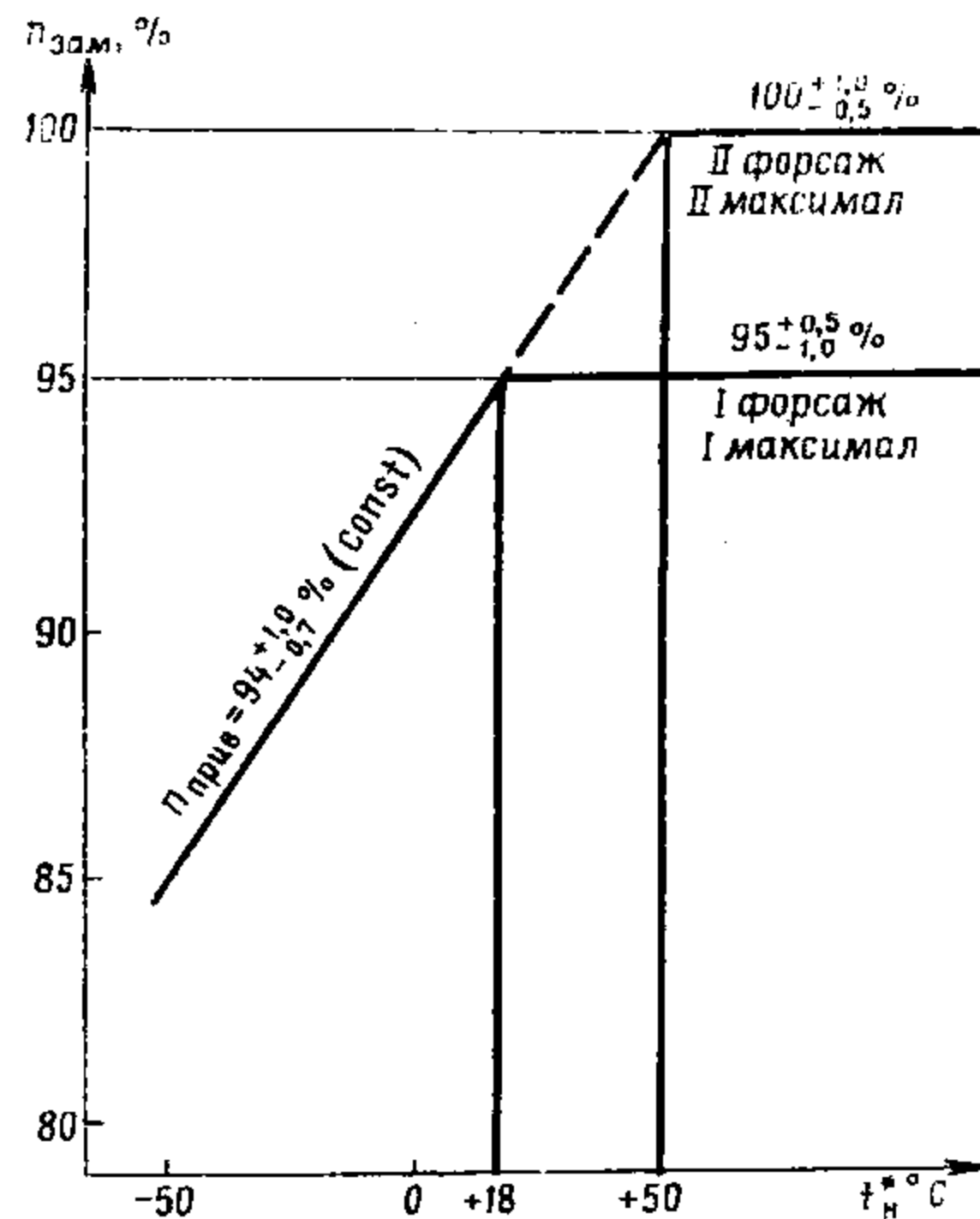


Рис. 3.20. Зависимость оборотов двигателя от температуры заторможенного потока при работе на основной автоматике двигателя в полете

При $t_{н. в}^* \geq 18^\circ\text{C}$ на числах $M < 1,5$ автоматика должна выдерживать на этих режимах $n_{зам} = 95\%$.

При переходе на II максимал или II форсаж на числе $M = 1,5$ указатели оборотов не сразу покажут $n_{зам} = 100\%$, а только при достижении $t_{н. в}^* = 50^\circ\text{C}$, а это в стандартных условиях на высотах более 11 км соответствует числу $M \approx 1,6$;

г) в соответствии с изменением допустимого значения n_{max} (95 или 100% по сигналу от датчика числа M полета ($M = 1,5$)):

— автоматическую раскрутку ротора в темпе приемистости (при увеличении скорости полета);

— автоматический сброс оборотов (при уменьшении скорости);

д) ограничение скорости нарастания подачи топлива G_T при резком (1,5—2 с) перемещении РУД «от себя»; темп нарастания подачи топлива на земле при обжатой передней стойке несколько меньше, чем в полете;

е) автоматический переход с основной системы регулирования РРД-15БМ на дублирующую (агрегат 10460НД), который осуществляется:

— при нарушении целостности электроцепей;

— при несоответствии параметров и характеристик РРД-15БМ техническим условиям;

— при чрезмерных забросах оборотов ($n = 104\%$ при $M \geq 1,5$ и $n = 99\%$ при $M < 1,5$). Кратковременная раскрутка двигателя ($n > 99\%$) без перехода на дублирующую автоматику допускается в процессе розжига форсажной камеры.

Предусмотрен принудительный переход на агрегат 10460НД при включении тумблера «Дублирующая автоматика».

При запуске двигателя система РРД-15БМ отключена, а подача топлива в основную камеру сгорания происходит под контролем дублирующей системы в зависимости от величины давления воздуха на компрессором — p_2 . Включение в работу системы РРД-15БМ производится автоматически после окончания «цикла» запуска.

При запуске двигателя в полете переход на агрегат 10460НД и обратно на РРД-15БМ осуществляется автоматически при включении и выключении тумблера «Запуск в воздухе».

Гидромеханическая дублирующая система обеспечивает практически те же функции управления и регулирования, что и автоматика РРД-15БМ. Однако некоторое снижение точности регулирования в сравнении с электронной системой РРД-15БМ, которую может обеспечить гидромеханическая автоматика, обусловило более низкий уровень максимально допустимых параметров. Переход на II максимал или II форсаж на числе $M = 1,5$ не предусматривается. Автоматика поддерживает обороты постоянными, равными 97% на максимале или форсаже по указателям только при температурах $t_{н. в}^* > 50^\circ\text{C}$ (рис. 3.21). При меньшей температуре в зависимости от ее изменения обороты по указателям будут менее 97%.

Кроме того, при работе на агрегате 10460НД снижен и допустимый темп нарастания подачи топлива в двигатель в процессе приемистости.

В результате при работе двигателя на гидромеханической автоматике ухудшается эффективность силовой установки в целом. Поэтому она рассматривается в качестве резервной, дублирующей и в случае перехода двигателя на дублирующую систему регулирования (при отказе РРД-15БМ) инструкцией предписано прекратить выполнение задания.

Следует иметь в виду, что переход автоматики с основной системы на дублирующую при числе $M < 1,5$ и $t_{н.в}^* > 40^\circ\text{C}$ сопровождается увеличением, а при $t_{н.в}^* < 40^\circ\text{C}$ как при $M > 1,5$, так и $M < 1,5$ — уменьшением максимальных оборотов двигателя, не выходя за допустимые значения.

В форсажную камеру сгорания подача топлива $G_{т.ф}$ осуществляется либо в зависимости от степени расширения газа на турбине π_t , либо в зависимости от давления воздуха за компрессором p_2 , обеспечивая π_t или $G_{т.ф}/p_2$ постоянными. Оба регулятора воздействуют на одну дозирующую иглу. Ее положение будет определяться тем регулятором, который по условиям настройки (из условия поддержания заданного π_t или заданного отношения $G_{т.ф}/p_2$) требует в данный момент времени меньшей подачи топлива в двигатель.

Одним из важных требований, предъявляемых к системе регулирования, является обеспечение заданных тяги двигателей и удельного расхода топлива C_e в широком диапазоне сверхзвуковых скоростей без нарушения устойчивой работы.

С этой целью регулятор $\pi_t = \text{const}$ имеет две постоянных настройки на режиме полного форсажа: I форсаж на числах $M < 1,5$, соответствующий $\pi_{т.зад.1}$ и II форсаж на числах $M \geq 1,5$, соответствующий $\pi_{т.зад.2}$. При этом $\pi_{т.зад.1} < \pi_{т.зад.2}$.

Переход с $\pi_{т.зад.1}$ на $\pi_{т.зад.2}$ осуществляется по сигналу от датчика числа M на числе $M = 1,5$, но может произойти кратковременно и при $M < 1,5$, при чрезмерных забросах оборотов ($n \geq 99\%$) двигателя, работающего на форсажном режиме.

Кроме того, летчик может менять настройку регулятора $\pi_t = \text{const}$, перемещая РУД и обеспечивая дросселирование форсажа.

Регулятор $G_{т.ф}/p_2 = \text{const}$ имеет постоянную настройку. Использование программы подачи топлива по закону $G_{т.ф}/p_2 = \text{const}$ в сравнении с $\pi_t = \text{const}$ позволяет получить более благоприятное протекание тяги двигателя на режиме полный форсаж по числам M полета. Настройка обоих регуляторов выбрана такой, что подача $G_{т.ф}$ на режиме полный форсаж находится под контролем регулятора $G_{т.ф}/p_2 = \text{const}$, а при частичном форсаже — $\pi_t = \text{const}$.

В качестве регулирующего фактора открытие ленты перепуска применяется для увеличения запаса устойчивости компрессора при выпущенном шасси (если РУД не стоит на упоре «Стоп»), при запуске двигателя в полете для облегчения запуска и при работе двигателя на земле.

Изменение площади сопла на бесфорсажных режимах работы улучшает характеристики двигателя, повышает устойчивость и

эффективность его работы на неустановившихся режимах при увеличении и сбросе оборотов, облегчает процесс запуска двигателя.

На форсажных режимах работы из условия обеспечения максимальной эффективности силовой установки (режим «Полный форсаж») для поддержания оборотов ротора турбокомпрессора неизменными необходимо сохранять π_t на уровне максимального бесфорсажного режима. Это достигается, хотя и не полностью, изменением площади критического сечения сопла (II или III положение) в соответствии с возросшей температурой газа в форсажной камере.

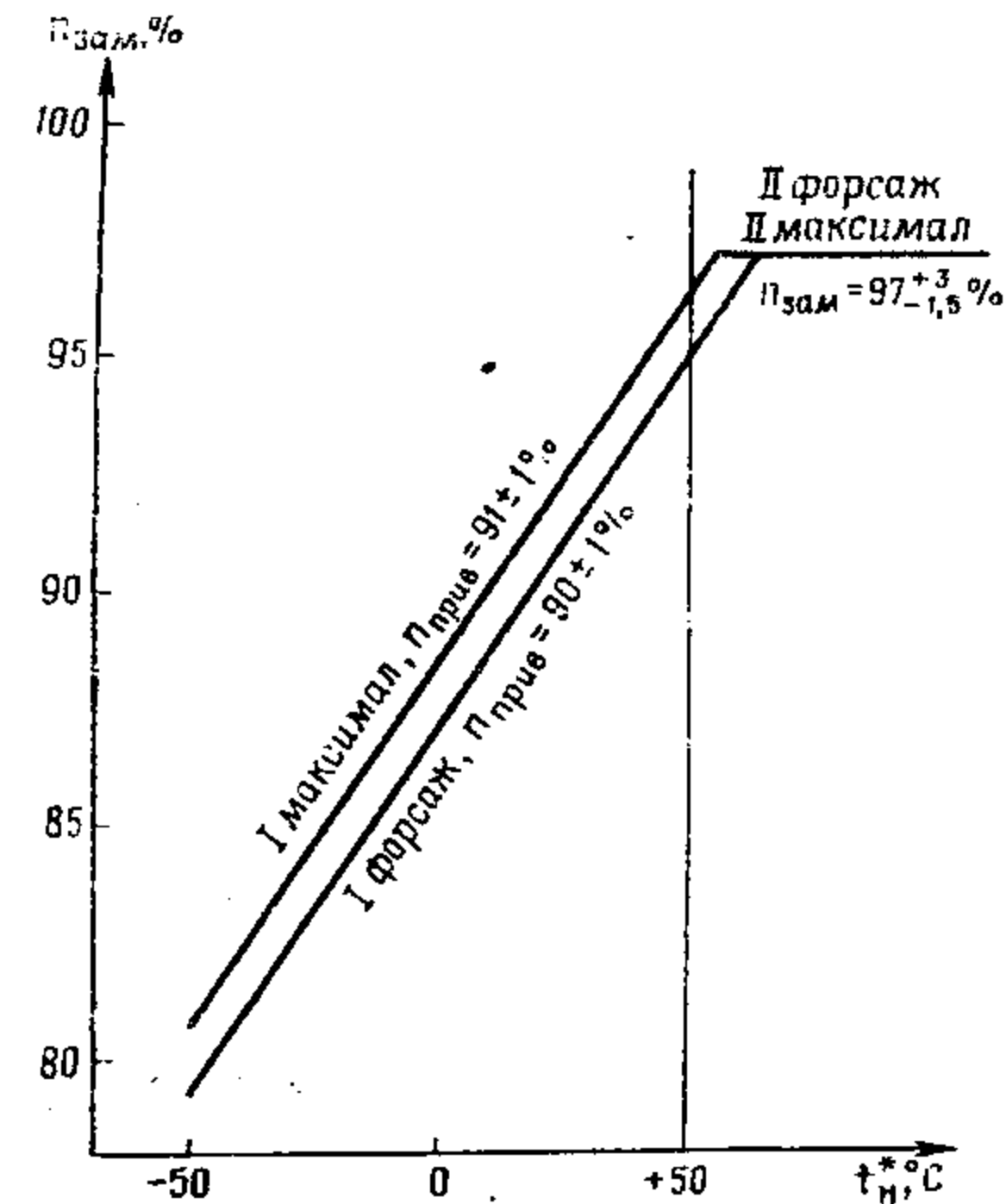


Рис. 3.21. Зависимость оборотов двигателя от температуры заторможенного потока при работе на дублирующей автоматике двигателя в полете

Кратковременное увеличение площади критического сечения сопла используется для увеличения запаса устойчивости компрессора при уменьшении оборотов в момент опасного превышения их максимального уровня ($n \geq 99\%$) как на бесфорсажном режиме работы двигателя (устанавливается II положение), так и на I форсажном, на котором кратковременно устанавливается III положение сопла.

Режимы работы двигателя. Каждый двигатель имеет свою автономную систему управления. Сектор РУД (рис. 3.22) на левом пульте имеет следующие упоры: «Стоп», «Малый газ», «Максимал», «Минимальный форсаж», «Полный форсаж».

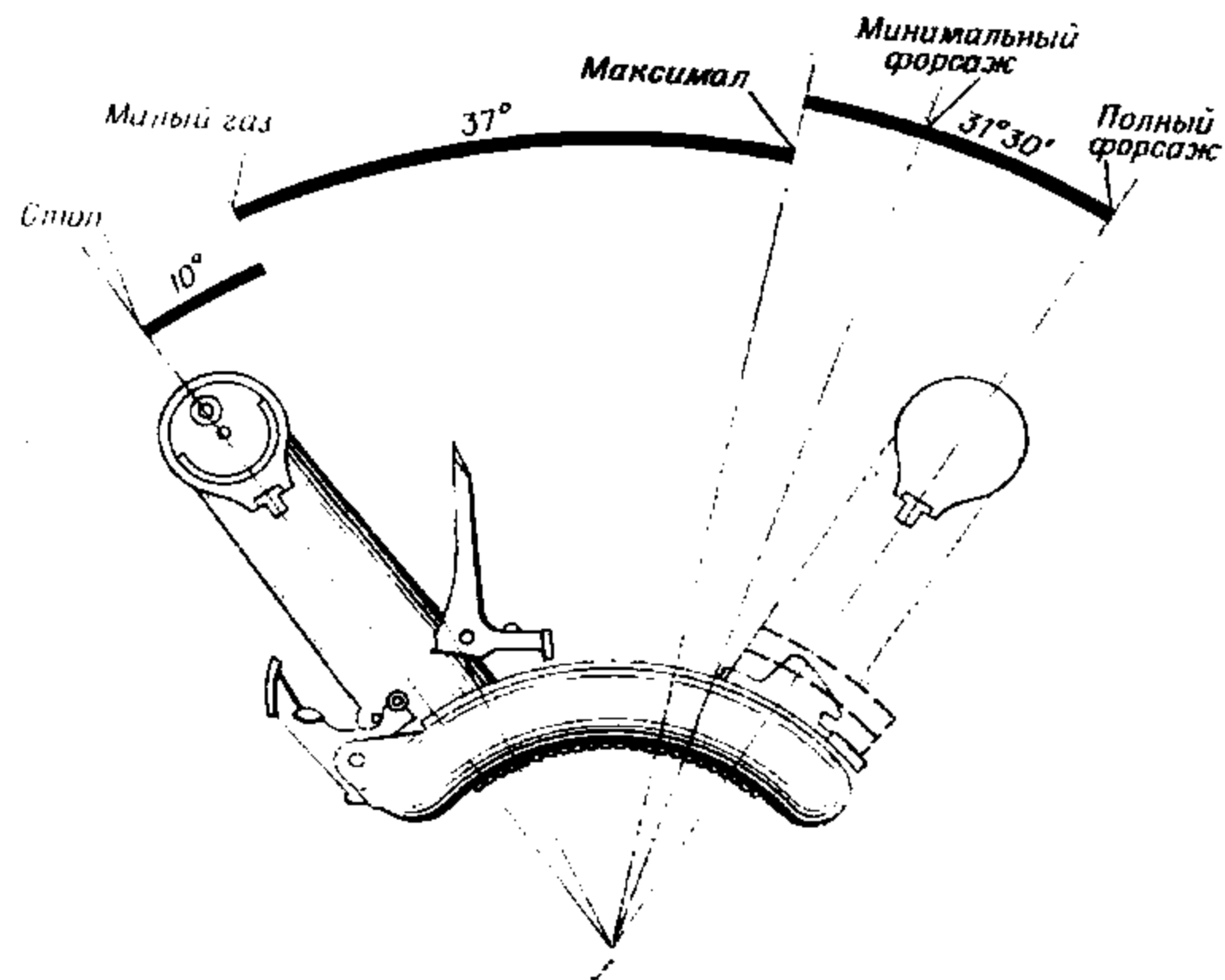


Рис. 3.22. Упоры РУД

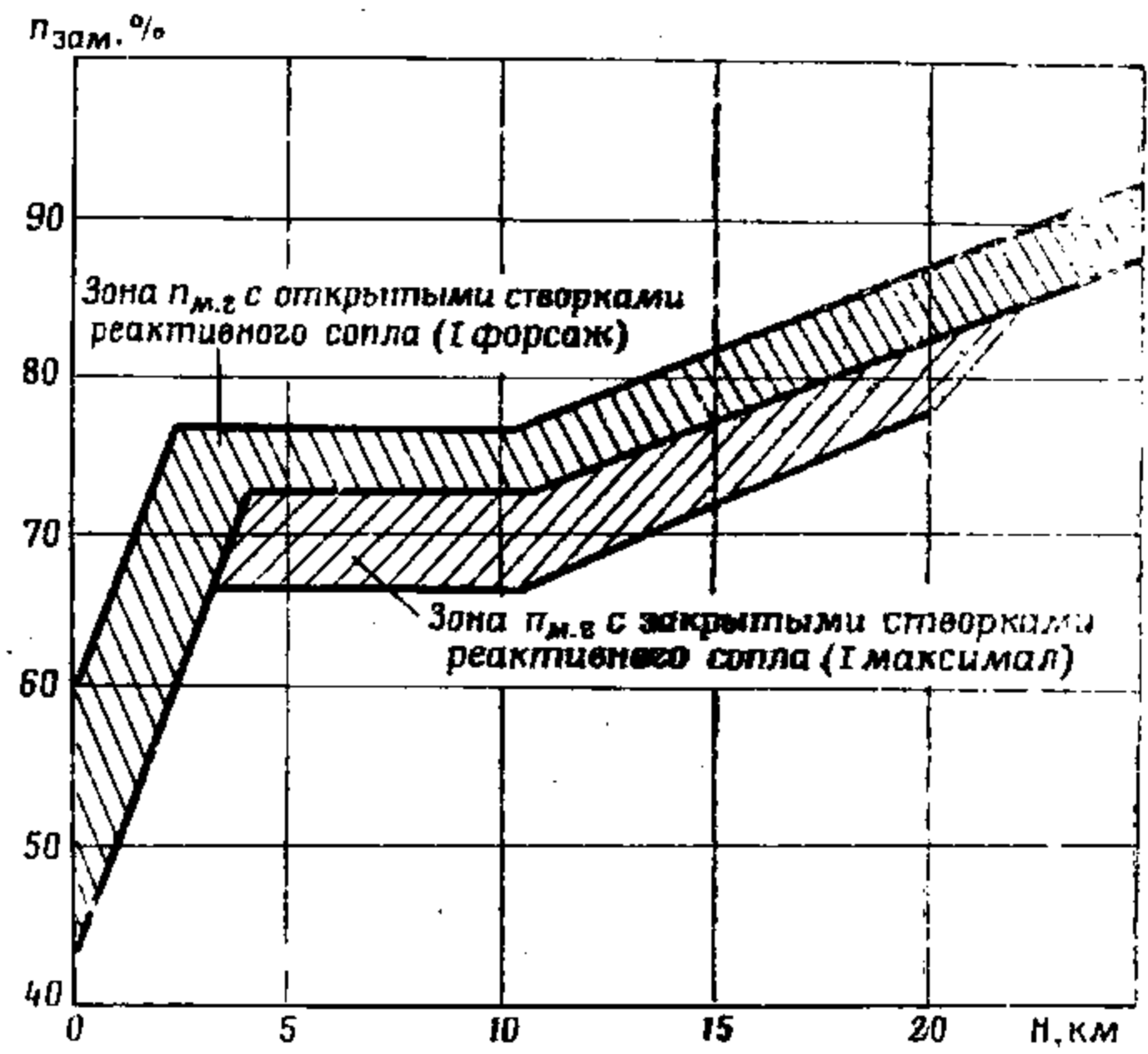


Рис. 3.23. Зависимость оборотов малого газа от высоты полета

Обороты малого газа при положении РУД на упоре «Малый газ» не постоянны и зависят от высоты полета и положения створок реактивного сопла (рис. 3.23).

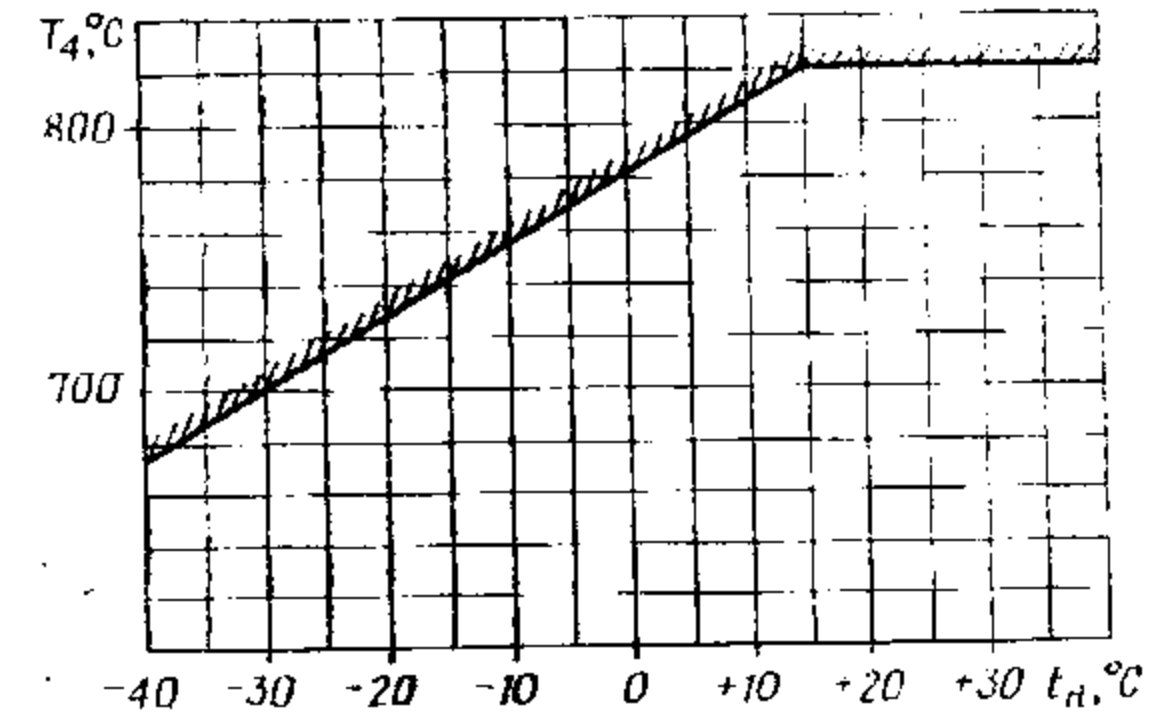


Рис. 3.24. Ограничение температуры газов за турбиной на форсаже, максимале и при приземистости на земле

Обороты и другие параметры на остальных режимах работы двигателя при работе основной системы регулирования приведены в табл. 3.5 и на рис. 3.24.

Режимы	Обороты, %		Температура газов за турбиной не более, °С	Время непрерывной работы не более	
	на земле	в полете		на земле	в полете
I форсаж —при $t_{п.в}^* < 18^\circ\text{C}$ —при $t_{п.в}^* > 18^\circ\text{C}$	$n_{пр} = 94 \pm 0,7$ $n_{зам} = 95^{+0,5}_{-1}$	$n_{пр} = 94 \pm 0,7$ $n_{зам} = 95^{+0,5}_{-1}$	В полете 820 На земле в соответствии с графиком рис. 3.21	20 с	На ПФ15 мин На частичном форсаже не ограничивается
II форсаж —при $t_{п.в}^* \leq 50^\circ\text{C}$ —при $t_{п.в}^* > 50^\circ\text{C}$	Не включается	$n_{пр} = 94^{+1}_{-0,7}$ $n_{зам} = 100^{+1}_{-0,5}$	835	Не включается	То же
I максимал —при $t_{п.в}^* \leq 18^\circ\text{C}$ —при $t_{п.в}^* > 18^\circ\text{C}$	$n_{пр} = 94 \pm 0,5$ $n_{зам} = 95^{+0,5}_{-1}$	$n_{пр} = 94^{+1}_{-0,7}$ $n_{зам} = 95^{+0,5}_{-1}$	В полете 730 На земле определяется по рис. 3.21	20 с	Не ограничивается

Режимы	Обороты, %		Температура газов за турбиной не более, °С	Время непрерывной работы не более	
	на земле	в полете		на земле	в полете
II максимал —при $t_{п.в}^* \leq 50^\circ\text{C}$ —при $t_{п.в}^* > 50^\circ\text{C}$	Не включается	$n_{пр} = 94^{+1}_{-0,7}$ $n_{зам} = 100^{+1}_{-0,5}$	700	Не включается	Не ограничивается
Малый газ	$n_{зам} = 36^{+3}$	Определяется по рис. 3.23	650	10 мин	То же
Запуск (до выхода на малый газ)	—	—	В полете 700 На земле 840	Время выхода с начала запуска до оборотов— —мг— не более 15 сек	—

Примечания: 1. Значения замеренных оборотов на I форсаже и на I максимале при $t_{п.в}^* = 18^\circ\text{C}$ и на II форсаже и II максимале при $t_{п.в}^* = 50^\circ\text{C}$ определяются по рис. 3.20.

2. В случае превышения температуры газов за турбиной 840°C двигатель от эксплуатации отстраняется.

3. В настоящее время значения оборотов, указанных в таблице, временно снижены на 1%.

3.2.3. Нарушение устойчивой работы и эксплуатационные ограничения двигателя

Источником нарушения устойчивой работы двигателя, как правило, является неустойчивая работа компрессора и камеры сгорания.

Причинами неустойчивой работы компрессора и камеры сгорания могут быть нарушение равномерности потока перед воздухозаборником, неустойчивая работа самого воздухозаборника, при которых граница неустойчивой работы компрессора смещается в сторону рабочей линии (рис. 3.18), чрезмерное обеднение или обогащение смеси при сбросе оборотов и приемистости, попадание в воздухозаборник газов от ракет, значительное уменьшение давления воздуха на входе в двигатель, связанного с полетом на больших высотах с малыми скоростями, нарушение работы топливно-регулирующей системы или проявление сразу нескольких причин. Последствиями этого может быть уменьшение тяги двигателей и даже помпаж их. Действия при помпаже двигателями нами были рассмотрены.

К помпажу двигателей может привести невыполнение летчиком по какой-либо причине необходимых действий или неправильные действия при проявлении отказов, о которых летчика предупреждают показания приборов и сигнализация.

Рассмотрим ограничения по двигателю, предусмотренные инструкцией летчику, выход за которые может привести к неустойчивой работе двигателей.

Ограничение по приемистости двигателя. Ограничения связаны с возможностью чрезмерного заброса температуры по сравнению с установившимся режимом и, следовательно, уменьшением запасов устойчивости компрессора и камеры сгорания. Принятый у двигателя темп подачи топлива обеспечивает бессрывную работу компрессора и камеры сгорания на земле. Но с увеличением высоты при малых приборных скоростях давление воздуха в камерах сгорания уменьшается и тот же темп подачи топлива дает больший заброс температуры, что может привести к нарушению устойчивой работы компрессора или камер сгорания. Поэтому инструкцией предусматривается ограничение приборной скорости, при которой допускается перемещение РУД в темпе приемистости ($V_{пр}$ не менее 450 км/ч на высотах до 14 км и $V_{пр}$ не менее 600 км/ч на высотах более 14 км).

Ограничение по включению форсажа. Так как давление в форсажной камере значительно меньше, чем в основной, то и условия воспламенения смеси там хуже, чем в основной камере. В то же время, если при включении форсажа сопло открылось, а воспламенения не произошло, то температура газов за турбиной уменьшается (из условия поддержания постоянства оборотов), тяга двигателя резко падает до значений, меньших, чем на максимальном режиме работы двигателя, при большом расходе топлива. В целях исключения этого явления необходимо гарантировать надежное

воспламенение смеси в форсажной камере. Это достигается ограничением приборной скорости. На высотах до 16 км она должна быть не менее 550 км/ч, а на высотах более 16 км — не менее 600 км/ч.

Если перед включением форсажа двигатель работает на режиме «II максимал», то из-за большего потребного перепада давлений на турбине для поддержания больших оборотов, давление в форсажной камере меньше, чем на режиме «I максимал». Поэтому для надежного включения режима «II форсаж» с режима «II максимал» требуется большая скорость $V_{пр} \geq 650$ км/ч.

Ограничения по дросселированию двигателя. Если убрать РУД в положение «Малый газ» на числе $M > 2,25$, то вследствие уменьшения расхода воздуха через двигатель может возникнуть помпаж воздухозаборника (см. § 3.1). Поэтому после выключения форсажа запрещается дросселировать двигатель ниже II максимала до тех пор пока число M не уменьшится до 2,2.

В условиях ухудшенного подвода воздуха к двигателям при отрицательных перегрузках в полете с $V_{пр} < 600$ км/ч можно создавать отрицательную перегрузку только при работе двигателей на режиме не ниже, чем «Максимал».

На малых скоростях полета при посадке самолета запасы устойчивости компрессора при дросселировании уменьшаются (см. рис. 3.18). Если при заходе на посадку лента перепуска воздуха не открылась, то снижение оборотов двигателя до малого газа может вызвать срыв потока в компрессоре. Поэтому, если при заходе на посадку с выпущенным шасси при уменьшении оборотов ниже 75% лента перепуска воздуха не открылась, необходимо производить посадку с закрытой лентой на оборотах не ниже 60%. После касания самолетом земли двигатель, у которого лента не открылась, выключить.

Ограничение по запуску двигателя в полете. Надежный запуск двигателя в полете с кислородной подпиткой воспламенителей осуществляется до высоты 18 км при $V_{пр} = 450 \div 750$ км/ч. При $V_{пр} < 450$ км/ч давление в камере сгорания может оказаться недостаточным для надежной передачи пламени от воспламенителей к основным форсушкам, и запуск не произойдет. С другой стороны осевая составляющая скорости воздуха в компрессоре при уменьшении приборной скорости уменьшается. Это может вызвать срыв потока с лопаток компрессора и как следствие заброс температуры при запуске. Для увеличения этой составляющей скорости воздуха при запуске открывается лента перепуска воздуха. В случае если при запуске лента перепуска не открыта и запуск не произошел, необходимо повторить его при $V_{пр} > 550$ км/ч. Увеличение давления в камере сгорания и осевой составляющей скорости воздуха в компрессоре делают запуск более вероятным.

При $V_{пр} > 750$ км/ч скорость воздуха в камере сгорания на режиме авторотации оказывается настолько большой, что может возникнуть срыв пламени и двигатель не запустится.

При отсутствии кислородной подпитки вероятность воспламенения топлива в воспламенителях и температура воспламенившей

ся смеси уменьшаются. В этих условиях надежный запуск двигателей может быть осуществлен на значительно меньших высотах. В соответствии с инструкцией летчику запуск двигателей без кислородной подпитки следует начинать с высоты 6000 м на тех же скоростях, что и с кислородной подпиткой.

Ограничения по времени работы двигателя. Для обеспечения приемлемого уровня температурного режима силовой установки введено ограничение по продолжительности работы двигателя. Время непрерывной работы на режиме малого газа ограничено из-за ухудшения условий охлаждения деталей горячей части двигателя, опасности перегрева деталей конструкции и снижения эффективности в работе системы смазки.

Время работы двигателей при отрицательных перегрузках в зависимости от режима работы двигателей ограничено и определяется временем выработки топлива из отсека отрицательных перегрузок и временем, после которого можно создавать их повторно.

Время полета с нулевой или близкой к ней перегрузкой ограничено 1—2 секундами (временем, необходимым для перехода от положительных к отрицательным перегрузкам) из условия обеспечения бесперебойного снабжения двигателей топливом.

Время непрерывной работы на режиме полного форсажа на земле и в воздухе ограничено из условия обеспечения надежной работы турбины, форсажной камеры и реактивного сопла двигателя в пределах назначенного ресурса (табл. 3.5).

3.2.4. Характеристики двигателя Р15Б-300

Характеристиками двигателя называют зависимость тяги двигателя и удельного расхода топлива от скорости, высоты полета и числа оборотов. Причем зависимость тяги и удельного расхода от скорости и высоты называют высотно-скоростными, а зависимость тяги и удельного расхода топлива от оборотов — дроссельными характеристиками.

Высотно-скоростные характеристики. На графиках рис. 3.25, 3.26 и 3.27 приведены высотно-скоростные характеристики двигателя Р15Б-300 с учетом стандартных потерь во входном устройстве для сопла с полным расширением при работе на основной системе регулирования двигателя.

Тяга двигателя по мере увеличения высоты полета уменьшается. Имей в виду, что тяга двигателя

$$P_{дв} = \frac{G_{вдв}}{9,81} (C_3 - V).$$

Это связано в основном с уменьшением секундного весового расхода воздуха через двигатель в соответствии с уменьшением плотности воздуха.

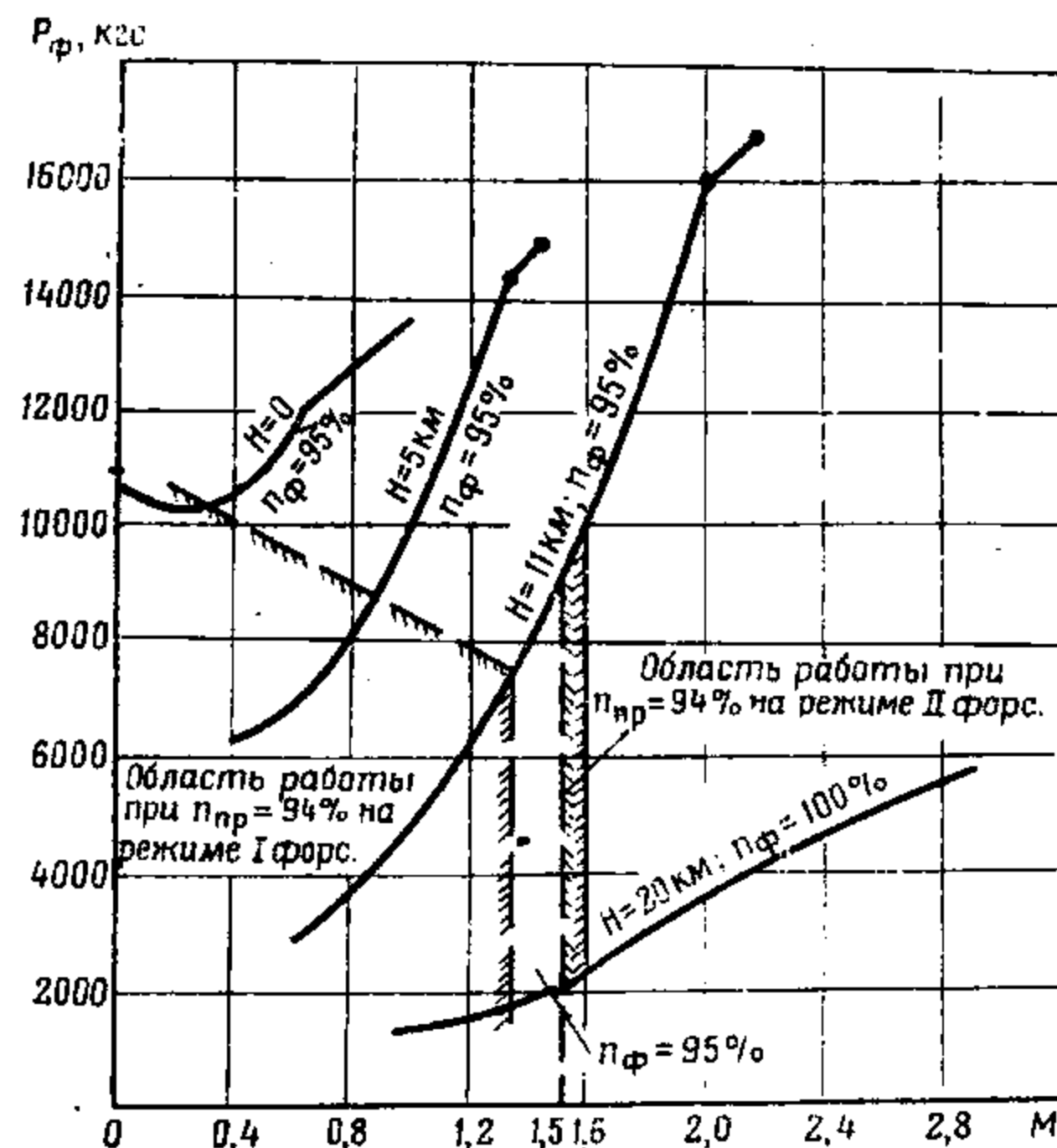


Рис. 3.25. Высотно-скоростные характеристики двигателя на форсаже

Характер изменения тяги двигателя на постоянной высоте в зависимости от скорости определяется взаимным изменением величины $G_{вдв}$ и $(C_3 - V)$. Так, с увеличением числа M полета прирост скорости воздуха $(C_3 - V)$ уменьшается, в то время как секундный весовой расход воздуха $G_{вдв}$ увеличивается. При малых числах M у земли уменьшение $(C_3 - V)$ оказывается более значительным, чем увеличение расхода воздуха и тяга двигателя с ростом числа M снижается. При дальнейшем увеличении скорости начинает преобладать преимущественный рост $G_{вдв}$ и тяга двигателя увеличивается.

На графике рис. 3.25 показана граница, соответствующая переходу с программы $n_{пр} = \text{const}$ на программу $n = \text{const}$. Левее указанной границы замеренные обороты двигателя менее 95%, а правее — 95% при работе на I максимале или I форсаже. При работе двигателя на II форсаже или II максимале при полете с числом $M = 1,5 \div 1,6$ замеренные обороты двигателя составляют 100%.

Резкое уменьшение наклона характеристики на форсаже на высотах менее 11 км и на максимале на $H = 0$ вблизи максимально допустимых скоростей объясняется уменьшением физических оборотов вследствие недостаточной производительности основного топливного насоса.

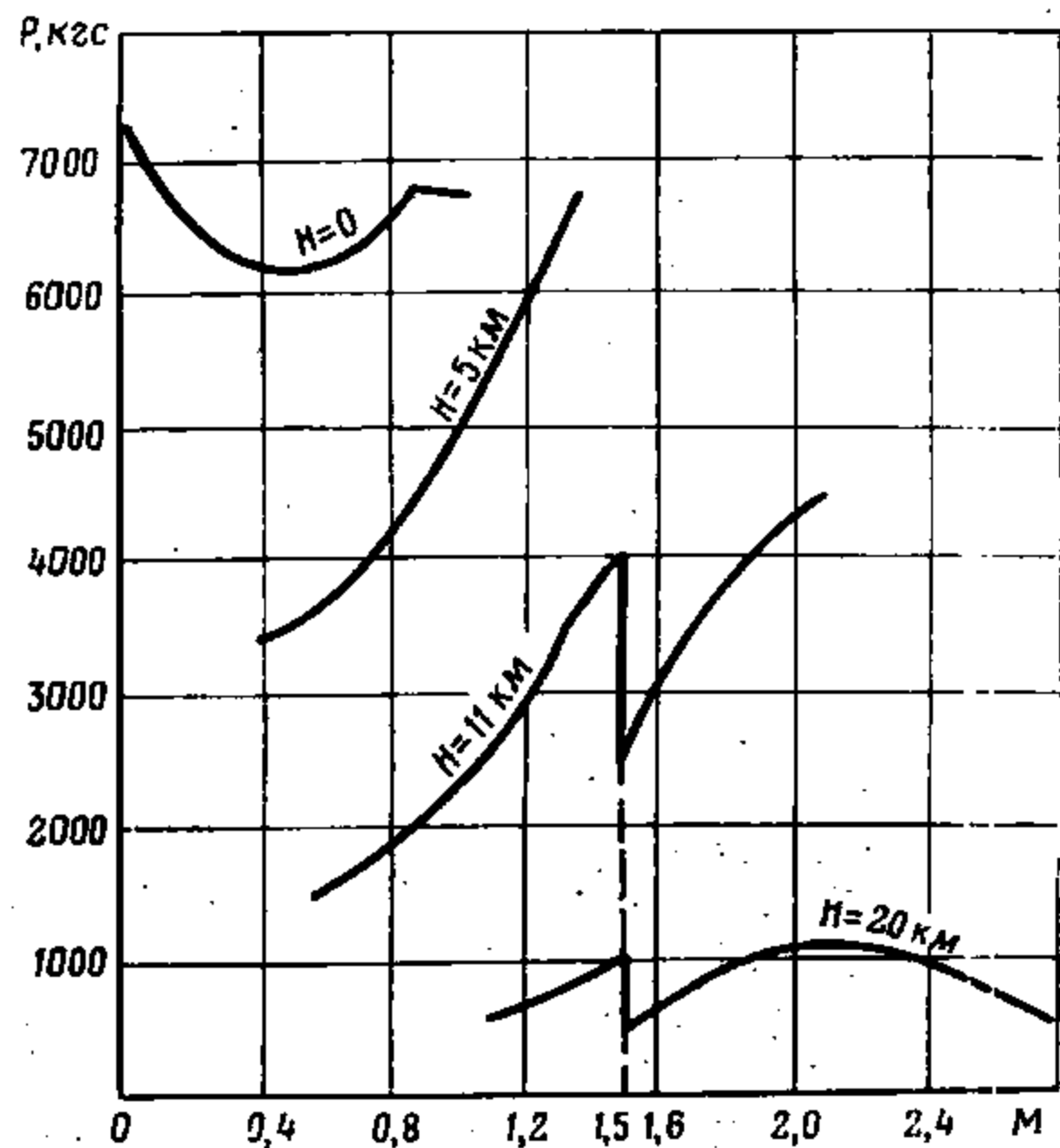


Рис. 3.26. Высотно-скоростные характеристики двигателя на максимуме

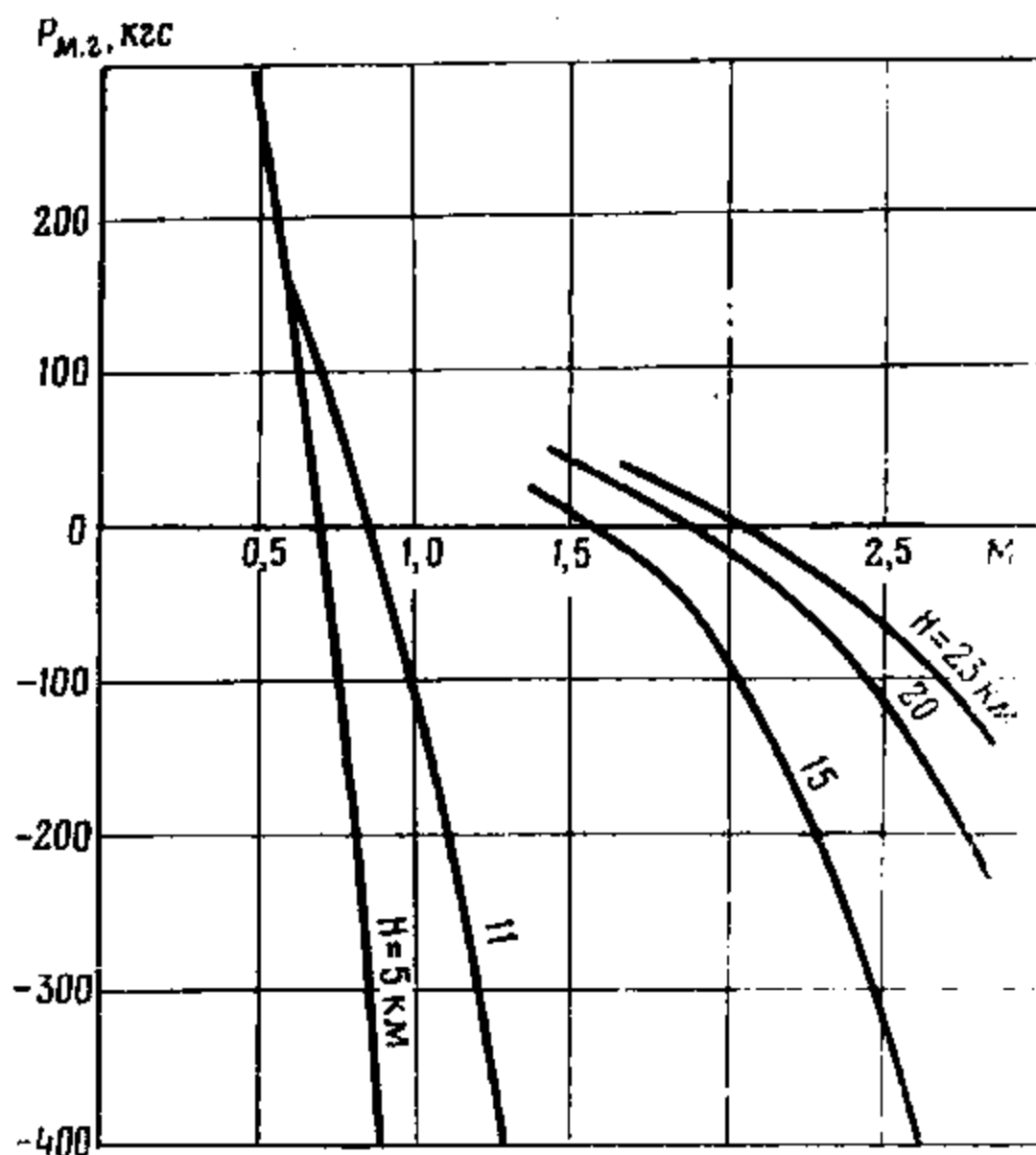


Рис. 3.27. Высотно-скоростные характеристики двигателя P15B-300 на малом газе

При выключении II форсажа на числах $M > 1,5$ следует иметь в виду, что при переходе со II максимала на I максимал на средних высотах происходит резкий прирост тяги, что отразится на изменении темпа торможения.

Дроссельные характеристики. На рис. 3.28 представлена дроссельная характеристика двигателя, не оборудованного всережимным соплом, для стандартных условий при $H=0$, $M=0$.

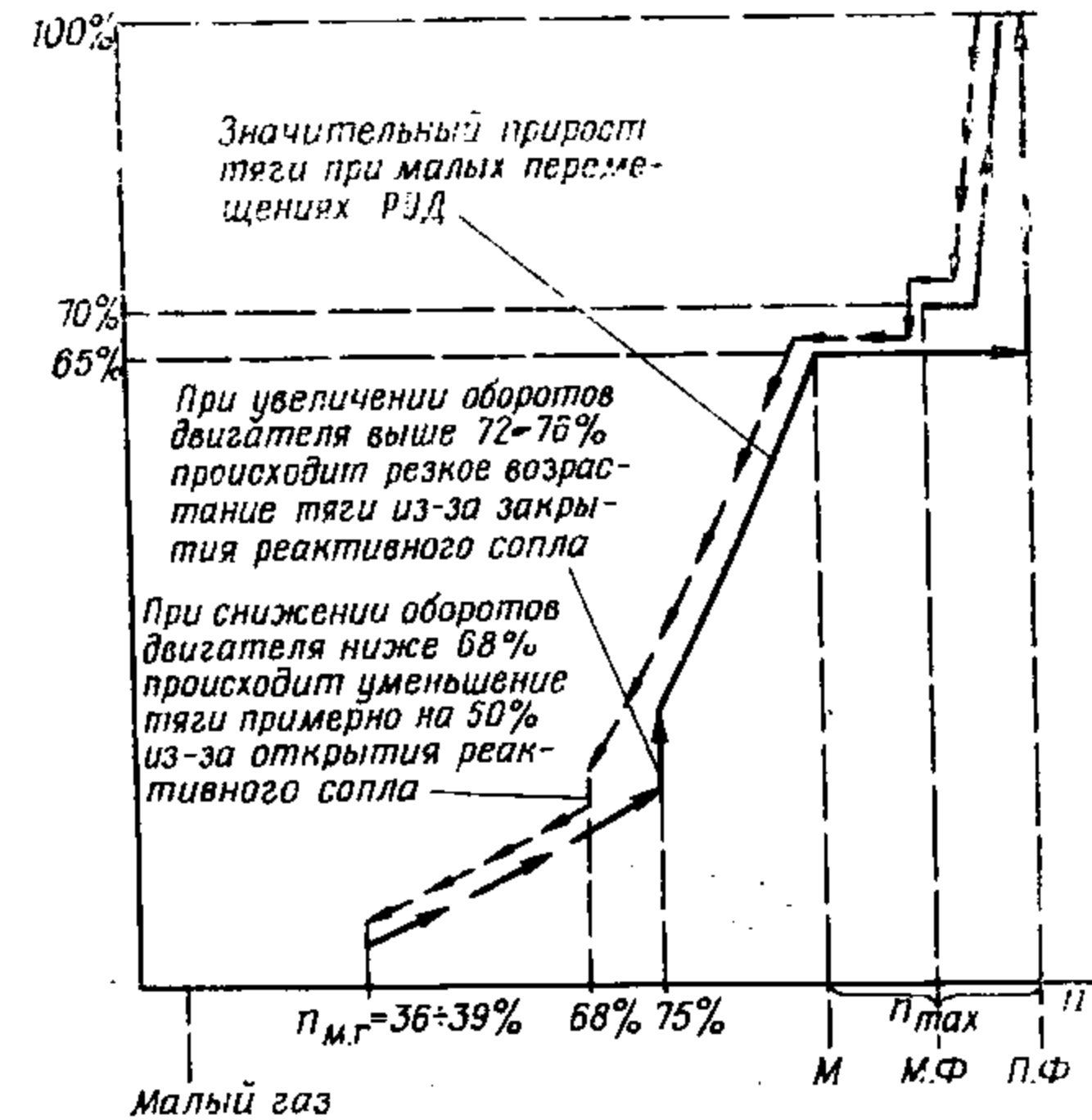


Рис. 3.28. Дроссельная характеристика двигателя, не оборудованного всережимным соплом

Из графика следует, что темп нарастания тяги в зависимости от оборотов изменяется. Если вблизи оборотов малого газа при нарастании оборотов тяга изменяется слабо, то вблизи максимальных при незначительном изменении оборотов происходит резкий прирост тяги.

Другой особенностью дроссельных характеристик двигателей, не оборудованных всережимными соплами, является раскрытие реактивного сопла из I во II положение на оборотах 68% при дросселировании, при котором тяга двигателя уменьшается на 50% (с 2400 до 1200 кгс). Такая особенность протекания дроссельных характеристик усложняет выполнение посадки, если принять во внимание, что предпосадочное снижение во многих случаях осуществляется на этих оборотах для выдерживания рекомендованного

темпа изменения скорости с заданным постоянным углом наклона траектории.

У двигателя, оборудованного всережимным соплом, его открытие осуществляется на несколько увеличенных оборотах малого газа (42%) на земле при обжатой передней стойке.

Располагаемая тяга самолета. Под располагаемой тягой самолета понимают тягу, которую может развить силовая установка самолета на данной высоте, при данной скорости полета и при наибольшем допустимом режиме работы двигателей. Эта тяга меньше удвоенной тяги высотно-скоростной характеристики двигателя, так как потери во входном устройстве и реактивном сопле снижают величину располагаемой тяги.

Дополнительные потери тяги в воздухозаборнике $\Delta\bar{P}_{вх}$ и потери тяги в сопле $\Delta\bar{P}_c$ показаны на рис. 3.29 и 3.30.

Располагаемая тяга самолета в стандартных условиях в этом случае будет рассчитываться по формуле

$$P_p = 2P_{дв} (1 - \Delta\bar{P}_{вх}) (1 - \Delta\bar{P}_c).$$

Для конкретных нестандартных условий располагаемая тяга будет отличаться от стандартной располагаемой тяги P_p в зависимости от температуры наружного воздуха на высоте t_H и давления p_H .

На графике рис. 3.31 показано изменение тяги двигателя на полном и частичном форсаже при изменении температуры окружающего воздуха. Для двигателя Р15Б-300 характерно то, что при работе на I форсаже тяга двигателя зависит от температуры только при температурах более 18° С, когда автоматикой ограничиваются замеренные обороты 95%, и на II форсаже при температурах более 50° С, когда ограничиваются замеренные обороты 100%.

При учете влияния изменения атмосферного давления на тягу двигателей (при постоянной температуре наружного воздуха) необходимо иметь в виду, что тяга прямо пропорционально зависит от давления

$$P_p^{(p)} = P_p \frac{p_H^{атм}}{p_H},$$

где $P_p^{(p)}$ — располагаемая тяга самолета с учетом изменения давления от стандартного для данной высоты;

P_p — располагаемая тяга самолета для данных высоты и скорости в стандартных условиях;

p_H — стандартное давление на данной высоте;

$p_H^{атм}$ — фактическое давление на данной высоте.

Расходные характеристики двигателя. Удельным расходом C_e называется часовой расход топлива, приходящийся на 1 кгс развиваемой двигателем тяги. Удельный расход топлива определяется по формуле

$$C_e = \frac{Q_T}{P_{дв}},$$

где Q_T — часовой расход топлива, кг/ч.

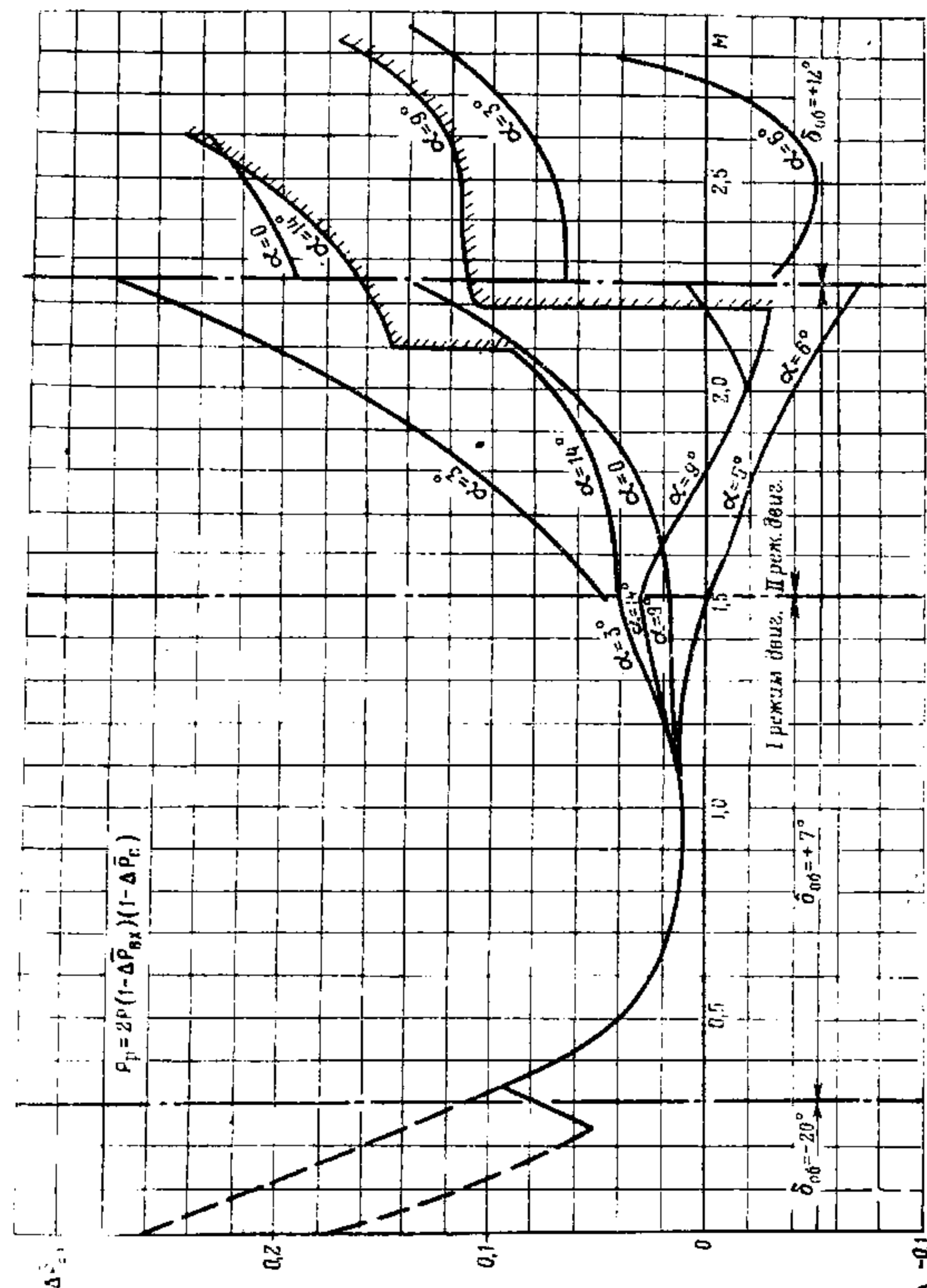


Рис. 3.29. Дополнительные потери тяги в воздухозаборнике

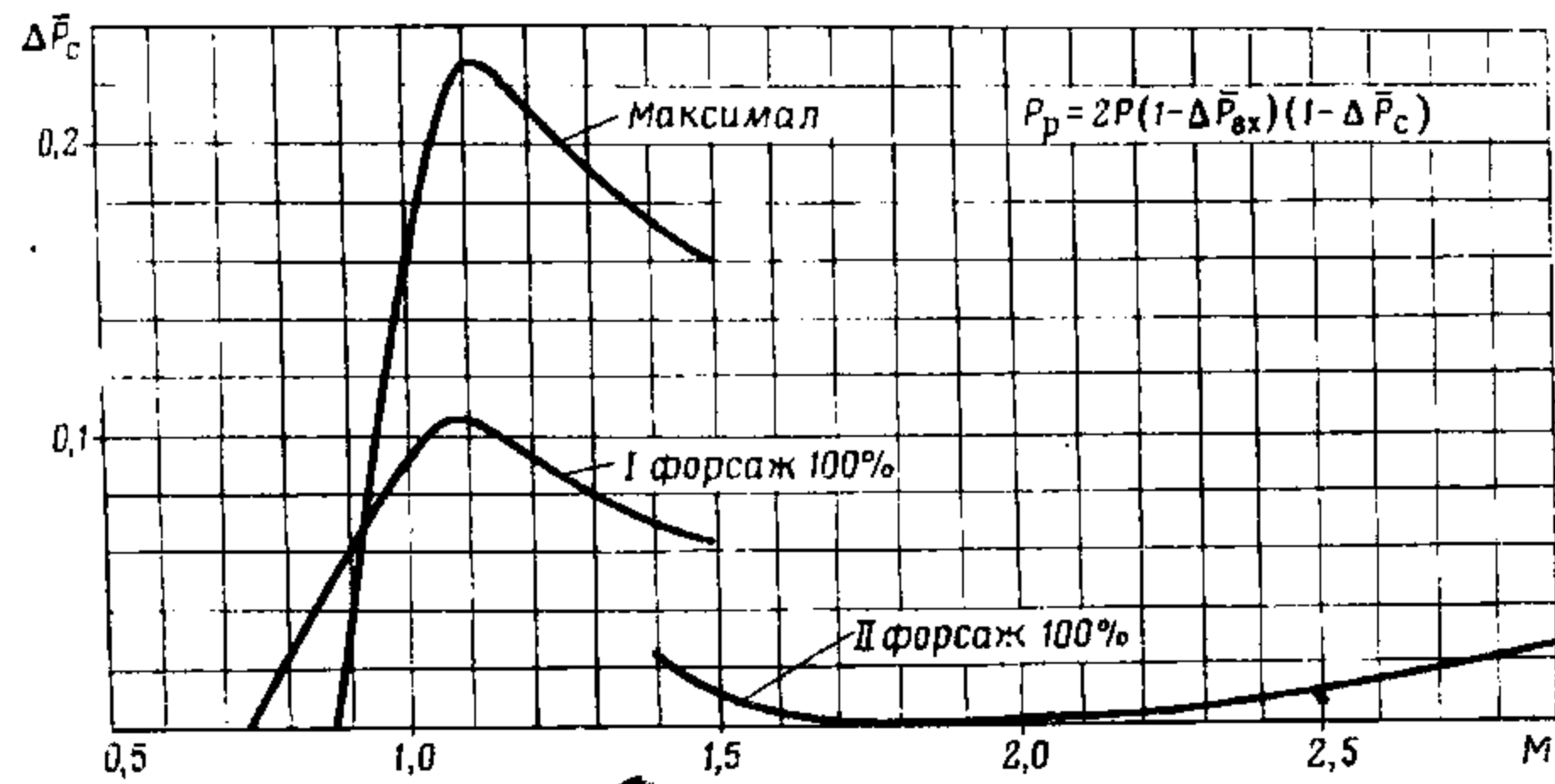


Рис. 3.30. Потери тяги двигателя P15B-300 в сопле

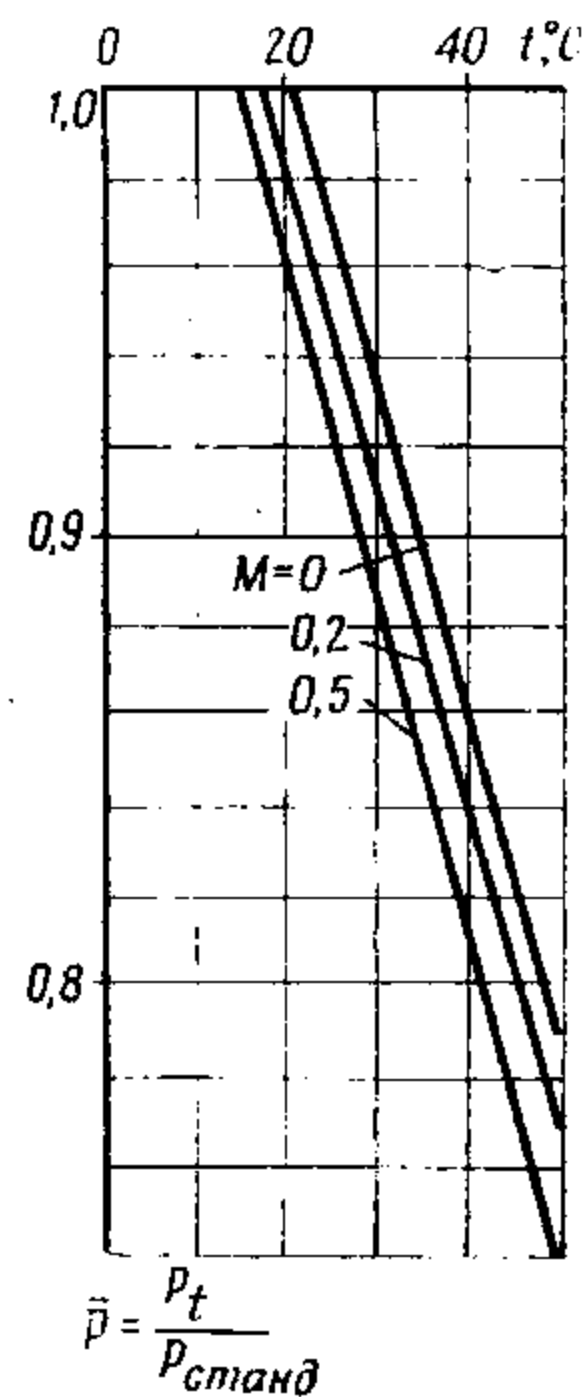


Рис. 3.31. Изменение тяги двигателя при изменении температуры окружающего воздуха. (Для полного и частичного форсажа, $H=0$.)

На графиках рис. 3.32 и 3.33 показано изменение удельного расхода топлива в зависимости от высоты и числа M полета на форса-

же и максимале. Характерным для двигателя является уменьшение удельного расхода топлива при разгоне на форсажных режимах на всех высотах. Исключение составляет лишь разгон у земли и на высоте 5000 м при малых числах M . Удельный расход топлива на больших сверхзвуковых скоростях на высоте 20 км значительно меньше, чем на трансзвуковых на высоте 11 км. Однако рост удельного расхода топлива на высоте 11 км на трансзвуковом не означает ухудшение экономичности двигателя. Километровые расходы топлива на этих режимах примерно одинаковы. При наборе высоты до 11 км удельный расход топлива уменьшается, а с высоты 11 км — увеличивается. Это связано с различным характером изменения температуры окружающего воздуха, удельной тяги двигателя* по высотам и влиянием атмосферного давления на полноту сгорания топлива в камерах сгорания.

На максимальном режиме характер изменения C_p по высоте сохраняется таким же, как на форсаже. При рассмотрении характера изменения C_p по скорости обращают на себя внимание большие значения удельных расходов топлива при полете на больших тягах двигателя* по высотам и влиянием атмосферного давления на II максимале двигателей.

На рис. 3.34 показано изменение удельного расхода топлива от числа оборотов на двух режимах, соответствующих полету на максимальную дальность: на высоте 9—10 км и числе $M=0,9$ и на высоте 20 км и числе $M=2,4$. Из графиков следует, что без форсажа на обоих программах регулирования минимальный удельный расход топлива соответствует максимальным оборотам. При дросселировании двигателей одновременно уменьшаются и тяга и часовой расход топлива. Однако тяга двигателя уменьшается быстрее, чем часовой расход топлива. Поэтому на обоих программах регулирования удельный расход при дросселировании увеличивается. Причем если на числах $M < 1,5$ при дросселировании до 80—85% он увеличивается не сильно, то на числах $M > 1,5$ даже при незначительном дросселировании удельный расход сильно увеличивается.

По-разному изменяется удельный расход топлива при включении I форсажа и II форсажа. Мы привыкли к тому, что при включении форсажа удельный расход топлива значительно увеличивается. Так это и происходит на числах $M < 1,5$. При включении II форсажа с II максимала на числах $M > 1,5$ удельный расход увеличивается незначительно. А при дросселировании II форсажа удельный расход даже несколько меньше, чем на II максимале. Поэтому в полете в целях экономии топлива целесообразно не летать на дроссельных режимах без форсажа и помнить, что при торможении до числа $M=2,2$ на II максимале экономичность двигателей пахнущая.

* Удельная тяга двигателя есть отношение тяги двигателя $P_{дв}$ к секундно-му весовому расходу воздуха $G_{в,дв}$.

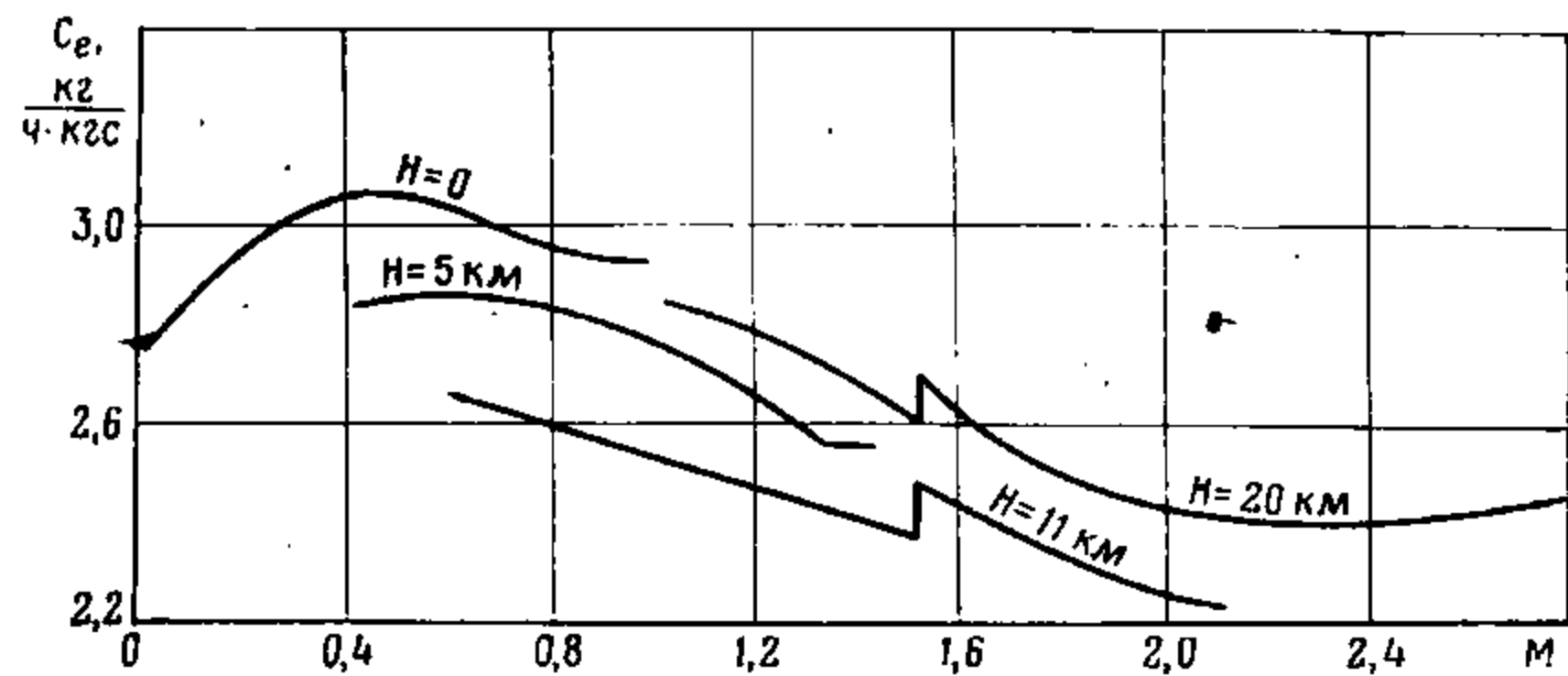


Рис. 3.32. Удельный расход топлива двигателя P15B-300 на форсаже

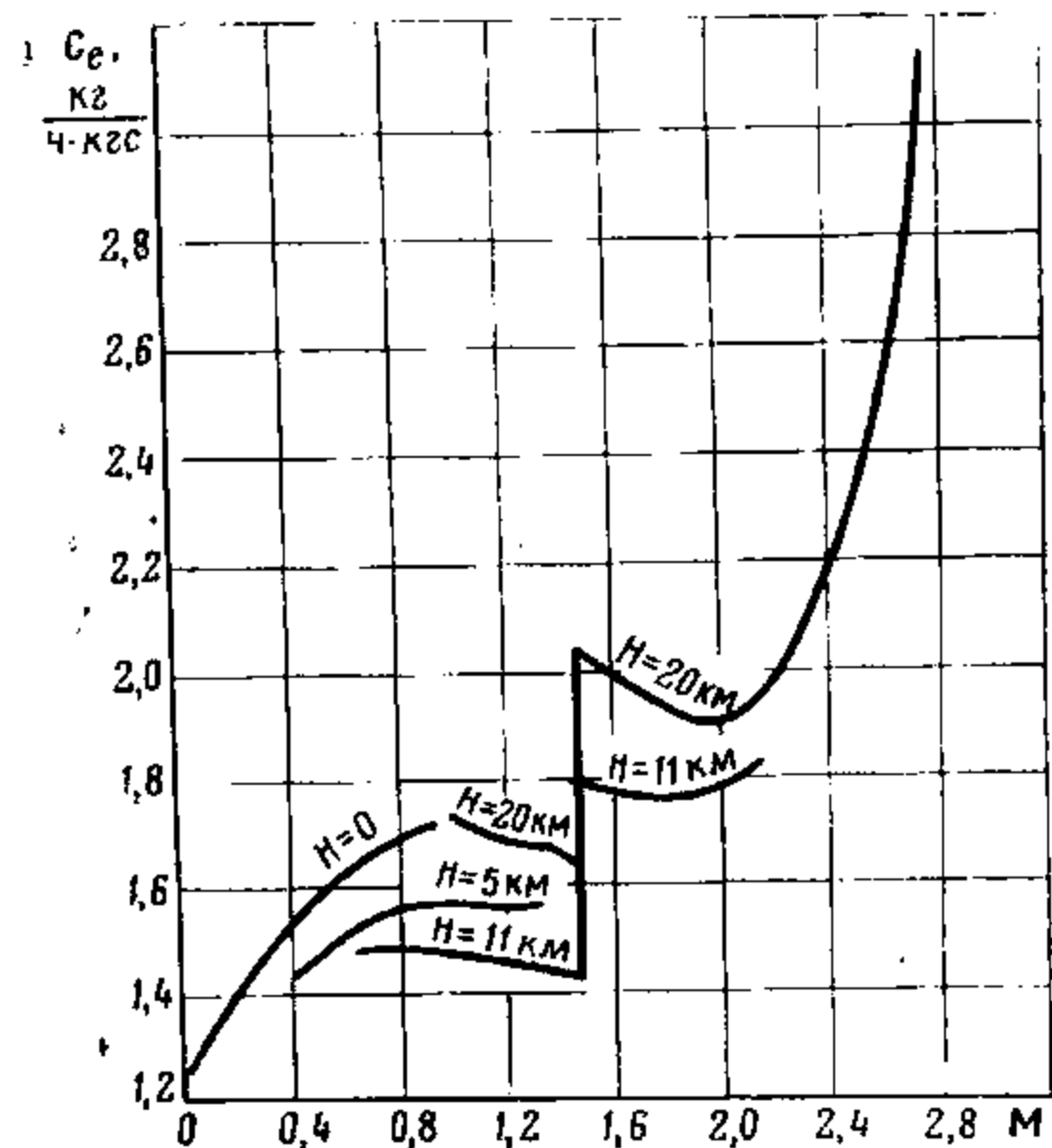


Рис. 3.33. Удельный расход топлива двигателя P15B-300 на максимале

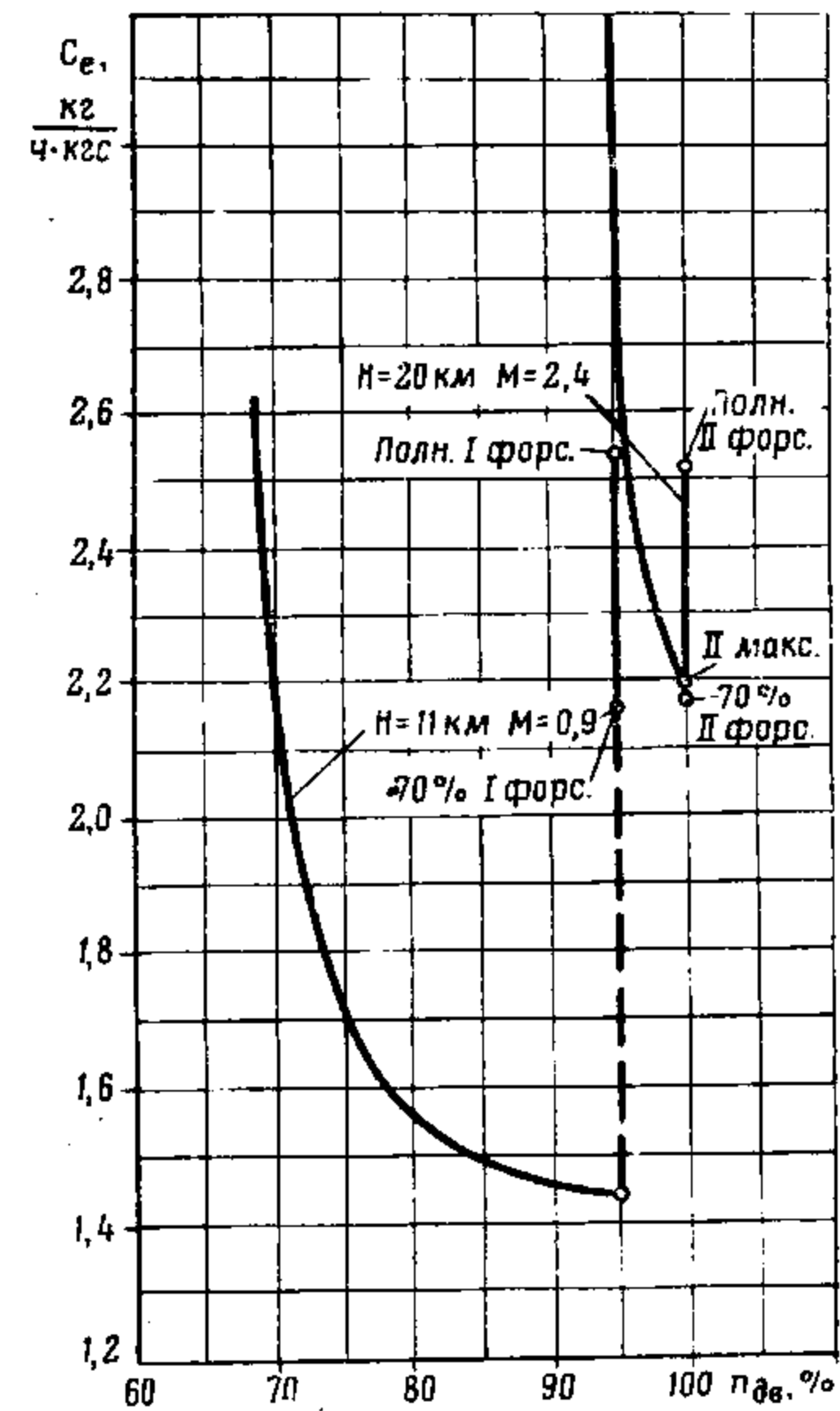


Рис. 3.34. Зависимость удельного расхода топлива от оборота двигателя

ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ, ВЫСОТ И РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

§ 4.1. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЕТА МИГ-25РБ

Самолет МиГ-25РБ располагает более широким диапазоном скоростей и высот по сравнению с существующими сверхзвуковыми самолетами. Максимальная скорость полета в стратосфере превосходит скорость звука почти в три раза, а статический потолок на 4000–5000 м больше, чем у других типов серийных самолетов. В связи с этим у самолета более широкие возможности маневрирования с изменением скоростей и высот, а также возможности взаимного превращения скорости и высоты. Вопрос рационального использования в случае необходимости большого запаса кинетической энергии у самолета МиГ-25РБ особенно важен. Это объясняется тем, что его боевое применение предполагается на сверхзвуковых крейсерских режимах в стратосфере, где в интересах преодоления ПВО противника может возникнуть необходимость маневрирования скоростью, высотой и направлением полета. Поэтому при взаимном превращении скорости в высоту или наоборот летчику важно знать, насколько эффективно это происходит. У дозвукового самолета эффективнее высота превращалась в скорость. Поэтому перед боем для занятия тактически более выгодной позиции важно было занять большую высоту, чем у противника. У сверхзвукового самолета — наоборот, на сверхзвуковых скоростях эффективнее преобразуется скорость в высоту. Это зависит от того, какой составляющей от полной энергии самолет располагает больше: потенциальной или кинетической. Полная энергия самолета определяется по формуле

$$E_{\text{полн}} = GH + \frac{GV^2}{2g},$$

где G — полетный вес самолета;

H — высота полета;

V — истинная скорость полета;

GH — потенциальная энергия самолета;

$\frac{GV^2}{2g}$ — кинетическая энергия самолета.

Так как в полете вес самолета непрерывно меняется, то энергетические возможности самолета более полно характеризуются энергетической высотой $H_э$, то есть величиной полной энергии одного килограмма веса самолета

$$H_э = H + \frac{V^2}{2g}.$$

Без учета эксплуатационных ограничений скорости полет самолета на форсаже при 100% оборотов двигателей возможен только на скоростях и высотах, при которых потребная энергия самолета

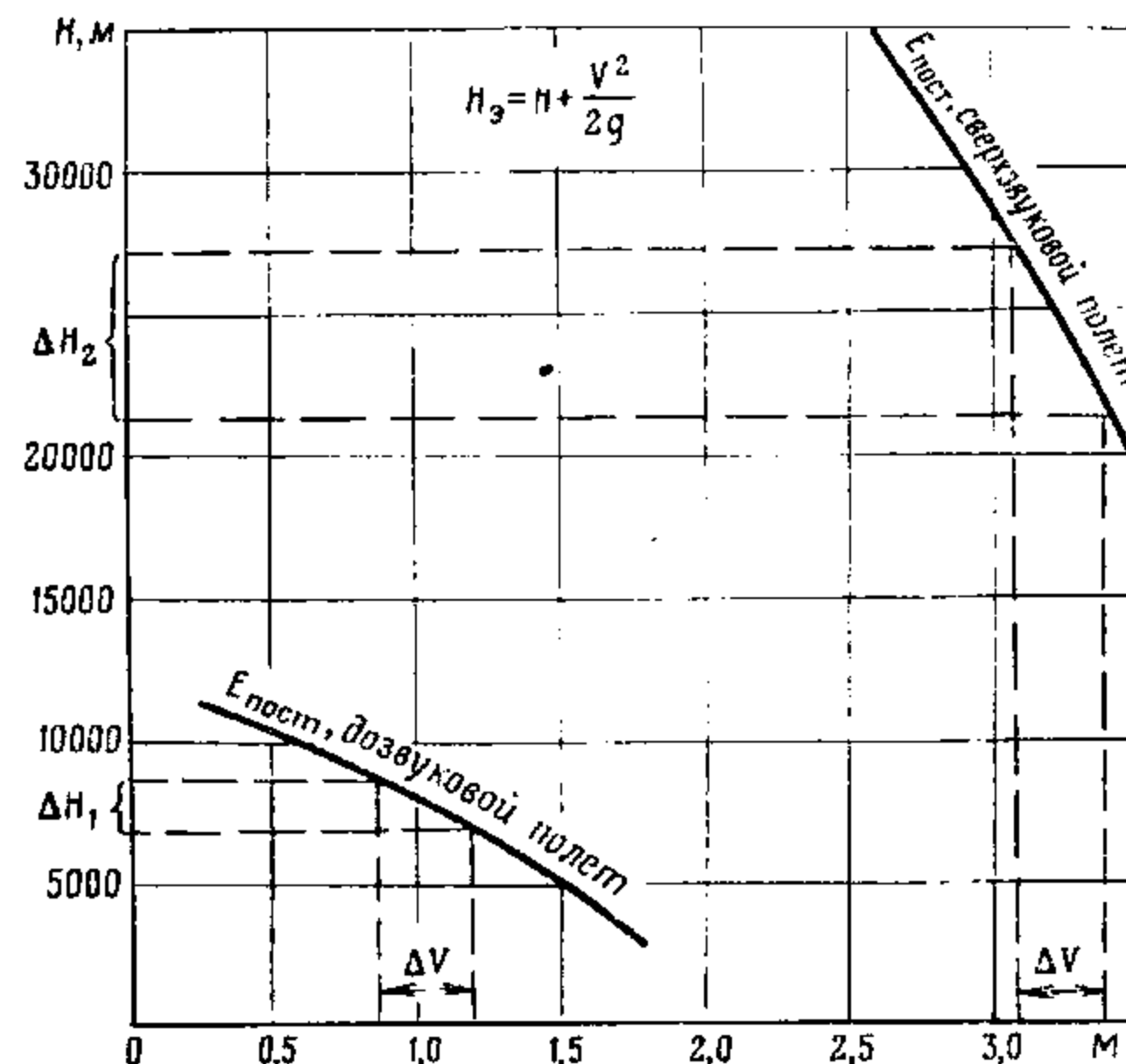


Рис. 4.1. Взаимное преобразование скорости и высоты полета самолета при постоянной полной энергии самолета

меньше или равна максимальной располагаемой полной энергии. На графике рис. 4.1, показывающем зависимость постоянной полной энергии самолета от скорости и высоты дозвукового и сверхзвукового (МиГ-25РБ) самолетов, видны особенности взаимного преобразования скорости и высоты полета.

У самолета МиГ-25РБ на сверхзвуковой скорости уменьшение высоты на 2000 м не даст заметного увеличения скорости, а выполнение горки с уменьшением числа M на величину 0,1 позволяет набрать до 2000 м высоты.

Энергетическая особенность самолета имеет тактическое значение. Для успешного выполнения боевой задачи в условиях сильной ПВО противника при подходе к цели можно разогнать самолет до максимального числа M и, набрав дополнительно высоту за счет

уменьшения числа M , выполнить боевую задачу, находясь над целью практически вне зоны досягаемости ПВО противника.

Диапазон скоростей и высот полета сверхзвукового самолета определяется режимом работы двигателей и характером внешних подвесок. Без использования форсажа самолет практически дозвуковой, а при использовании форсажа возможно достижение больших сверхзвуковых скоростей. Рассмотрим его более подробно.

§ 4.2. ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА САМОЛЕТА МИГ-25РБ

Диапазоном скоростей горизонтального полета принято называть область скоростей, в которой самолет способен выполнять прямолинейный установившийся горизонтальный полет. Условием

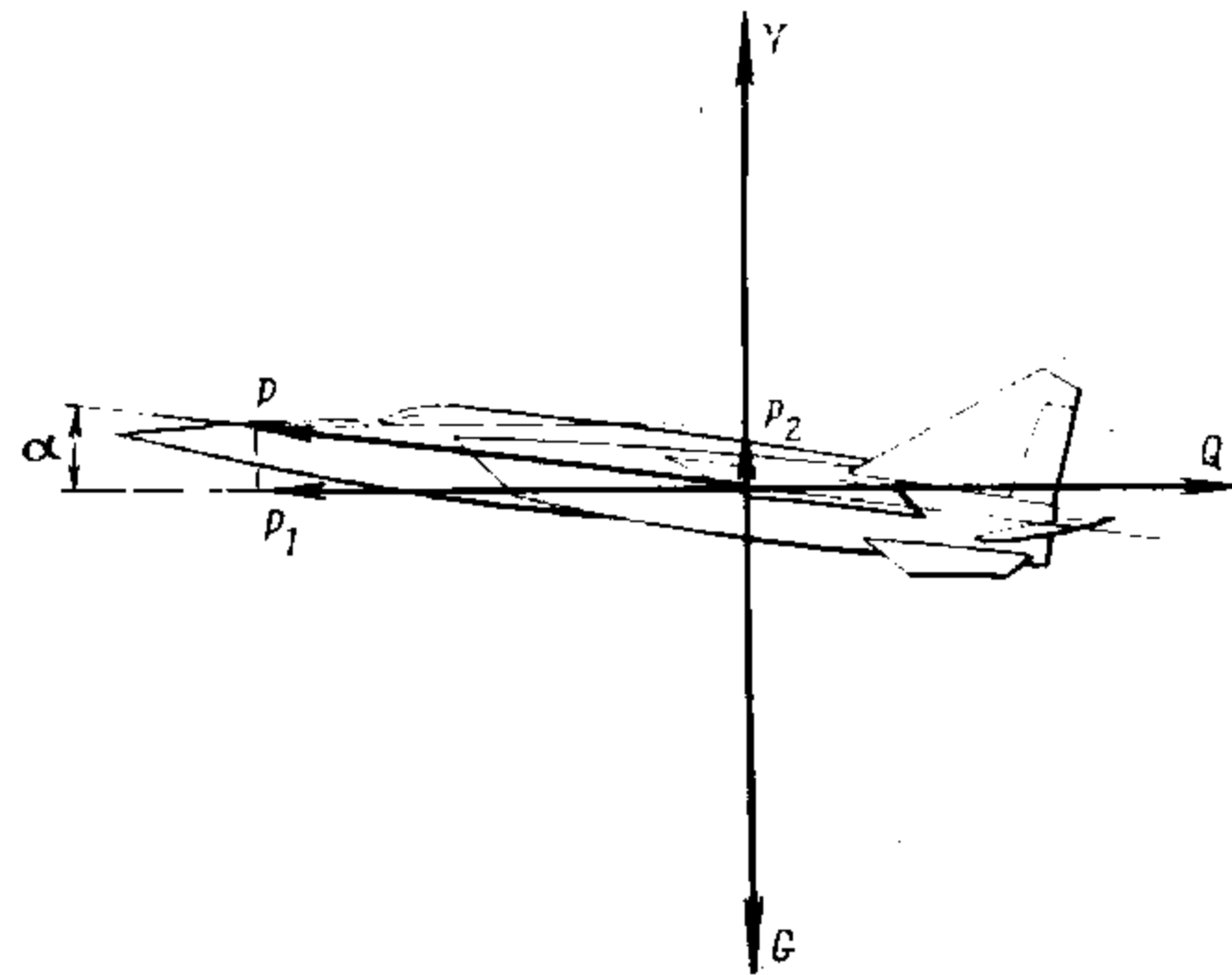


Рис. 4.2. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном установившемся полете

выполнения прямолинейного установившегося горизонтального полета является равновесие всех сил, действующих на самолет. О равновесии сил летчик судит по постоянству параметров полета, измеряемых приборами: по вариометру летчик судит о равенстве нулю вертикальной скорости и, следовательно, о равенстве весу самолета суммы вертикальной составляющей тяги P_2 и подъемной силы Y , то есть $Y + P_2 = G$ (рис. 4.2); по указателю скорости при неизменной ее величине — о равенстве горизонтальной составляющей силы тяги двигателей P_1 лобовому сопротивлению самолета Q в прямолинейном горизонтальном полете, то есть $P_1 = Q$.

На тех скоростях и высотах, где тяга достаточна для уравновешивания лобового сопротивления, горизонтальный установившийся полет возможен. Из анализа кривых Жуковского выявляется диапазон возможных установившихся режимов горизонтального полета самолета МиГ-25РБ там, где располагаемая тяга силовой установки равна или превосходит лобовое сопротивление (рис. 4.3). При этом необходимо иметь в виду, что для случая, когда располагаемая тяга значительно превосходит лобовое сопротивление, установившийся полет в горизонтальной плоскости возможен только при условии возможности уравновешивания сил лобового сопротивления и тяги. Если же уравновесить эти силы невозможно, то самолет

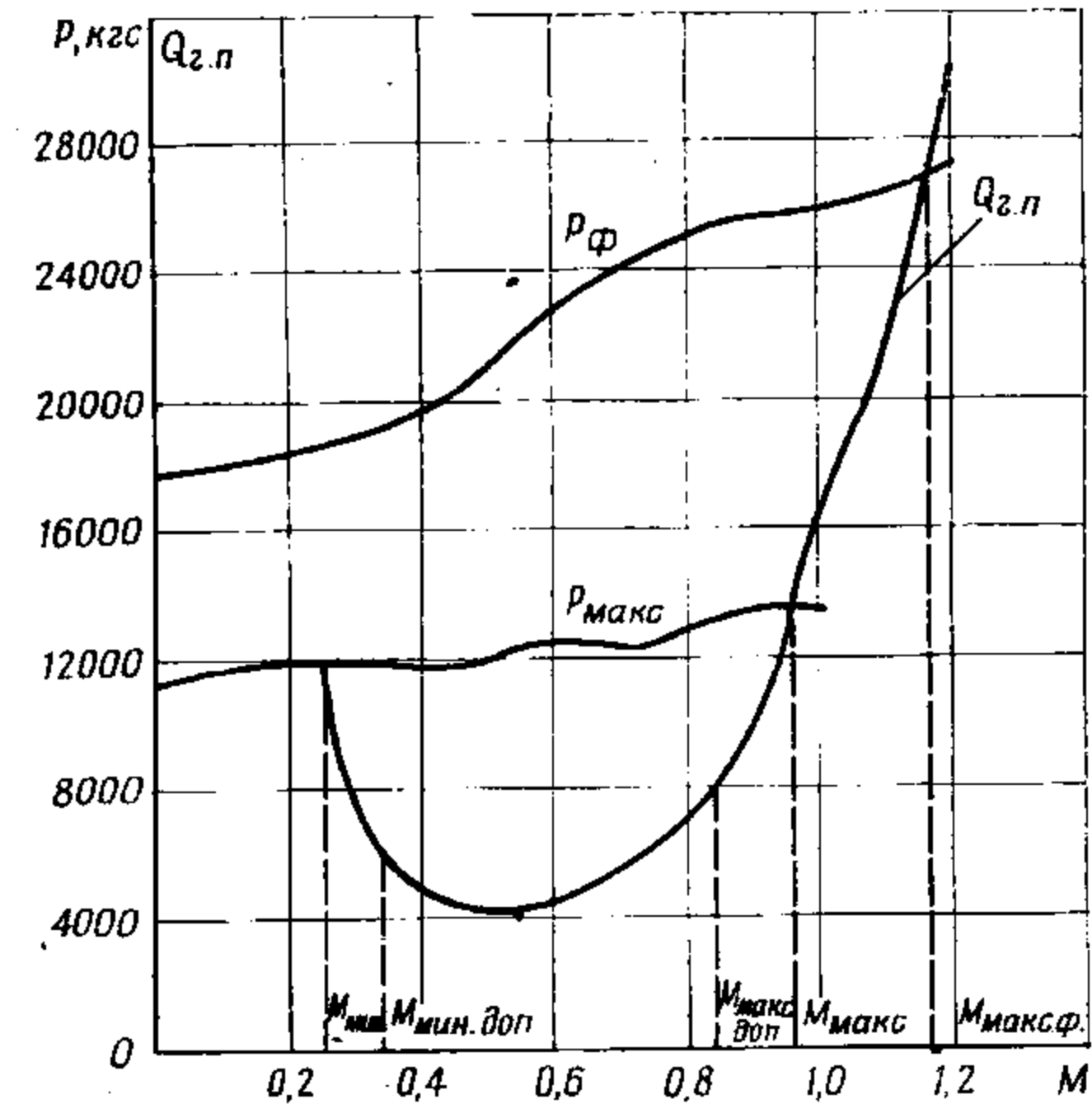


Рис. 4.3. Кривые Жуковского для тяги у земли ($G = 30\,000$ кгс)

будет лететь с разгоном. Эта характерная особенность в отличие от других сверхзвуковых самолетов присуща самолету МиГ-25РБ. На высотах более 10 км на максимале располагаемой тяги для установившегося горизонтального полета явно недостаточно, а на форсаже самолет летит с разгоном. При этом с увеличением скорости полета располагаемая тяга двигателей увеличивается значительно. В зависимости от условий полета и конфигурации самолета величины лобового сопротивления и располагаемой тяги существенно меняются и определяют диапазон высот и скоростей полета самолета МиГ-25РБ (рис. 4.4).

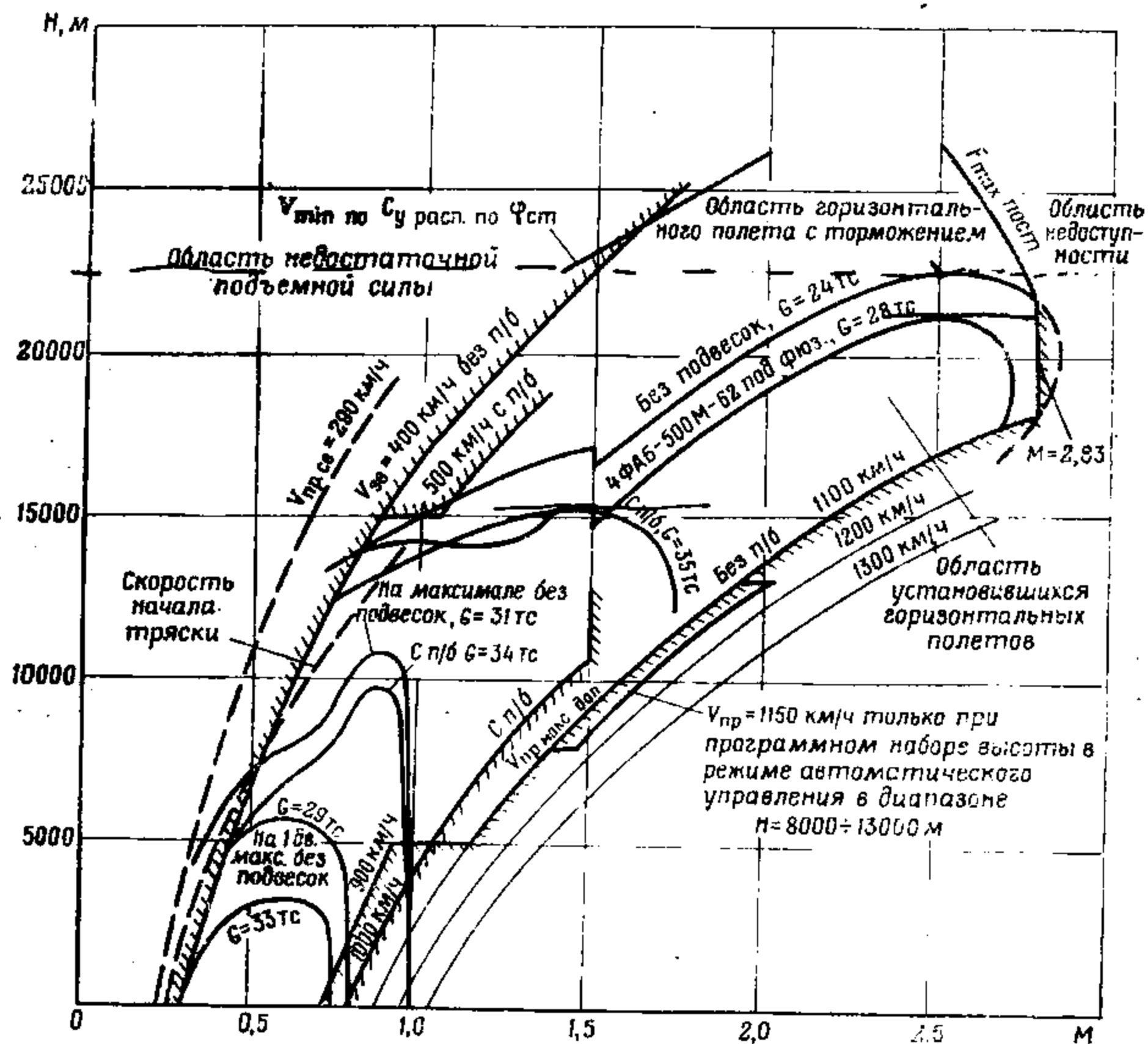


Рис. 4.4. Диапазон скоростей и высот полета самолета МиГ-25РБ

4.2.1. Максимально допустимые скорости и числа M полета

Максимально допустимые приборные скорости и числа M полета определяются конфигурацией самолета и характером внешних подвесок (рис. 4.5). В полетной конфигурации самолета без подвесок они соответствуют:

- на высотах 0 — 5000 м $V_{пр} = 1000$ км/ч;
- на высотах более 5000 м $V_{пр} = 1100$ км/ч;
- на высотах более 18000 м максимальное число $M = 2,83$.

Однако необходимо учитывать характер внешних подвесок вооружения, пилотажные и конструктивные особенности той или иной модификации, временные ограничения скорости в соответствии с инструкцией летчику. При автоматическом пилотировании с использованием САУ допускается на высотах 8000 ÷ 13000 м полет с $V_{пр} = 1150$ км/ч. Это связано с особенностью заложенной в САУ-155 прямой программы набора высоты по числу M полета

(рис. 4.14). При наличии на внешних подвесках под фюзеляжем четырех авиабомб ФАБ-500М-62 разрешается полет на числе M не более 2,35. Время полета в диапазоне чисел $M = 2,3 ÷ 2,35$ ограничено 15 минутами. При наличии на внешних подвесках восьми авиабомб ФОТАБ-100-140 разрешается полет на числе M не более 2,25. Время полета самолета с восьмью авиабомбами ФОТАБ-100-140 в диапазоне чисел $M = 2,1 ÷ 2,25$ ограничено 12 минутами. В обоих случаях ограничение чисел M и времени полета обусловлено термостойкостью взрывателей. Без подвесок время полета на числах $M > 2,4$ из условия нагрева систем должно быть не

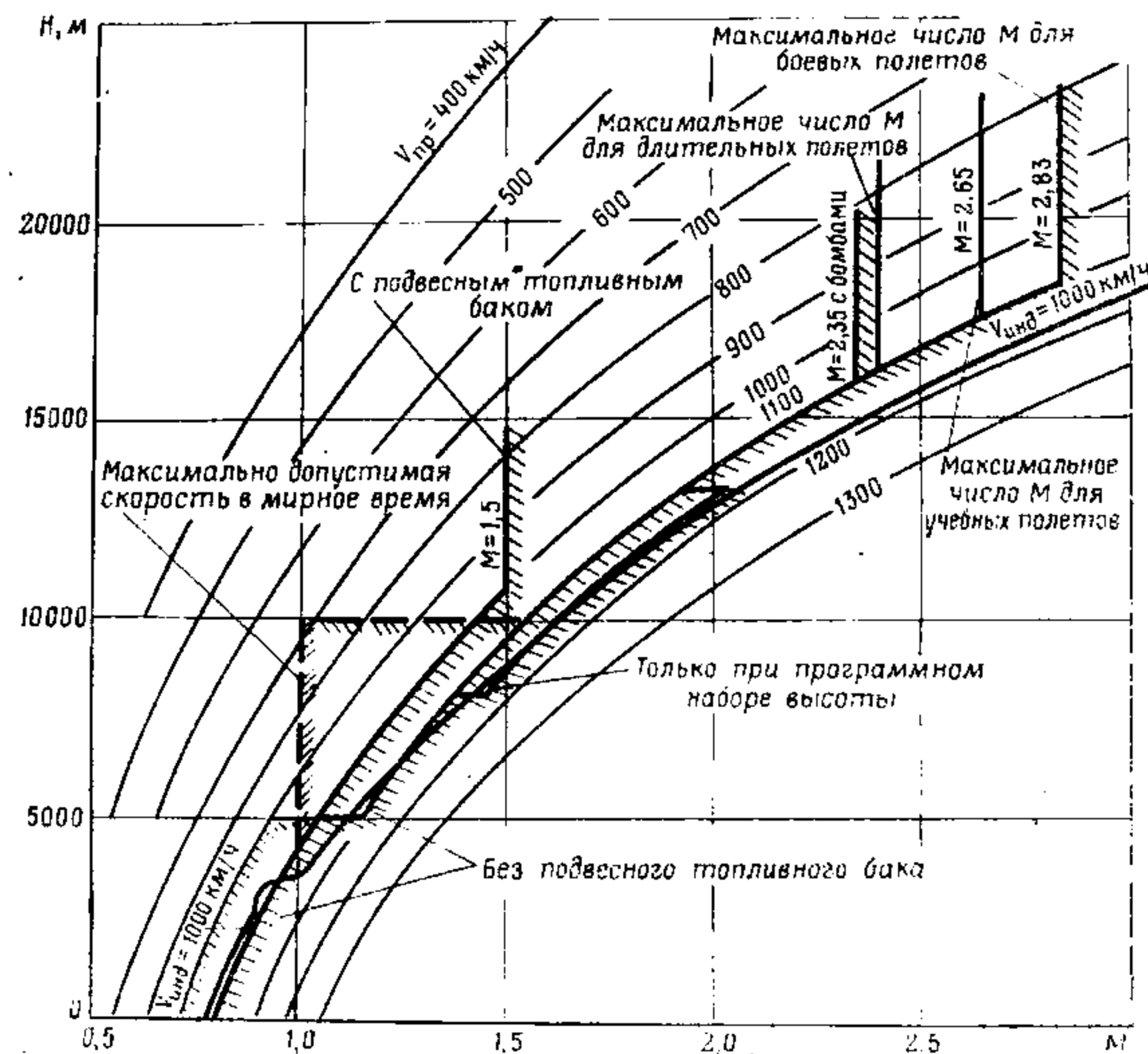


Рис. 4.5. Максимально допустимые скорости полета

более 15 мин, из него в диапазоне чисел $M = 2,65 ÷ 2,83$ не более 5 мин в условиях боевой обстановки. В учебных полетах превышать число $M = 2,65$ не разрешается.

С наличием подвесного топливного бака эксплуатационные ограничения максимальных приборных скоростей и чисел M полета другие. На всех высотах недопустимо превышение $V_{пр} = 1000$ км/ч и числа $M = 1,5$, что связано с прочностью подвесного бака и уз-

лов его подвески. Сброс бака разрешается в прямолинейном полете без скольжения в диапазоне скоростей, допустимых при полете с ним.

По прочности самолет без подвесного бака рассчитан на скоростной напор 7000 кгс/м^2 (индикаторная скорость 1200 км/ч). Однако по жесткости конструкции максимальная скорость меньше, чем по прочности. Это связано с ограниченной жесткостью тонкого стреловидного крыла и хвостового оперения самолета МиГ-25РБ. Максимально допустимая приборная скорость $1000\text{--}1100 \text{ км/ч}$ в зависимости от высоты соответствует скоростному напору 5000 кгс/м^2 (индикаторная скорость 1000 км/ч , см. приложение 2). Превышение указанных скоростей на малых и средних высотах может привести к возникновению флаттера крыла и оперения и значительному ухудшению управляемости самолета по крену. Поэтому выдерживание скоростей, не выходящих за установленные ограничения приборной скорости $1000\text{--}1100 \text{ км/ч}$ ($q = 5000 \text{ кгс/м}^2$) во всех случаях исключает неблагоприятное развитие указанных явлений и гарантирует безопасность.

На высотах $13\,000\text{--}18\,000 \text{ м}$ превышение максимально допустимой приборной скорости может привести к чрезмерному избыточному давлению в канале воздухозаборников и к связанным с этим деформациям конструкции.

Ступенчатое ограничение приборной скорости обусловлено удобством запоминания, так как выдерживание постоянной индикаторной скорости 1000 км/ч требует непрерывного по высоте изменения приборной скорости (рис. 4.5).

Температура конструкции в полете возрастает пропорционально числу M^2

$$T_H^* = T_H (1 + 0,2M^2).$$

Наиболее быстро прогреться острые передние кромки конструкции. При длительном полете на больших числах M температура этих частей самолета может достигать $250\text{--}290^\circ \text{C}$ и более (рис. 4.6). Возникают высокие температурные напряжения конструкции самолета. Топливо в баках может нагреваться до $150\text{--}180^\circ \text{C}$. Поэтому и ограничено время полета на числах $M > 2,4$. Для контроля за нагревом конструкции летчиком установлено табло «Темпер. тормож.». Во всех случаях при загорании табло «Темпер. тормож.» и лампы-кнопки «Сорц», что свидетельствует о достижении температуры торможения $t_H^* = 290^\circ \text{C}$, необходимо уменьшить скорость полета.

В мирное время полет со сверхзвуковыми скоростями разрешается на высотах не ниже 10 км из-за сильного физиологического воздействия ударных волн от самолета. На околозвуковых скоростях полета, меньших звуковой ($M < 1,0$), на самолете возникают местные скачки, которые распространяются на небольшие расстояния и существенного воздействия на наземные объекты не оказывают. Сильное воздействие на наземные объекты оказывают голов-

ная и хвостовая ударные волны от самолета на скоростях, больших скорости звука ($M \gg 1,0$). Коридор слышимости может достигать $40\text{--}80 \text{ км}$. Воздействие ударных волн на наземные объекты проявляется в результате резкого изменения давления воздуха при проходе скачков уплотнения.

Головная и хвостовая ударные волны от частей самолета по мере удаления от самолета расходятся. Этим можно объяснить прослушивание двойного хлопка от пролетаемого на сверхзвуковых

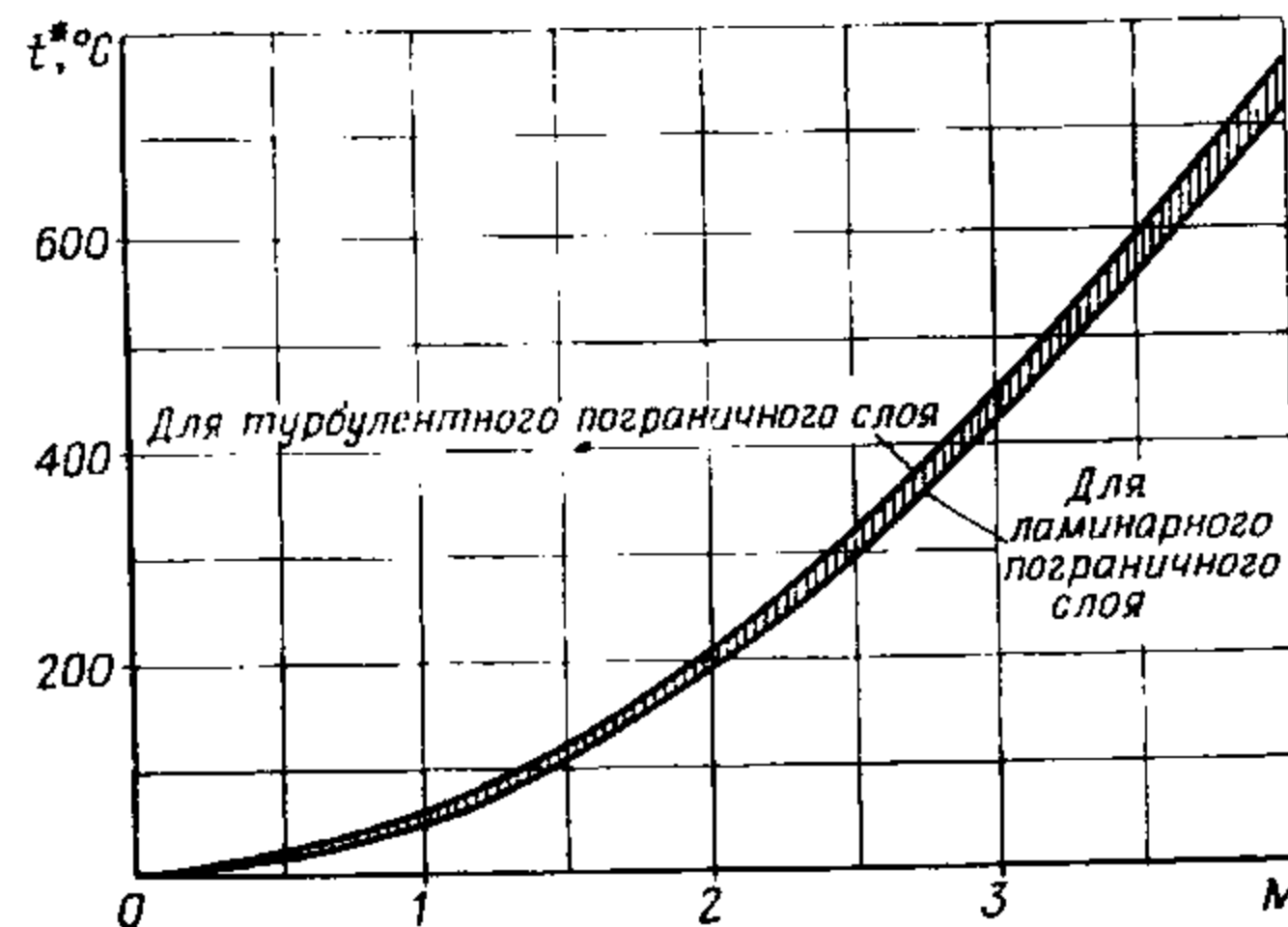


Рис. 4.6. Температура заторможенного потока

скоростях самолета. Сила воздействия ударных волн зависит от величины сверхзвуковой скорости и высоты полета. С увеличением высоты полета самолета сила воздействия ударных волн на наземные объекты ослабляется. С увеличением сверхзвуковой скорости увеличивается наклон скачков.

При выполнении учебных полетов в мирное время надо иметь в виду, что самолет в полете с $V_{пр} = 1000 \text{ км/ч}$ достигает скорости звука на высоте 4000 м .

Максимальная скорость полета самолета с выпущенными шасси и закрылками ограничена приборной скоростью 700 км/ч . Однако для самолета с наличием щитка-отражателя на передней стойке она не должна превышать 600 км/ч . Превышать эти скорости запрещается из-за возможного разрушения элементов шасси и закрылков.

Скорость полета самолета со сброшенным фонарем также ограничена из условия обеспечения удовлетворительной работоспособности летчика. В ГШ-6 с ВКК-6 она установлена 1150 км/ч по прибору, а в ЗШ с маской — 900 км/ч .

4.2.2. Минимально допустимая скорость полета

При торможении самолета на малых, средних и больших высотах и достижении достаточно больших углов атаки (рис. 2.6) наступает момент, когда из-за ухудшения устойчивости и управляемости самолета управляемый полет становится невозможным. Возникает сваливание самолета на крыло с последующим развитием штопора. Скорость сваливания самолета МиГ-25РБ в полетной конфигурации без подвесок, в прямолинейном полете без крена и скольжения составляет:

- с выключенной САУ — 270—290 км/ч по прибору;
- с включенной САУ — 240—245 км/ч по прибору.

Предупреждающим признаком близости сваливания является возникновение аэродинамической тряски. В прямолинейном полете аэродинамическая тряска начинается примерно за 50—150 км/ч (у МиГ-25РУ — за 50 км/ч) до скорости сваливания и соответствует табл. 4.1.

Таблица 4.1

Высота, м		0	5000	10 000	15 000
Вес, тс		25,38	25,33	25,35	25,30
МиГ-25РБ	Число $M_{нач.тр}$	0,22/0,29	0,35/0,42	0,65/0,8	0,984/—
	$V_{пр.нач.тр}$, км/ч	290/360	320/390	420/530	470/—
МиГ-25РУ	Число $M_{нач.тр}$	0,24/0,31	0,35/0,415	0,53/0,62	0,8/0,87
	$V_{пр.нач.тр}$, км/ч	295/365	300/370	320/470	350/420

При выполнении криволинейных маневров с перегрузкой n_y скорость сваливания так же, как и скорость пачала аэродинамической тряски увеличивается в $\sqrt{n_y}$ раз. В интересах безопасности пилотирования установлена минимально допустимая (эволютивная) скорость полета. При выполнении разворотов с ограниченными кренами с эволютивной скоростью обеспечивается безопасное пилотирование. Эволютивная скорость для самолета в полетной конфигурации как с подвесным баком, так и без него на высотах менее 15 км составляет 400 км/ч по прибору. На высотах более 15 км эта скорость без подвесного бака равна 400 км/ч, а с подвесным баком — 500 км/ч (для МиГ-25РУ эволютивная скорость на высотах до 16 500 м установлена $V_{пр} = 400$ км/ч, а на высотах более 16 500 м — 600 км/ч). Ограничение скорости полета величиной заданной постоянной $V_{пр}$ обеспечивает допустимые углы атаки самолету независимо от высоты.

Следует заметить, что выполнять простейшие эволюции с постоянной эволютивной скоростью в горизонтальном полете, возможно не на всех высотах. Так, на полном форсаже на высотах менее 14 000—12 000 м это удается, в то время как на высотах более указанных выполнять эти маневры с постоянной эволютивной скоростью можно только со снижением, так как тяги двигателей не хватает для выдерживания постоянства скорости. На максимальном режиме работы двигателей выполнить горизонтальный разворот с ограниченным креном с постоянной $V_{эв}$ можно только на высотах менее 8000—5000 м в зависимости от полетного веса, а при полете на одном двигателе, работающем на максимальном режиме, — в зависимости от веса на высотах менее 5000—1000 м.

Эффективность поперечного управления на малых скоростях сохраняется удовлетворительной до скорости сваливания.

Минимально допустимая скорость определяется также из условия обеспечения устойчивой работы двигателей при даче присмирности, обеспечения надежного розжига форсажных камер и устойчивой работы двигателей при включении форсажа.

4.2.3. Эксплуатационный диапазон скоростей полета

Эксплуатационный диапазон скоростей полета от максимальных до минимально допустимых меняется в зависимости от высоты полета, веса самолета, характера подвесок и режима работы двигателей. Наибольший эксплуатационный диапазон скоростей полета соответствует полету без внешних подвесок с использованием форсажа. С увеличением высоты полета он значительно расширяется. На высотах более 15 000 м эксплуатационный диапазон скоростей является полностью сверхзвуковым. Причем начиная с высот 15 км, примерно половина диапазона находится в области динамических высот. Так, например, начиная торможение на высоте 18 км с $V_{пр} = 1100$ км/ч, самолет на $V_{пр} < 700$ км/ч (с подвеской бомб менее 800 км/ч) уже попадает в область динамических высот, где горизонтальный полет с постоянной скоростью невозможен. Полет с дозвуковой и трансзвуковой скоростью возможен только на высотах до 13 000—15 000 м. Наибольший эксплуатационный диапазон истинных скоростей, соответствующий установившемуся режиму горизонтального полета, находится на высотах 13—15 км и составляет около 2000 км/ч. Здесь возможности маневрирования с изменением скорости более широки.

При подвеске под фюзеляжем четырех ФАБ-500М-62 эксплуатационный диапазон истинных скоростей установившегося горизонтального полета несколько уменьшается и составляет на высоте 13 000 м $\Delta V = 1300$ км/ч (рис. 4.4).

Эксплуатационный диапазон скоростей самолета с подвесным баком на полном форсаже практически весь находится в зоне скоростей установившихся горизонтальных режимов. На высотах более 10 000—11 000 м он заключен между числом $M = 1,5$ и $V_{пр}$.

= 400 км/ч, а на высотах менее 10 000 м — между $V_{пр} = 1000$ км/ч и $V_{пр} = 400$ км/ч.

Наиболее существенно эксплуатационный диапазон скоростей уменьшается при выключении форсажа. Наибольшая его величина соответствует у земли $\Delta V = 800$ км/ч, а по мере набора высоты до 5000 м диапазон уменьшается незначительно. Более существенное уменьшение эксплуатационного диапазона скоростей полета наблюдается на высотах более 5000 м.

Еще более уменьшается эксплуатационный диапазон скоростей горизонтального установившегося полета при выключении одного двигателя и работе второго на максимальном режиме из-за существенного уменьшения максимальной скорости (рис. 4.4). Так, при весе самолета 22 000 кгс без подвесок она соответствует у земли числу $M = 0,8$, а при весе 33 000 кгс — 0,75. При этом эксплуатационный диапазон скоростей на высотах, меньших 5000—3000 м в зависимости от веса самолета, изменяется незначительно.

4.2.4. Первый и второй режимы горизонтального полета

В зависимости от скорости установившиеся горизонтальный полет, набор высоты и снижение могут происходить на первом или втором режимах. В основу деления режимов на первый и второй положено различное равновесие сил P и Q в зависимости от скорости установившегося полета. Если равновесие сил устойчивое, то считают, что установившийся полет происходит на первом режиме, а если неустойчивое — на втором. Поскольку равновесие сил возможно только в установившемся полете, то и разделить на первые и вторые режимы можно только диапазон скоростей установившегося полета.

Рассмотрим первый и второй режимы установившегося горизонтального полета. На некоторой высоте полета с фиксированным положением РУД в зависимости от скорости тяга двигателей и лобовое сопротивление самолета изменяются так, что равенство сил $P = Q$ соответствует двум значениям скорости (рис. 4.7). На скорости V_I равновесие сил P и Q устойчивое, так как при отклонении скорости от заданной происходит такое изменение этих сил, что самолет без изменения положения РУД восстанавливает исходную скорость. При скорости V_{II} этого не наблюдается: для восстановления исходного значения скорости в процессе горизонтального полета потребуется регулирование тяги двигателей.

При полете на скоростях второго режима по сравнению с полетом на скоростях первого режима характерны следующие особенности.

Неудобство пилотирования. При случайном отклонении скорости от заданной как в сторону уменьшения, так и в сторону увеличения происходит дальнейшее прогрессирующее ее изменение в ту же сторону. Для восстановления ее летчику необходимо обязательно вмешиваться управлением самолета или двигателями.

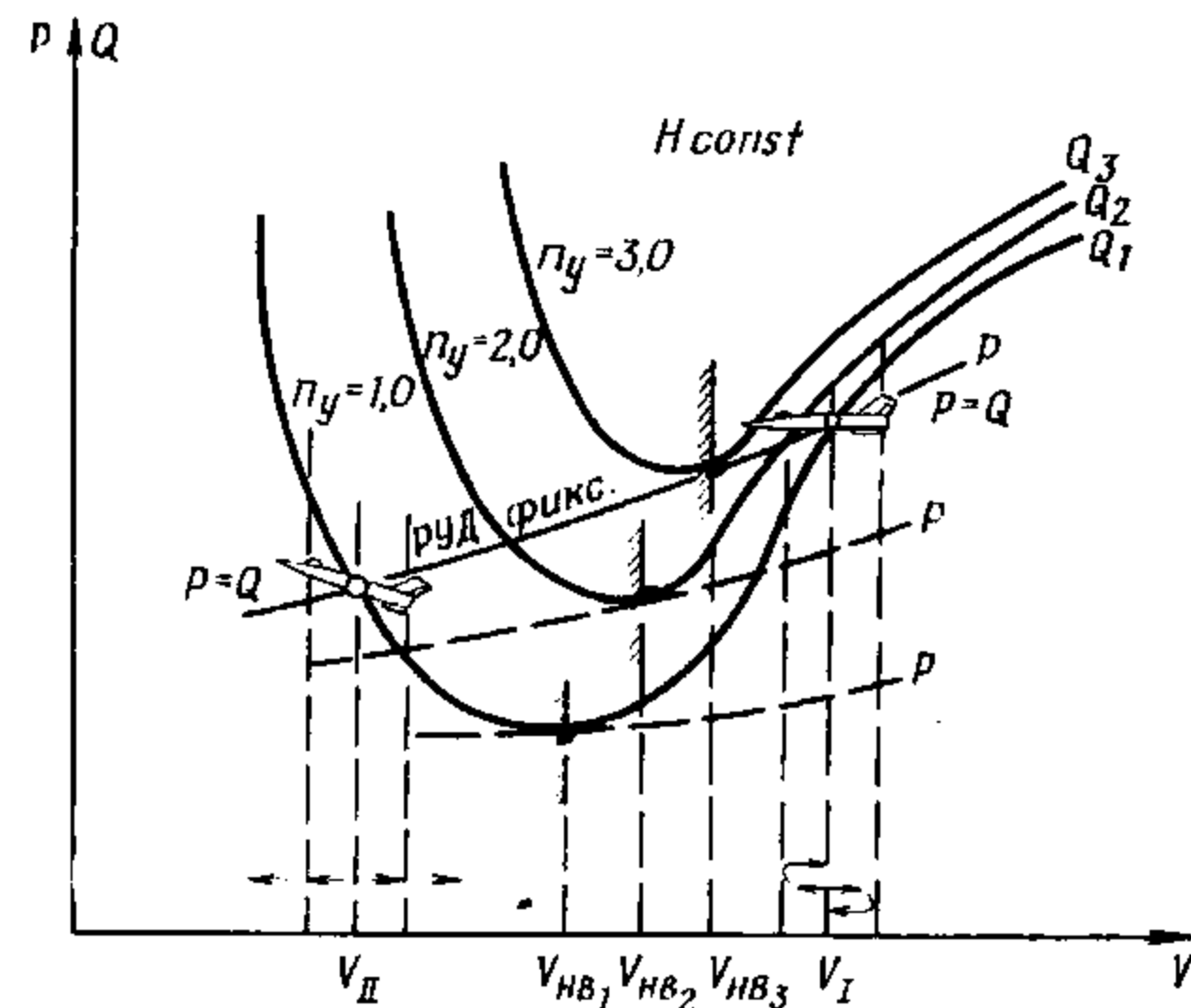


Рис. 4.7. Скорости первого и второго режимов горизонтального полета

Неэкономичность. Полет при постоянной скорости второго режима происходит при повышенном километровом расходе. Кроме того, значительный километровый расход на неизменном режиме работы двигателей еще более повышается на переходных режимах при перемещениях РУД летчиком.

Полет происходит на больших углах атаки. Углы атаки тем больше, чем меньше скорость полета и больше высота. Уменьшение скорости сопровождается быстрым ростом лобового сопротивления и прогрессирующим падением скорости.

Из характера изменения в горизонтальном установившемся полете тяги двигателей при фиксированном положении РУД и лобового сопротивления можно установить, что границей между первым и вторым режимами является наимыгоднейшая скорость (рис. 4.7). При скоростях полета, меньших наимыгоднейшей, горизонтальный установившийся полет происходит на втором режиме. В зависимости от полетного веса самолета МиГ-25РБ граница I и II дозвуковых режимов на высотах до 14 000 м соответствует критическим скоростям 520—580 км/ч (рис. 4.8).

В процессе установившегося криволинейного маневра в горизонтальной плоскости диапазон скоростей второго режима дополнительно расширяется и тем больше, чем больше перегрузка n_y , так как наимыгоднейшая скорость горизонтального разворота $V_{нв. разв}$ больше наимыгоднейшей скорости прямолинейного горизонтального полета $V_{нв}$.

$$V_{нв. разв} = V_{нв} \sqrt{n_y},$$

где n_y — перегрузка на развороте.

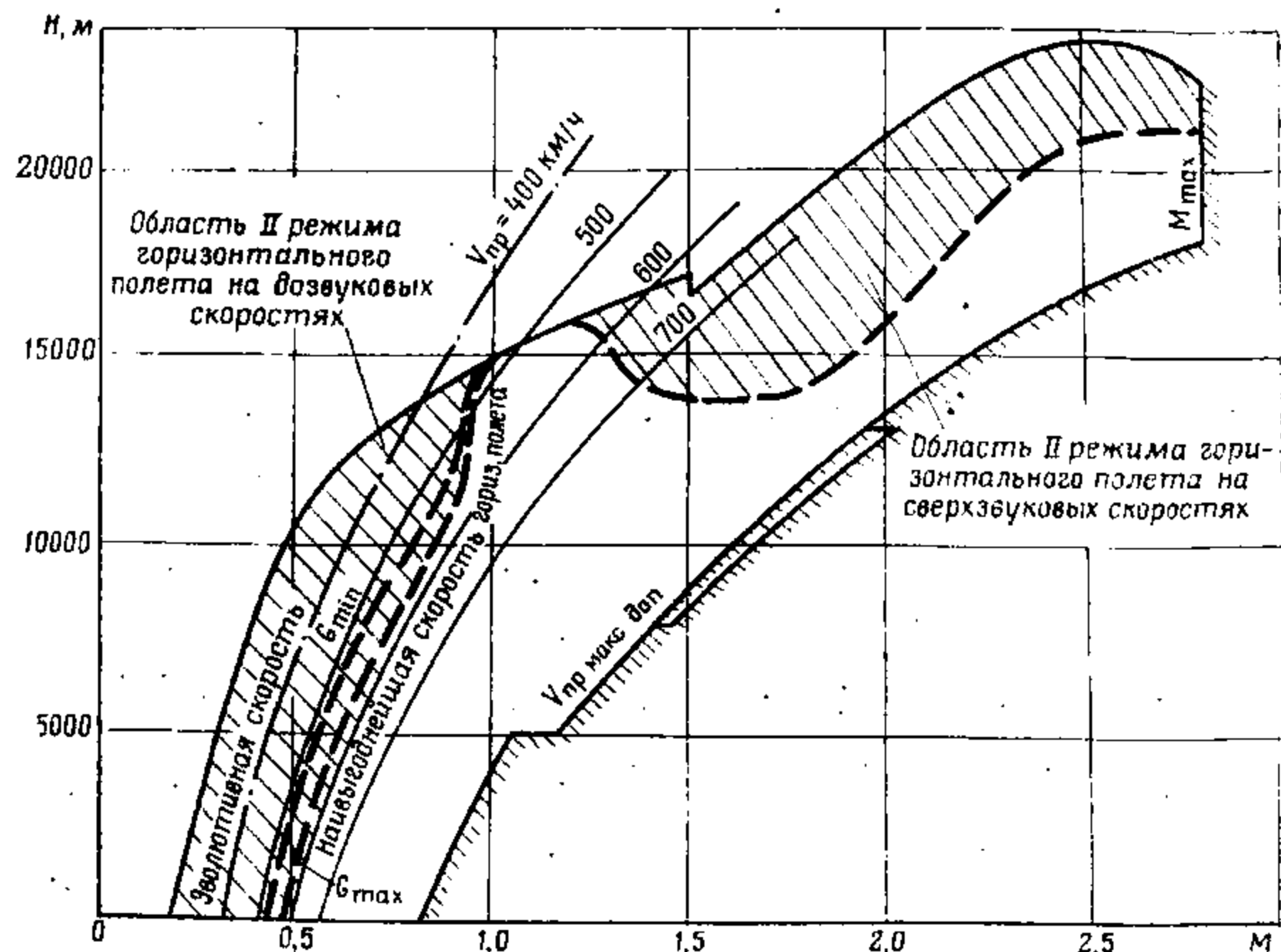


Рис. 4.8. Область скоростей и высот горизонтального полета на втором режиме

При необходимости пилотирования самолета на скоростях второго режима следует более внимательно контролировать скорость и своевременно уточнять ее управлением двигателями или самолетом.

Предотвратить быстрое уменьшение скорости второго режима своевременным увеличением оборотов двигателей при исправной их работе не представляет трудности.

При уменьшении располагаемой тяги двигателей, связанной с неисправной их работой, при полетах на малых высотах опасно не учитывать пилотажные особенности полета самолета на скоростях второго режима. При полете на одном двигателе, работающем на максимале, при нормальном посадочном весе самолета с убранными шасси и закрылками недопустимо уменьшение скорости менее 400 км/ч по прибору, так как малые избытки тяги $\Delta P = P - Q$ (рис. 4.9) на наивыгоднейшей скорости в этом случае дополнительно настолько уменьшаются, что предотвратить самопроизвольное уменьшение скорости II режима в горизонтальном полете не представится возможным. При полете с выпущенным шасси указанная особенность проявляется еще более остро, так как избытки тяги значительно уменьшены (рис. 4.9).

При нормальной работе обоих двигателей в процессе боевого маневрирования необходимо более внимательно следить за скоростью, не допуская ее потери ниже эволютивной. При этом, если

происходит быстрая потеря скорости, следует прекратить выполнение маневра и своевременно перевести самолет в горизонтальный полет.

Характерной чертой сверхзвуковых самолетов является наличие неустойчивого равновесия сил P и Q в сверхзвуковом диапазоне скоростей на больших высотах (рис. 4.8), обусловленное характером их изменения по скорости в установившемся горизонтальном полете.

С полетом на скоростях второго режима в указанном диапазоне скоростей и высот летчики встречаются часто. На высотах более

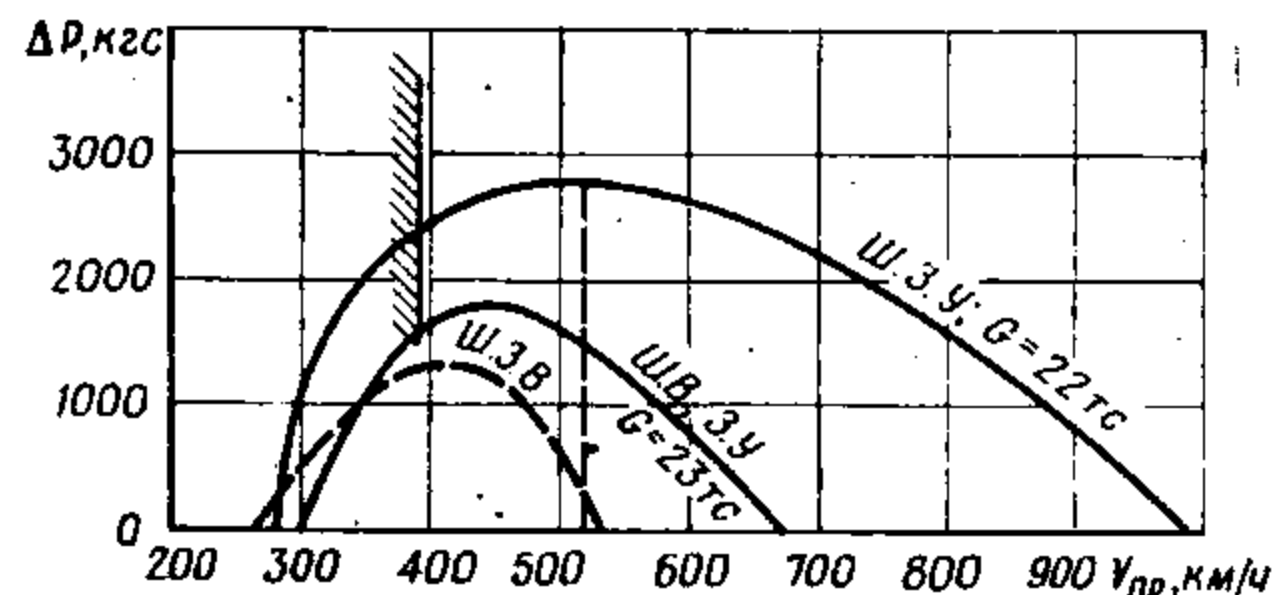


Рис. 4.9. Избытки тяги самолета у земли на одном двигателе, работающем на максимале

21 км эта область занимает практически весь диапазон установившихся скоростей горизонтального полета. При этом, хотя и наблюдается неустойчивое равновесие сил P и Q , существенного изменения режима полета и поведения самолета не происходит. Большие энергетические запасы и наличие сверхзвуковых скоростей исключают возникновение сложных ситуаций в полете.

Следует отметить, что в сверхзвуковой области скоростей II режима обнаружить пилотажные черты, присущие полету на II режиме трудно, так как при большем запасе кинетической энергии инерция ручки на себя сопровождается ростом высоты без заметного падения скорости.

Опыт эксплуатации показывает, что самолет с постоянной дозвуковой скоростью, меньшей наивыгоднейшей, выполняет полет резко. Однако, если летчик вынужден выполнять полет со скоростью, меньшей наивыгоднейшей, необходимо более внимательно контролировать скорость и своевременно уточнять ее изменением тяги.

§ 4.3. СТАТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК САМОЛЕТА И ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ

4.3.1. Статический потолок самолета

Статическим потолком самолета принято считать наибольшую высоту установившегося горизонтального прямолинейного полета, при котором располагаемая тяга равна лобовому сопротивлению.

Так как и располагаемая тяга и лобовое сопротивление меняются в зависимости от скорости, каждому значению скорости соответствует вполне определенный статический потолок. Для сверхзвуковых самолетов в зависимости от дозвуковой или сверхзвуковой скорости различают дозвуковую и сверхзвуковую потолки. Дозвуковым скоростям полета соответствуют дозвуковые, а сверхзвуковым скоростям — сверхзвуковые статические потолки. Характерно, что наибольшая высота сверхзвукового потолка на II полном форсаже больше высоты наибольшего дозвукового потолка на максимальном режиме работы двигателей на 10 000 м.

Статический потолок самолета для соответствующих режимов работы двигателей зависит от скорости полета (рис. 4.4), температуры наружного воздуха, веса самолета и может отличаться у различных экземпляров самолета. На форсаже статический потолок в зависимости от скорости полета изменяется от 14 000—15 000 м (на дозвуковых скоростях) до 23 000 м (на сверхзвуковых скоростях), соответствующих числу $M=2,5-2,6$. Наибольшее значение сверхзвукового потолка без подвешного бака соответствует числам $M=2,5-2,6$. Без форсажа статический потолок самолета не превышает 12 000 м на числе $M=0,9$, на котором он имеет наибольшее значение. Уменьшение или увеличение истинной скорости полета от наивыгоднейшей сильно уменьшает статический потолок. Так на максимуме уменьшение от наивыгоднейшей скорости на 50 км/ч уменьшает потолок на 400 м, а увеличение на эту же величину — уменьшает потолок на 700 м. На полном форсаже отклонение от наивыгоднейшей скорости, соответствующей числу $M=0,9$, на 50 км/ч на уменьшение — уменьшает потолок на 600 м, а на увеличение — на 300 м.

Уменьшение или увеличение истинной скорости на 50 км/ч от наивыгоднейшей в процессе набора сверхзвуковых потолков практически не отражается на величине потолка.

Изменение максимальных оборотов двигателей на 1% изменяет высоту потолков на 250—500 м.

Отклонение температуры наружного воздуха от стандартной практически не отражается на величине дозвуковых потолков на полном форсаже, а на максимальном режиме работы двигателей изменение температуры значительно влияет на величину потолка (рис. 4.10). Так изменение температуры на 10° приводит к изменению потолка на 400 м.

Величины сверхзвуковых потолков еще больше зависят от изменения температуры. При изменении температуры на 10° величина потолка, соответствующего числу $M=2,6$, изменяется на 600—700 м.

Изменение полетного веса влияет на величину дозвукового и сверхзвукового потолков одинаково. Так, изменение его на 1000 кгс изменяет высоту потолков примерно на 200 м (рис. 4.11).

Максимальную высоту практического применения самолета оценивают по величине практического потолка. Практическим потолком принято называть наибольшую высоту, на которой вертикаль-

ная скорость, установившегося набора равна 3 м/с. Практический сверхзвуковой потолок самолета независимо от наличия подвесок отличается от статического примерно на 100—200 м. Практический дозвуковой потолок на максимальном режиме работы двигателей меньше статического на 500—600 м.

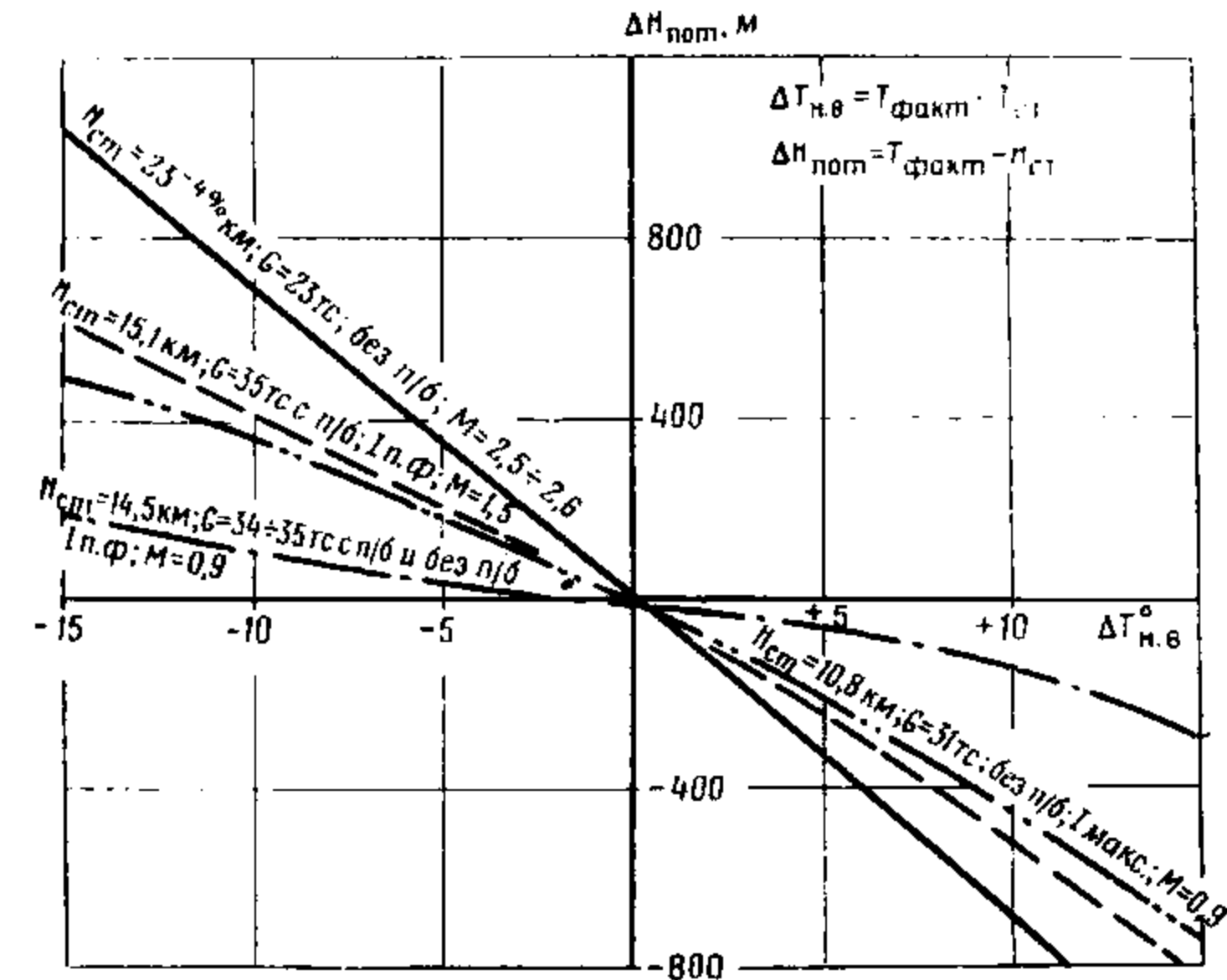


Рис. 4.10. Зависимость высоты статических потолков от изменения температуры наружного воздуха

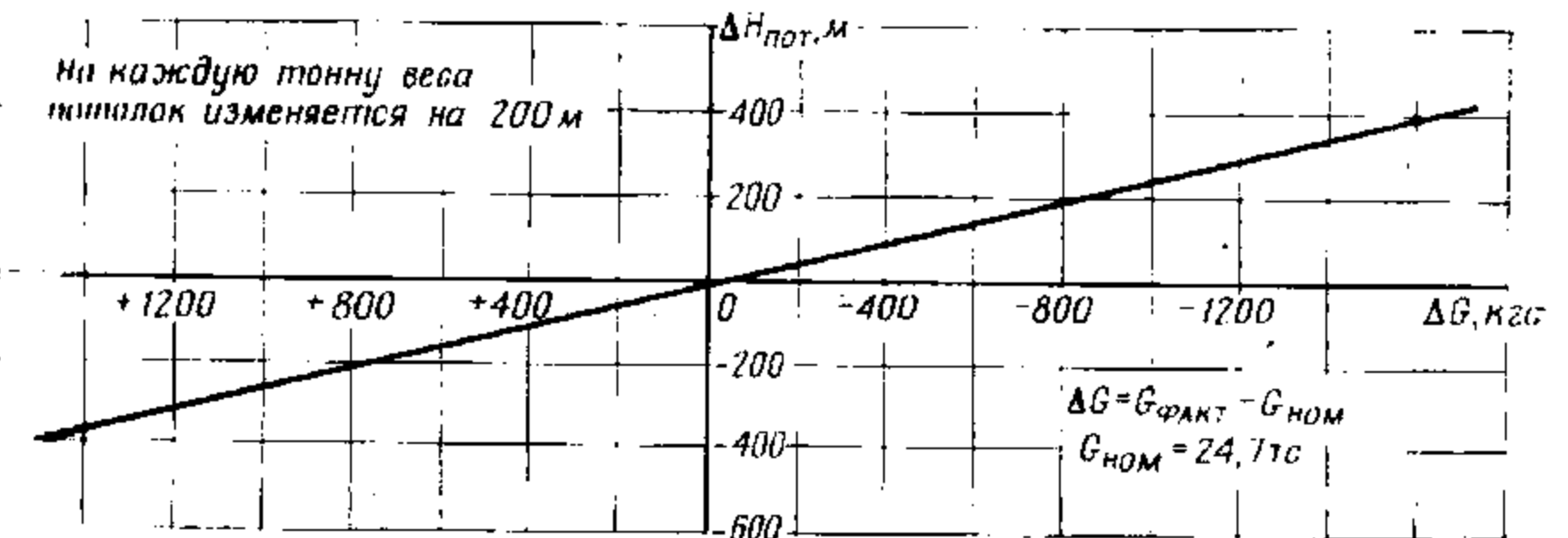


Рис. 4.11. Зависимость высоты статических «потолков» от изменения полетного веса

4.3.2. Режимы набора высоты

Установившийся набор высоты возможен на любом режиме, если имеется избыток тяги двигателей. Но в зависимости от выдерживания летчиком скорости набора высоты и режима работы двигателей существуют режимы набора заданной высоты оптимальные

по времени ее достижения, затратам топлива и горизонтальной дальности при этом. 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.

Анализ режима набора высоты за минимальное время. Набор заданной высоты за минимальное время как с подвесным баком, так и без него обеспечивается при использовании форсажа.

Для анализа рекомендованного инструкцией режима набора высоты за минимальное время сравним скорости наибольшей скороподъемности $V_{Vy \max}$ и скорости наибольшей экономичности $V_{G_T \min}$ установившегося набора высоты. На высотах до 3000 м $V_{Vy \max}$ и $V_{G_T \min}$ являются трансзвуковыми (рис. 4.12). На $H > 3000$ м имеются два оптимума указанных скоростей: трансзвуковой и сверхзвуковой. Трансзвуковая скорость наибольшей скороподъемности без подвесного бака на высотах 0—10 000 м соответствует числу $M = 0,95$, с подвесным баком — числу $M = 0,9 \div 0,95$. Сверхзвуковой оптимум скорости наибольшей скороподъемности (на высотах более 3000 м) до $H = 16\ 000 \div 17\ 000$ м соответствует приборной скорости, близкой к 1200 км/ч, а на $H > 16\ 000 \div 17\ 000$ м — числу $M = 2,5 \div 2,6$.

Трансзвуковая скорость наибольшей экономичности без подвесного бака на высотах 0—10 000 м соответствует числу $M = 0,94 \div 0,92$; с подвесным баком — истинной скорости 1000 км/ч. Сверхзвуковой оптимум скорости наибольшей экономичности на высотах 3000—17 000 м соответствует приборным скоростям 1200—1070 км/ч, а на $H > 17\ 000$ м — числу $M = 2,5 \div 2,6$ (рис. 4.12).

Несмотря на несколько большие вертикальные скорости набора на высотах более 3000 м на сверхзвуковых скоростях, по топливу более выгоден до высоты 7000 м дозвуковой режим. Кроме того, сверхзвуковой режим до высоты 7000 м находится за ограничением по скорости, поэтому реализация его до высоты 7000 м недопустима.

До высоты 7000—10 000 м по топливу и по времени выгоднее воспользоваться дозвуковыми режимами набора высоты, а на высотах более 7000—10 000 м — сверхзвуковыми (рис. 4.12).

Исходя из того, что по величине скорость наибольшей скороподъемности мало отличается от скорости наибольшей экономичности, для самолета устанавливается универсальный режим набора высоты с некоторым осредненным значением скорости набора по высотам, указанным в инструкции летчику. Кроме того, принимаются во внимание нецелесообразность длительного пилотирования в трансзвуковом диапазоне скоростей и невозможность пилотирования на $M = 0,95$ у земли вследствие наличия ограничения по $V_{пр} = 1000$ км/ч (900 км/ч).

На самолетах МиГ-25РБ без подвесного бака для наиболее быстрого набора высоты при ручном управлении инструкцией летчи-

ку установлена скорость дозвукового набора на форсаже до высоты 2000 м с разгоном до истинной скорости 1000 км/ч, а с высоты 2000 м до 10 000 м — истинная скорость 1000 км/ч, что соответствует уменьшению числа M от 0,82 у земли до 0,95 на высоте 10 000 м.

На высоте 10 000 м предусматривается разгон самолета до наилучшей сверхзвуковой скорости. Эта скорость выдерживается на высотах до 16 300 м приборной скоростью 1070 км/ч в целях

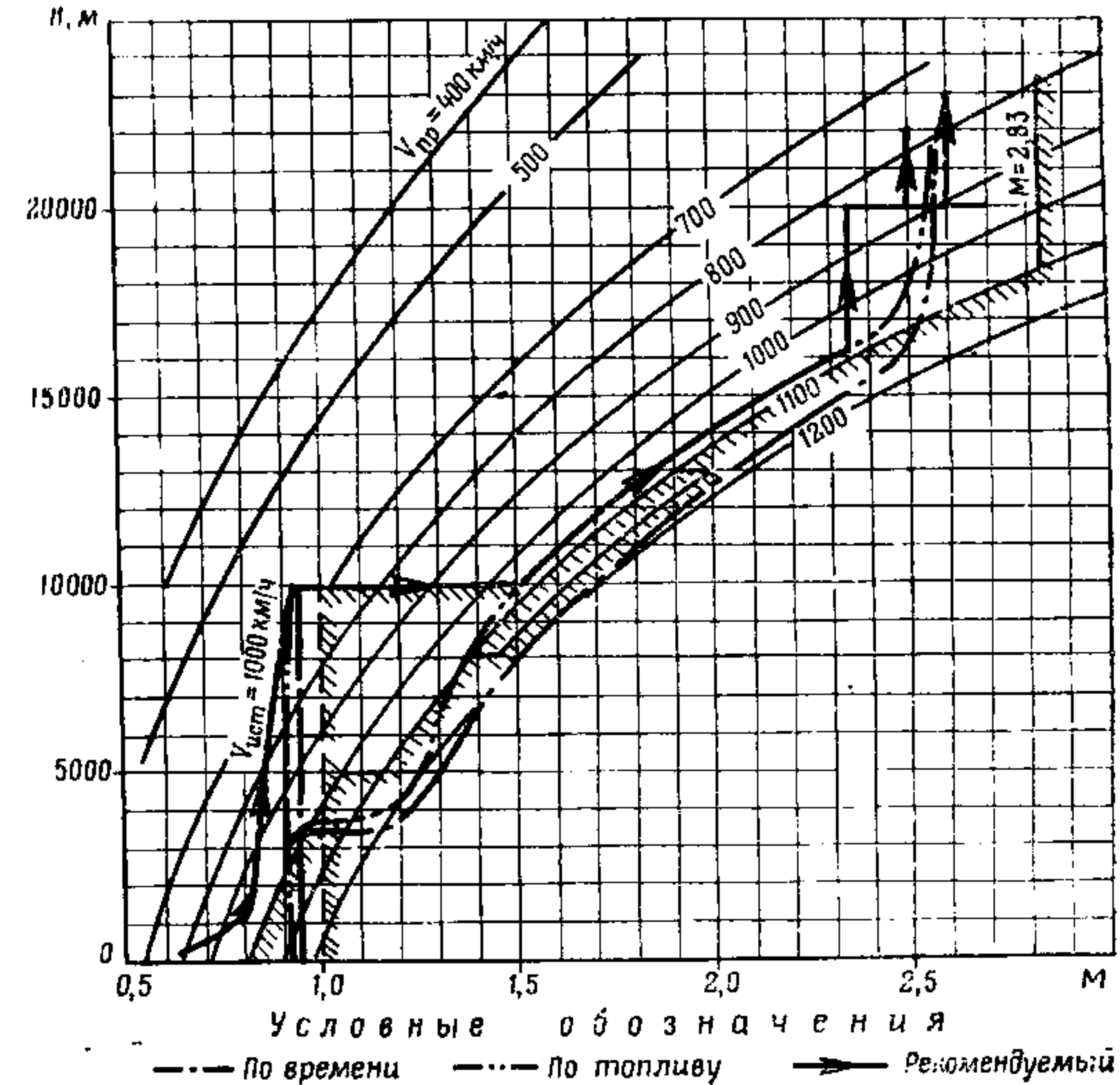


Рис. 4.12. Наиболее выгодные режимы набора высоты на полном форсаже, без подвесок

обеспечения запаса скорости до максимально допустимой $V_{пр} = 1100$ км/ч. Самолет МиГ-25РБ обладает большой энергооборудованностью и интенсивным разгоном вблизи максимально допустимых приборной скорости и числа M полета. По мере приближения к этим скоростям летчик должен особенно внимательно следить за скоростью и во избежание ее превышения своевременно увеличивать самолету угол набора высоты.

На высотах более 16 300 м набор высоты выполняется с постоянным числом $M = 2,35$.

Для набора максимального практического потолка 23 000 м, соответствующего остатку топлива 3400 кг, необходимо на высоте

20 000 м выработать топливо до 5000 кг путем выполнения виражей с креном 40—45° на числе $M=2,35$. При этом следует иметь в виду, что для выхода на эту высоту необходимо двигатели дросселировать заблаговременно, за 1500—2000 м. Более позднее их дросселирование на высоте 20 000 м или близкой к ней приводит к забросу высоты с последующей раскачкой самолета по высоте, что усложняет выполнение необходимых маневров (это замечание справедливо и для выхода на другие высоты, близкие к 20 000 м). При остатке топлива 5000 кг следует выполнить разгон до наилучшего числа $M=2,5 \div 2,6$ и набрать потолок.

В связи с временным снижением максимальных оборотов на 1% указанная величина практического потолка уменьшается примерно на 500 м.

Набор практического потолка при ручном управлении с подвесным баком осуществляется в такой последовательности.

До высоты 2000 м он выполняется с разгоном самолета до истинной скорости 960—980 км/ч. На высотах более 2000 м набор выполняется с выдерживанием постоянной истинной скорости 960—980 км/ч до высоты, соответствующей $V_y=3 \div 5$ м/с на максимальном режиме работы двигателей. На этой высоте осуществляется разгон до $V_{пр}=970$ км/ч (с учетом запаса скорости до максимально допустимой $V_{пр}=1000$ км/ч) и на этой скорости выполняется набор высоты до выработки топлива из подвесного бака. После его сброса необходимо выполнить разгон до $V_{пр}=1070$ км/ч, на которой характеристики набора высоты лучше.

Дальнейший набор высоты выполняется так же, как без подвесного бака.

При ручном управлении самолетом с подвесками четырех ФАБ-500М-62 для сокращения времени и расхода топлива набор высоты 20 000 м целесообразно осуществлять динамическим методом*. На рис. 4.13 приведены характеристики набора этой высоты динамическим методом с высоты 16 000 м при дросселировании двигателей с $H=18 200$ м настолько, чтобы T_4 уменьшилась на 50° от той, которая была на полном форсаже, в сравнении с характеристиками набора высоты на П.Ф с $n_y \approx 1,0$.

Как видно из рис. 4.13, для выполнения горки с высоты 16 000 м необходимо до высоты 17 000 м плавно брать ручку управления на себя так, чтобы на высоте 17 000 м n_y была равна 1,3. С высоты 17 000 м начать постепенно уменьшать перегрузку. На $H=18 200$ м придросселировать двигатели. В процессе выполнения горки число M остается постоянным. Вертикальная скорость набора по такому профилю на высоте 20 000 м оказывается больше на 10 м/с, а расход топлива меньше примерно на 250 кг.

Кроме набора высоты при ручном управлении предусмотрена прямая программа автоматического набора, которая реализуется только при боевом применении самолета.

* Описываемый метод набора высоты в практике полетов не применяется.

Прямая программа автоматического набора высоты за минимальное время предполагает выдерживание чисел M в зависимости от высоты в соответствии с рис. 4.14. Число M непрерывно увеличивается. Проход числа $M=1,0$ осуществляется на высоте 6000 м. На высоте 17 000—18 000 м самолет достигает числа $M=$

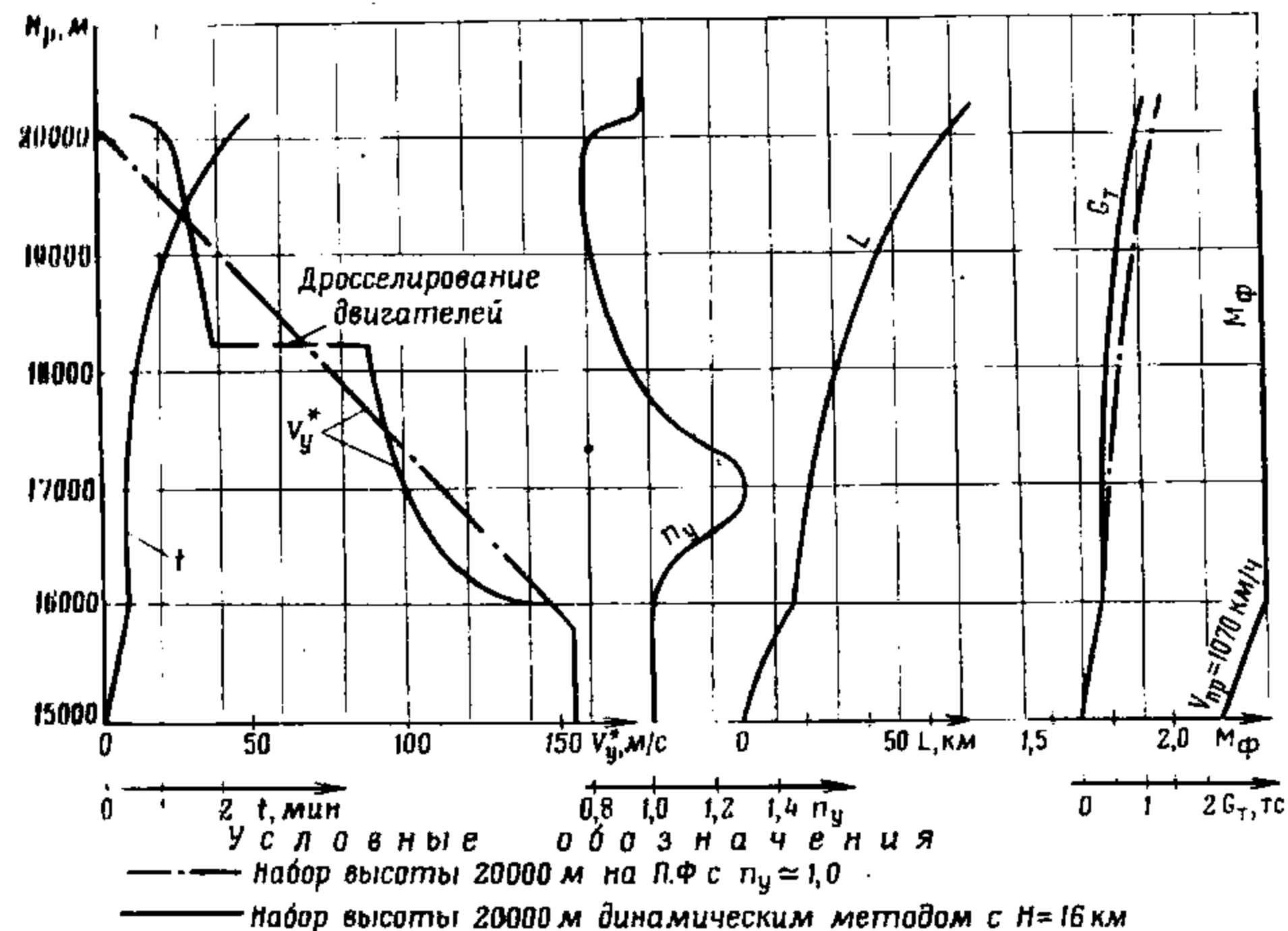


Рис. 4.13. Характеристики набора высоты 20 км динамическим методом с высоты 16 км с дросселированием двигателей с $H=18 200$ м по T_4 на 50° ниже П.Ф в сравнении с характеристиками набора высоты с $n_y \approx 1,0$ на П.Ф. Самолет с 4ФАБ-500М-62

2.4. Дальнейший автоматический набор высоты осуществляется с тем же числом M до достижения заданной высоты (рис. 4.14).

Контроль за исправностью работы САУ можно осуществлять по изменению приборной скорости, которая до высоты 11 000 м непрерывно увеличивается и составляет у земли 600 км/ч, на $H=5000$ м — 950 км/ч, на $H=8000$ м — 1100 км/ч, на $H=9000 \div 11 000$ м — 1150 км/ч.

На высотах более 11 000 м приборная скорость начинает уменьшаться, достигая на $H=13 000$ м величины 1100 км/ч, на $H=17 500$ м — 1000 км/ч (число $M=2,4$), а на $H=20 000$ м — 850 км/ч. При автоматическом управлении для выхода на заданную высоту РУД необходимо пользоваться так же, как и при ручном управлении.

Набор высоты при полете на максимальный радиус действия. Увеличение горизонтальной дальности набора как с подвесным баком, так и без него до высоты 10 000 м достигается при работе двигателей на максимальном режиме без форсажа при тех же затратах топлива, что и на форсаже. На этом режиме работы двигателей

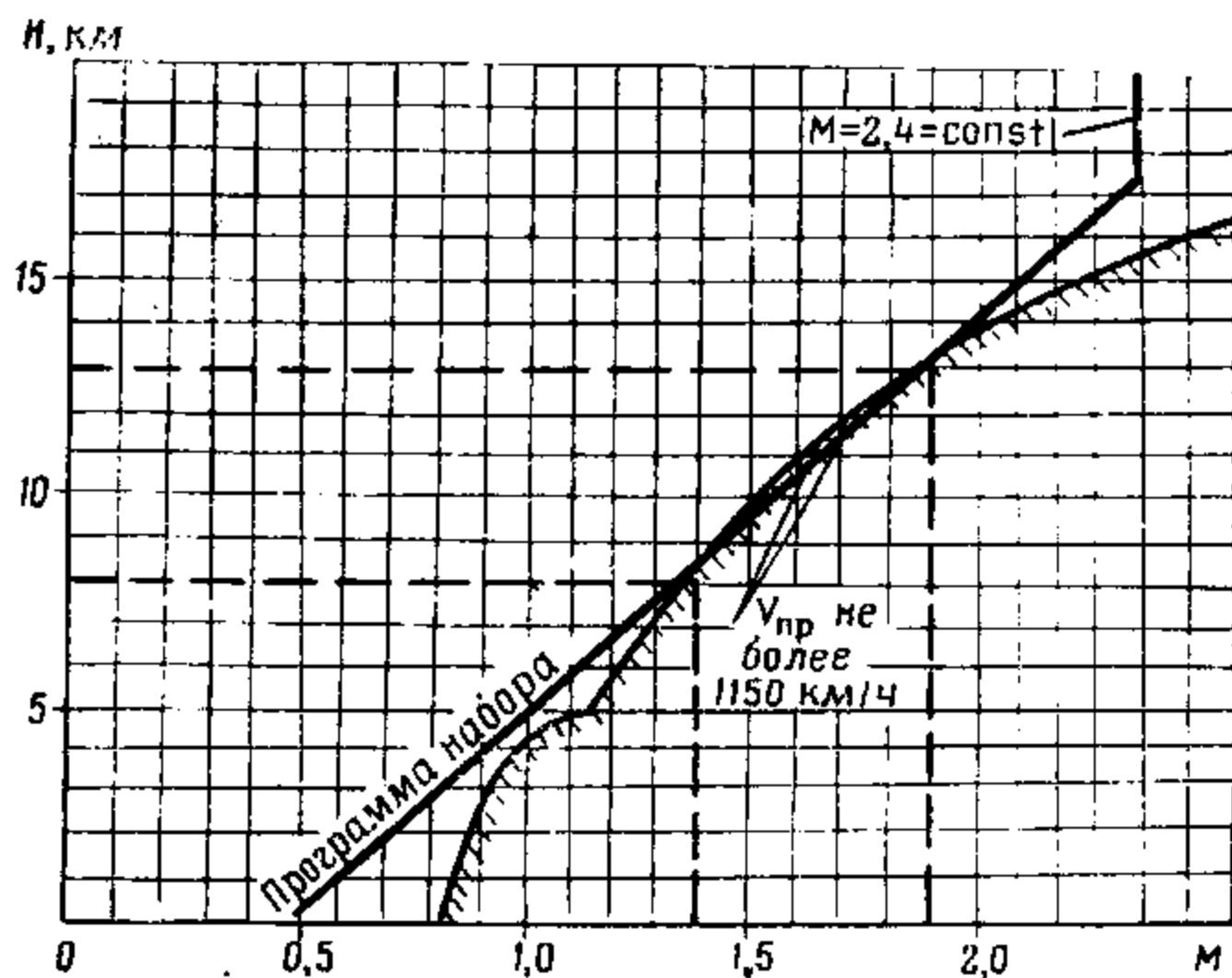


Рис. 4.14. Программа набора высоты в кратчайшее время при автоматическом и директорном управлении

независимо от подвесок скорость наибольшей скороподъемности мало отличается от скорости наибольшей экономичности (рис. 4.15). Рекомендованный инструкцией режим набора высоты при ручном управлении на максимале, заданный истинной скоростью 960—980 км/ч (на учебно-тренировочном самолете 900—920 км/ч) на высотах более 2000 м, близок к скоростям наибольшей скороподъемности и экономичности. При этом практически при тех же расходах топлива на набор высоты 10 000 м, что и на полном форсаже, дальность при наборе высоты значительно больше.

При автоматическом и директорном управлении набор высоты с максимальной дальностью до $H = 2500$ м осуществляется с разгоном до числа $M = 0,9$, после чего число $M = 0,9$ выдерживается постоянным до выхода на дозвуковой потолок (8—10 км, рис. 4.16). Следует заметить, что экономичность и скороподъемность при выдерживании такой скорости на высотах более 4000 м несколько хуже, чем при скоростях ручного управления (рис. 4.15). Тем не менее общий расход топлива на набор высоты отличается незначительно.

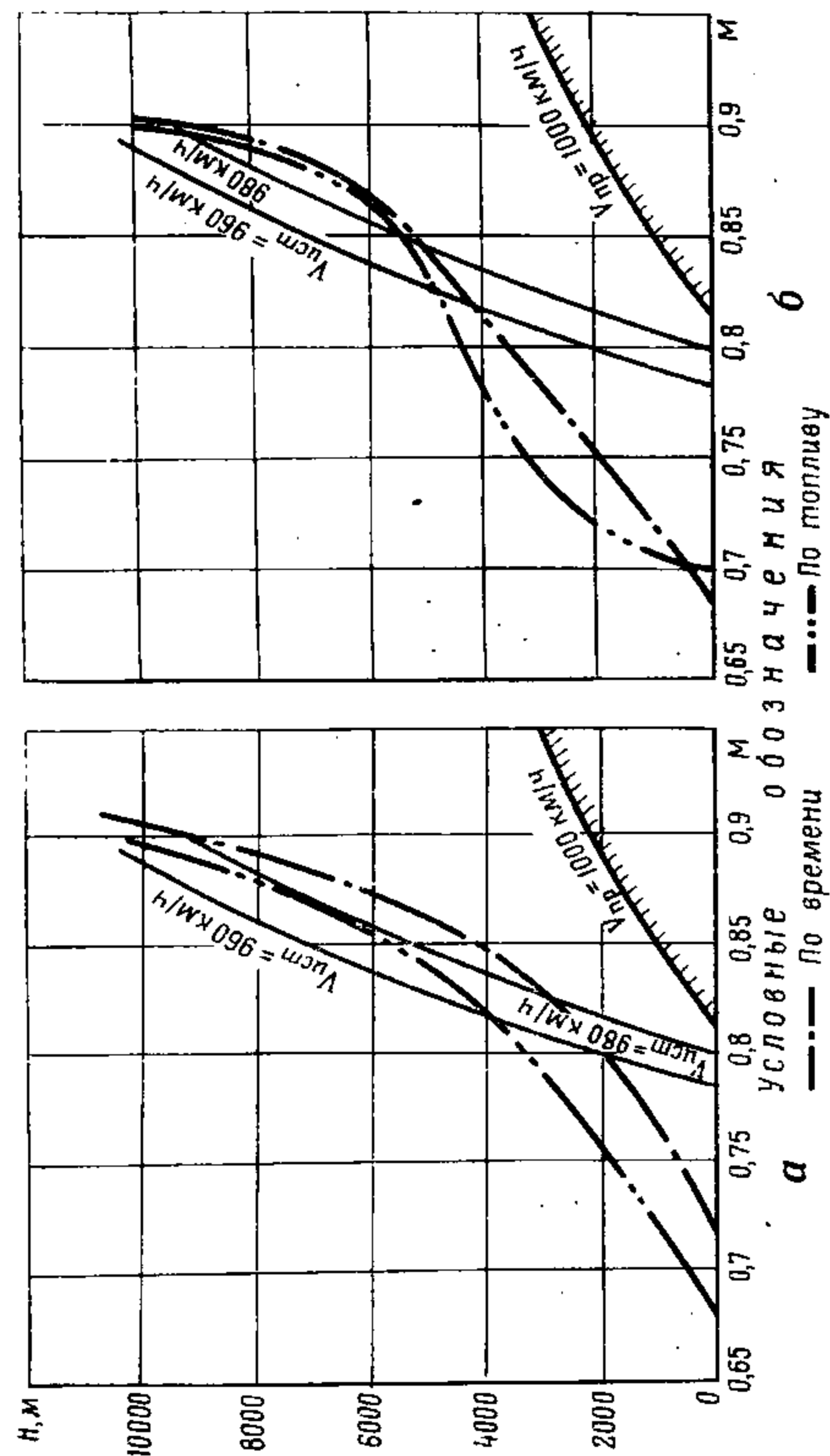


Рис. 4.15. Наиболее благоприятные скорости набора высоты на максимальном режиме работы двигателей: а — без подвесок; б — с подвесным баком

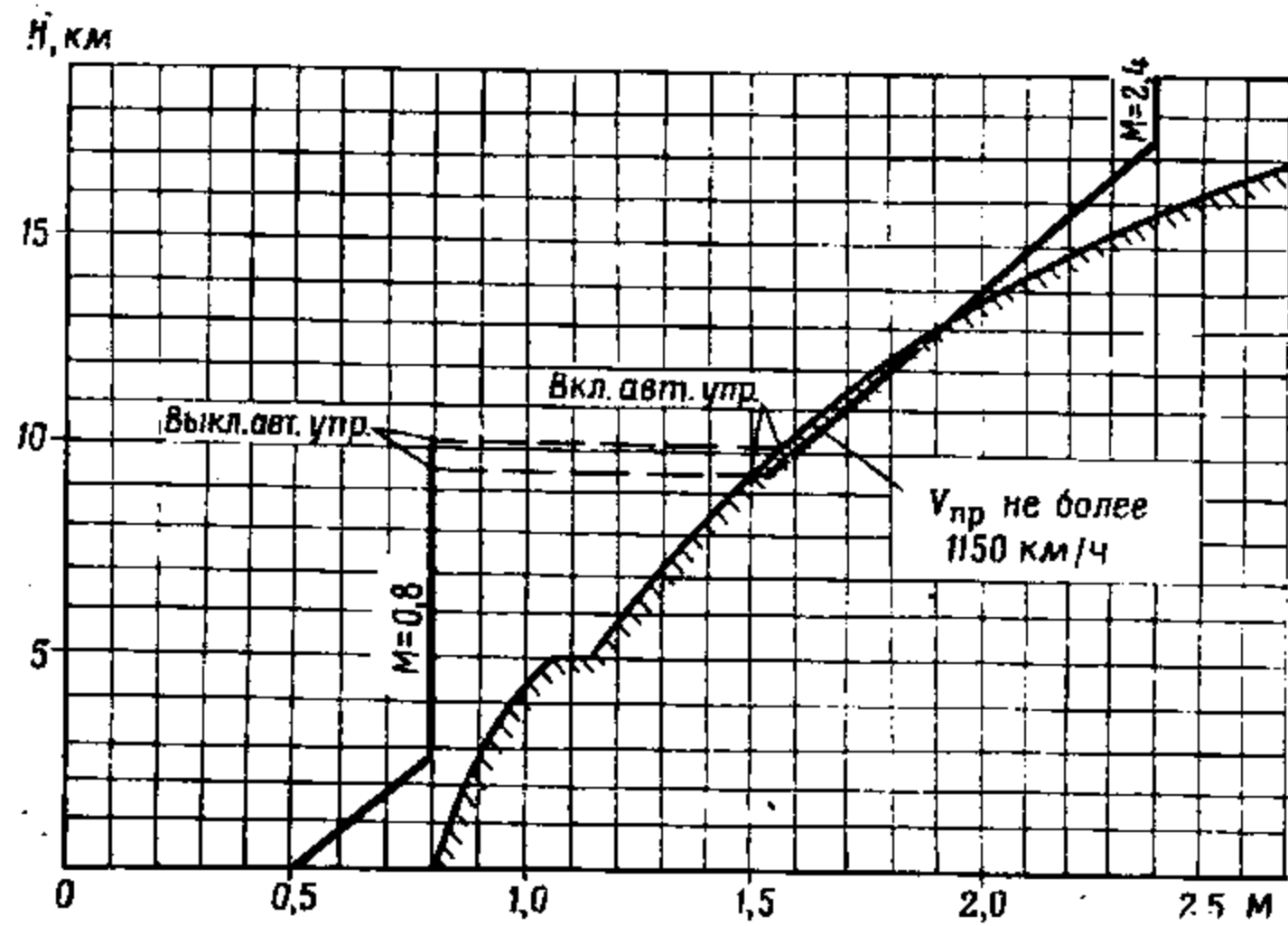


Рис. 4.16. Программа набора высоты с максимальной дальностью при автоматическом и директорном управлении

Первый и второй режимы набора высоты. В установившемся прямолинейном наборе высоты сохраняется равновесие сил, действующих на самолет (рис. 4.17):

$$Y + P \sin \alpha = G \cos \theta;$$

$$P \cos \alpha = Q + G \sin \theta.$$

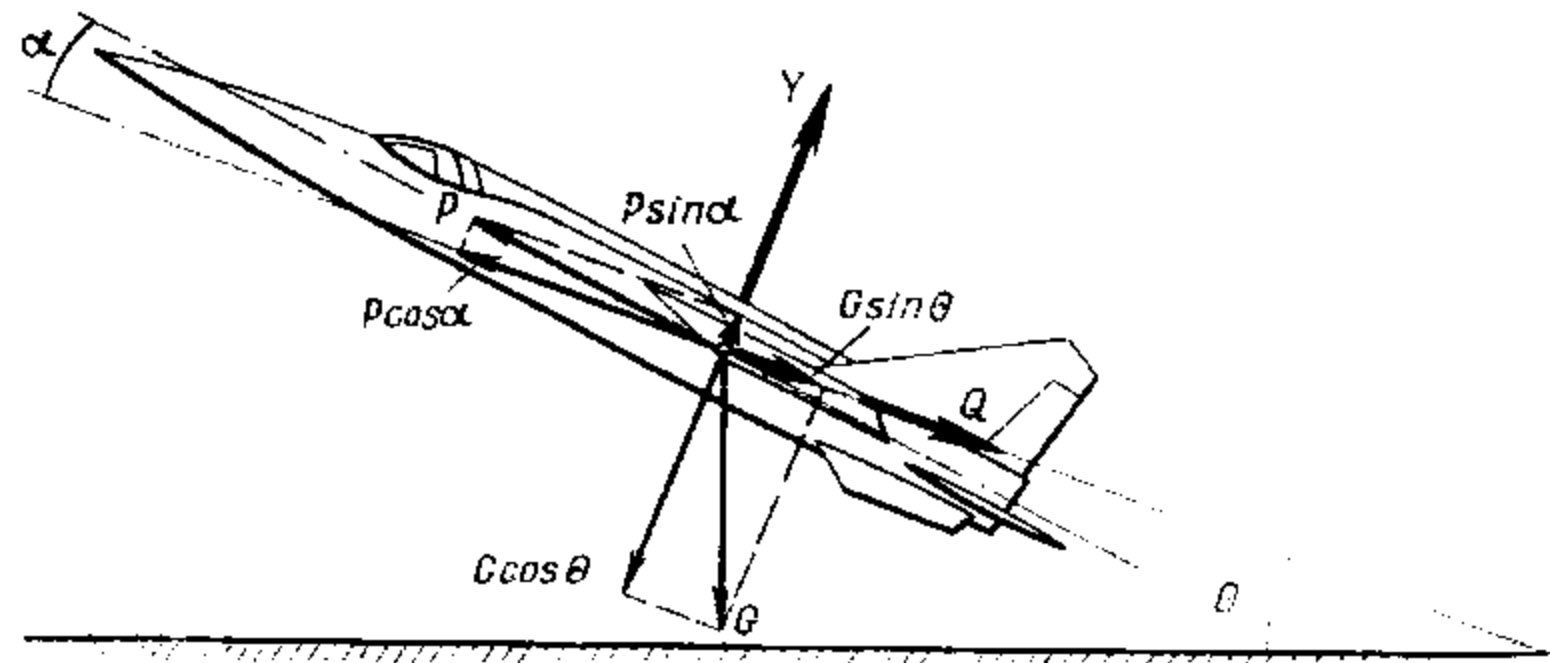


Рис. 4.17. Схема сил, действующих на самолет в наборе высоты

Взаимосвязь основных параметров установившегося набора высоты (угла наклона траектории θ , скорости набора V и вертикальной скорости V_y) приведена на полярной диаграмме рис. 4.18.

Максимальный угол наклона траектории соответствует наименьшей скорости набора (касательная к кривой из начала координат). Максимальная вертикальная скорость установившегося на-

бора соответствует большим значениям скорости набора (касательная к кривой, параллельно горизонтальной оси скоростей).

Установившийся набор высоты с одним и тем же углом наклона траектории, меньшим максимального значения, может происходить при двух значениях скорости, при которых существует равновесие сил (точки пересечения прямой линии, проведенной из начала координат, с кривой линией). В зависимости от скорости установившийся набор высоты может происходить на первом или втором режиме.

Установившийся набор высоты на скоростях, больших наименьшей, происходит в первом режиме, а на скоростях, меньших наименьшей, — на втором режиме.

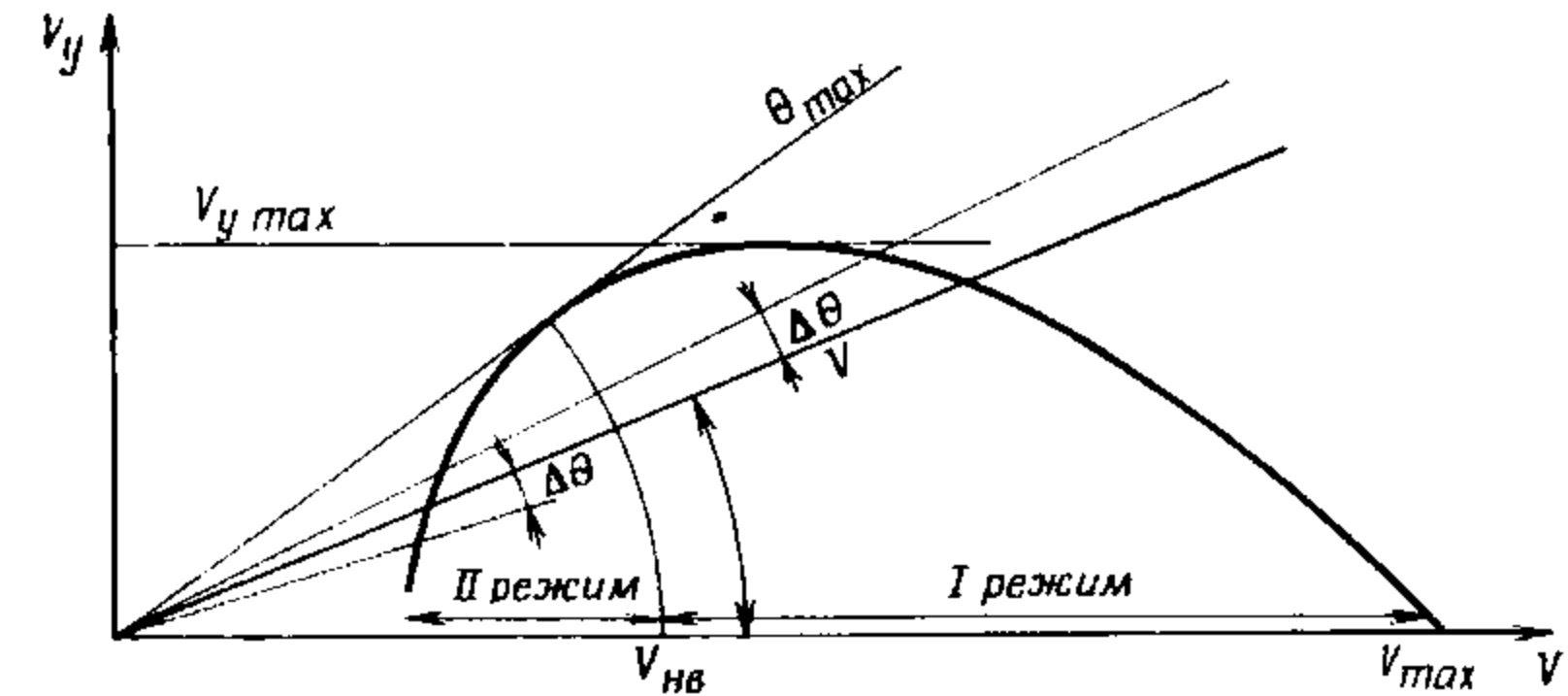


Рис. 4.18. Полярная диаграмма скоростей установившегося прямолинейного подъема

Пилотирование самолета в процессе установившегося набора высоты на первом режиме значительно проще, чем на втором.

На скоростях, больших наименьшей, большим значениям угла наклона траектории соответствует меньшая скорость. Для увеличения угла наклона траектории летчик взятием ручки управления на себя увеличивает угол атаки. При этом новому большему углу θ (см. рис. 4.18) будет соответствовать меньшая скорость и устойчивое равновесие сил, что позволит сохранить новое значение скорости постоянным.

Иначе обстоит дело при полете на скоростях, меньших наименьшей. Взятие ручки управления на себя для увеличения угла сопровождается увеличением угла атаки и лобового сопротивления, что приведет к уменьшению скорости. При сохранении нового увеличенного значения θ без изменения тяги скорость набора будет продолжать уменьшаться. Поэтому при необходимости в процессе набора высоты на втором режиме увеличить угол наклона траектории следует вначале увеличить скорость (увеличением тяги двигателя или уменьшением угла атаки), а затем взять ручку управления на себя для увеличения θ до величины, соответствующей данной скорости.

4.3.3. Характеристики набора высоты

Среди характеристик набора высоты наиболее важными являются: вертикальная скорость набора, время, расход топлива и горизонтальный путь в процессе набора высоты.

Вертикальная скорость набора высоты. Вертикальная скорость набора высоты V_y определяется по формуле

$$V_y = V \sin \theta.$$

Если набор высоты осуществляется с постоянной истинной скоростью V , имеет место равенство сил, действующих на самолет по продольной оси:

$$G \sin \theta = P - Q.$$

Тогда

$$\sin \theta = \frac{P - Q}{G};$$

$$V_y^* = \sin \theta V = \frac{P - Q}{G} V.$$

(Знак * символизирует условие постоянства скорости.)

Если набор высоты происходит с разгоном или торможением,

то

$$\sin \theta = \frac{P - Q}{G} - \frac{\Delta V}{g \Delta t},$$

а вертикальная скорость неустановившегося набора

$$V_y = \frac{P - Q}{G} V - \frac{\Delta V}{G} \frac{V}{\Delta t},$$

где Δt — интервал времени;

ΔV — приращение скорости за интервал времени;

V — средняя истинная скорость за этот интервал времени.

Следовательно, набор высоты можно выполнять одним из трех способов:

- с постоянной истинной скоростью;
- с увеличением истинной скорости;
- с уменьшением истинной скорости.

Набор высоты с постоянной истинной скоростью наибольшей скороподъемности хотя и имеет хорошие характеристики, в отличие от набора высоты на других сверхзвуковых самолетах возможен не на всех высотах. Так, если до высоты 7000–10 000 м на дозвуковой скорости он реализуется, то на высотах 10 000–16 300 м его невозможно реализовать, так как скорость наибольшей скороподъемности превышает максимально допустимую (рис. 4.12). На этих высотах наибольшую скороподъемность можно получить при выдерживании максимально допустимой приборной скорости 1070–1100 км/ч. При этом набор высоты в этом диапазоне высот

происходит с увеличением истинной скорости, то есть с разгоном

Набор высоты с уменьшением скорости (динамический набор) осуществляется за счет запаса кинетической энергии обеспечить большую скороподъемность, чем в установившемся наборе. Если при

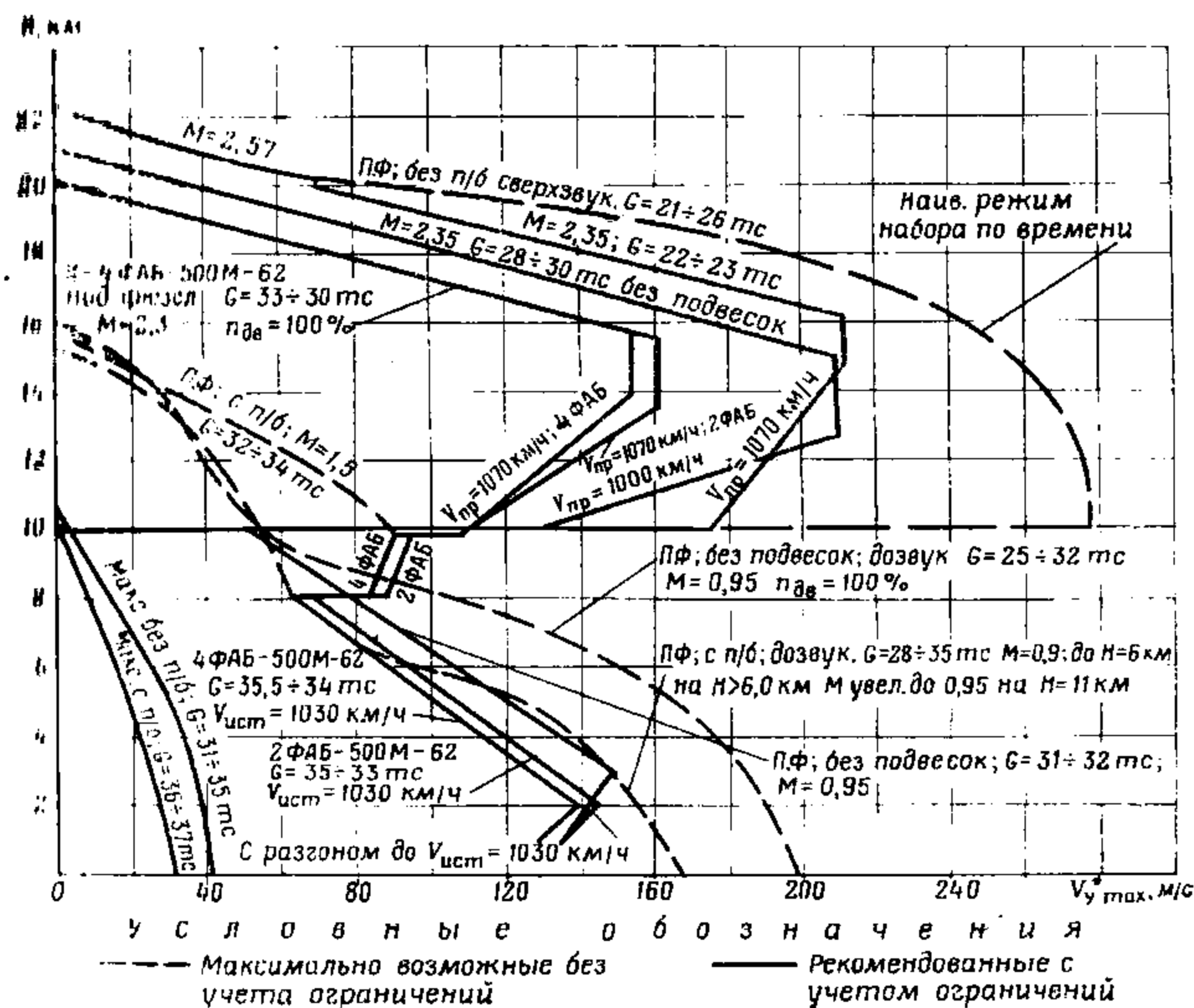


Рис. 4.19. Максимальные вертикальные скорости установившегося набора высоты самолета МиГ-25РБ

равных высотах полета один самолет имеет большую скорость, то он имеет преимущество в выполнении восходящего маневра.

Максимальные вертикальные скорости набора высоты на установленных скоростях в зависимости от режима работы двигателей, наличия подвесок, высоты и скорости приведены на рис. 4.19. На величину указанных максимальных вертикальных скоростей влияет изменение температуры наружного воздуха, веса самолета, регулировки двигателей. Значения вертикальных скоростей самолета МиГ-25РБ без подвесок и с подвесным баком в стандартных условиях соответствуют табл. 4.2.

Таблица 4.2

Характер подвесок	Начальный вес самолета, тс	Вертикальные скорости, м/с														
		Без форсажа ($n_{пр}=94\%$) на высотах, м					С форсажем $n_{пр}=94\%$, $n_{ф}=95-100\%$									
							На дозвуковых скоростях				На сверхзвуковых скоростях					
0	4000	6000	8000	10 000	0	4000	7000	10 000	10 000	12 000	14 000	15 000	20 000	22 000	22 300	
Без подвесного бака	31 ÷ 33 28 ÷ 23	40	35	25	15	5	130	140	95	50	—	—	—	—	—	—
С подвесным баком	35 ÷ 37 32 ÷ 34	30	20	15	5	—	115	125	80	50	—	—	—	—	—	—

Наибольшая вертикальная скорость при установленном профиле набора высоты без форсажа без наружных подвесок у земли равна 40 м/с, а с подвесным баком — около 30 м/с. При наборе высоты скороподъемность уменьшается.

На форсаже наибольшая вертикальная скорость набора высоты на дозвуковых скоростях изменяется от 130 м/с у земли до 50 м/с на высоте 10 000 м и мало зависит от подвесок. Характерно, что до высоты 3000—4000 м вертикальная скорость набора увеличивается, особенно без подвесок и составляет 150 м/с. При переходе на сверхзвуковой режим набора на высоте 10 000 м при $V_{пр} = 1070$ км/ч вертикальная скорость равна 150—170 м/с и на высотах до 15 000 м происходит ее дальнейшее увеличение до 210—220 м/с.

Наибольшая скороподъемность самолета без подвесок весом 34 тс на одном двигателе, работающем на максимале, в стандартных условиях достигается у земли на $V_{пр} = 600$ км/ч ($M=0,5$). При этом V_y составляет 6—7 м/с. При уменьшении полетного веса V_y увеличивается и при $G = 22$ тс она составляет около 15 м/с. Наибольшая скороподъемность самолета весом 35 тс с подвесным баком в стандартных условиях на одном двигателе, работающем на полном форсаже, достигается у земли на $V_{пр} = 640 ÷ 650$ км/ч. При этом $V_y = 19$ м/с (рис. 4.20). На высоте 5000 м максимальная вертикальная скорость составляет 9—10 м/с на $V_{пр} = 660$ км/ч, а на высоте 7500 м — 4—5 м/с на $V_{пр} = 670$ км/ч. Эту высоту практически следует считать потолком.

С достаточной точностью скоростью наибольшей скороподъемности для всех высот полета самолета с убранными шасси и закрылками на одном двигателе, работающем на максимале, можно считать $V_{пр} = 600$ км/ч, а на форсаже — $V_{пр} = 640 ÷ 650$ км/ч.

В полете с выпущенными закрылками на одном двигателе, работающем на полном форсаже, максимальная вертикальная ско-

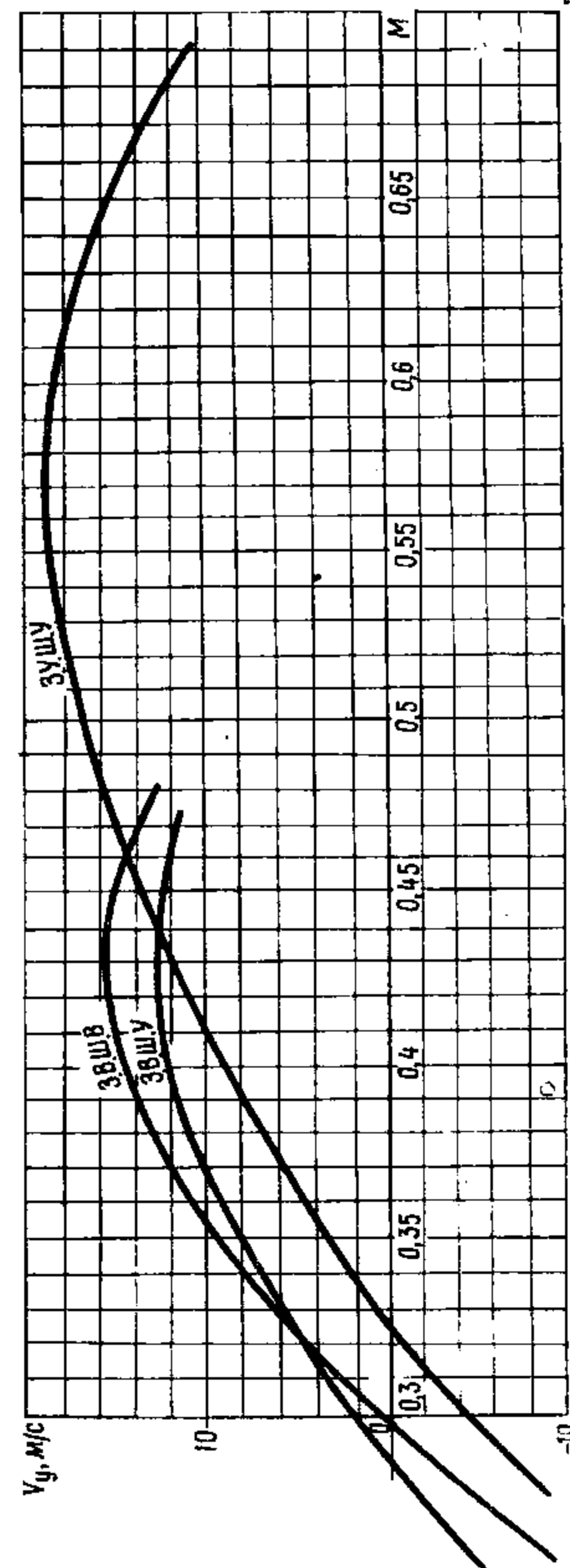


Рис. 4.20. Характеристики скороподъемности самолета на одном двигателе, работающем на полном форсаже; $H=0$; $G=35$ тс; с подвесным баком; стандартные условия

рость составляет 15 м/с у земли на $V_{пр} = 490$ км/ч, а с выпущенными шасси и закрылками — 12 м/с на $V_{пр} = 480$ км/ч.

Время набора высоты. На установленном инструкцией режиме набора высоты в стандартных атмосферных условиях в зависимости от режима работы двигателей и характера внешних подвесок время набора высоты соответствует табл. 4.3. Как видно из таблицы, включение форсажа двигателей существенно влияет на время набора высоты. Даже набор высоты 1000 м на форсаже происходит быстрее на 0,6 мин. Еще сильнее сокращается время при наборе 10 000 м. Если на максимальном режиме работы двигателей без подвесок оно составляет 10 мин, то на форсаже около 3 мин. Следует заметить, что внешние подвески не сильно сказываются на времени набора высоты на форсажном режиме работы двигателей.

Таблица 4.3

Характер подвесок и начальный вес самолета	Время при наборе с учетом взлета, мин													
	Без форсажа ($\eta_{пр} = 91\%$) до высоты, м					С форсажем ($\eta_{пр} = 94\%$, $\eta_{ф} = 95-100\%$) до высоты, м								
						на дозвуковых скоростях					на сверхзвуковых скоростях от высоты 10 000 м, с учетом разгона			
1000	4000	6000	8000	10 000	1000	4000	6000	8000	10 000	12 000	14 000	15 000	19 000	
Без подвесного бака, $G=33$ тс	1,8	3,5	4,6	6,3	10,2	1,2	1,8	2,1	2,5	2,8	1,5	2,5	2,8	3,8
С подвесным баком, со сбросом после выработки, $G=37$ тс	2,0	5,0	6,8	10,0	13,4	1,4	2,4	3,0	3,6	4,1	3,2	3,9	4,2	5,0
С 4 ФАБ-500М-62 под фюзеляжем, $G=37$ тс	—	—	—	—	—	1,2	1,8	2,1	2,5	2,8	—	—	—	4,6
С 4 ФАБ-500М-62 под крылом, $G=37$ тс	—	—	—	—	—	1,2	1,8	2,1	2,6	3,0	—	—	—	6,0

без учета разгона до $H=9000$ м;
от высоты 9000 м;
до высоты 19 700 м

Режим работы двигателей сильно влияет и на время набора наибольшего сверхзвукового потолка. Так, при взлете и наборе высоты этого потолка на форсаже время составляет 6,5—9,0 мин, а при включении форсажа на высоте 10 000 м — 19 мин при наличии

Таблица 4.4

время набора высоты при выборе $\eta_{пр} = 94\%$, $\eta_{ф} = 95-100\%$

Характер подвесок и начальный вес самолета	Время при наборе с учетом взлета, мин													
	Без форсажа ($\eta_{пр} = 94\%$) до высоты, м					С форсажем ($\eta_{пр} = 94\%$, $\eta_{ф} = 95-100\%$)								
						На дозвуковых скоростях				На сверхзвуковых скоростях от высоты 10 000 м с учетом разгона				
	1000	4000	6000	8000	10 000	1000	4000	6000	8000	10 000	12 000	14 000	15 000	19 000
Без подвесного бака, $G=33$ тс	1100	1600	1850	2150	2650	1100	1700	1950	2250	2400	1400	1850	2050	2500
С подвесным баком со сбросом после выработки, $G=37$ тс	1300	2220	2700	3300	3700	1300	1800	2050	2400	2800	2100	2600	2850	3400
С 4 ФАБ-500М-62 под фюзеляжем, $G=37$ тс	—	—	—	—	—	1280	1800	2150	2500	2900	—	—	—	3400
С 4 ФАБ-500М-62 под крылом, $G=37$ тс	—	—	—	—	—	1280	1800	2200	2550	3000	—	—	—	4100

¹С учетом разгона на высоте 9000 м;
²До высоты 19 700 м;
³При наборе высоты 9000 м;
⁴От высоты 9000 м

подвешного бака или 14 мин без него. Время набора практического потолка 22 300 м с высоты 10 000 м при весе самолета 23,9 тс составляет около 3 мин.

При снижении оборотов двигателей на 1% в наборе наибольшего сверхзвукового потолка без подвесок время увеличивается на 0,4 мин, а с подвесками ФАБ-500М-62 — на 0,9 мин.

Расход топлива на набор высоты. Расход топлива на набор высоты в зависимости от режима работы двигателей, веса самолета, наличия подвесок в стандартных условиях на установленных скоростях набора приведен в табл. 4.4. Из таблицы следует, что расходы топлива в наборе 8000 м без внешних подвесок на максимальном и форсажном режимах работы двигателей отличаются незначительно и составляют 2150—2250 кг соответственно. Набор высоты в диапазоне 8000—10 000 м экономичнее выполнять на форсаже. При наличии подвешного бака при наборе 9000 м на форсаже расход топлива существенно меньше (2800 кг вместо 3700 кг).

Момент включения форсажа при наборе высоты 19 000 м без подвесок влияет на расход топлива. При включении форсажа со взлета самолет расходует около 4900 кг, при включении форсажа с высот 4000—8000 м — около 4800 кг, а при включении его с высоты 10 000 м — 5150 кг. При наличии подвесок экономичнее набирать наибольший сверхзвуковой потолок на форсаже. Если при наборе высоты 19 000 м на форсаже расход топлива составляет 6200 кг, то при включении форсажа с 9000 м — 7100 кг.

Снижение оборотов двигателей на 1% в наборе наибольшего сверхзвукового потолка без подвесок приводит к увеличению расхода топлива на 250 кг, а с 4 ФАБ-500М-62 — на 400 кг.

Расход топлива на разгон самолета от $M = 0,95$ до приборных скоростей 970—1070 км/ч на высоте 9000—10 000 м составляет 800—850 кг.

Горизонтальный путь при наборе высоты. Горизонтальный путь, проходимый самолетом при наборе высоты в зависимости от режима работы двигателей, веса самолета, характера подвесок в стандартных условиях на установленных скоростях набора высоты приведен в табл. 4.5. Из таблицы следует, что горизонтальный путь в наборе высоты 10 000 м на максимальном режиме работы двигателей больше, чем на форсаже на 100 км и составляет 130 км. При наборе высоты 9000 м с подвешным баком разница еще более велика (185 км вместо 45 км). Поэтому набор высоты при полете на максимальный радиус целесообразно выполнять без форсажа. Горизонтальный путь в наборе высоты 19 000 м при включении форсажа с $H = 10 000$ м без подвесок составляет 240 км, а с подвешным баком 330 км. Горизонтальный путь в наборе высоты 19 700 м при работе двигателей на форсаже со взлета с 4 авиабомбами ФАБ-500М-62 под фюзеляжем составляет 200 км, а под крылом — 240 км.

Горизонтальный путь при разгоне на высоте 9000—10 000 м от дозвуковой до сверхзвуковой скорости составляет в зависимости от веса самолета и характера внешних подвесок 30—60 км.

Таблица 4.4

Расход топлива на набор высоты с учетом расхода топлива на форсаже

Удельный расход топлива и взлетный вес самолета	Без форсажа (с пр-94) ¹ до высоты, м						С форсажем (с пр-94) ² , с пр-94+30 ³ до высоты, м								
	на дозвуковых скоростях						на сверхзвуковых скоростях от высоты 10 000 м с учетом расхода								
	1000	4000	6000	8000	10000	10000	12000	14000	15000	16000	19700				
Без подвешного бака, $G = 33$ тс	0	25	45	70	130	0	10	15	20	30	45	65	75	110	115
С подвешным баком со сбросом после выработки, $G = 37$ тс	0	45	80	130	185 ¹	0	20	30	40	55	80	90 ²	100 ²	145 ²	—
С 4 ФАБ-500М-62 под фюзеляжем, $G = 37$ тс	—	—	—	—	—	10	17	22	30	45	—	—	—	—	150 ³
С 4 ФАБ-500М-62 под крылом, $G = 37$ тс	—	—	—	—	—	10	20	27	35	55	—	—	—	—	180 ³

¹До высоты 9000 м.

²С учетом разгона от высоты 9000 м.

³До высоты 19700 м.

При снижении оборотов двигателей на 1% в наборе наибольшего сверхзвукового потолка без подвесок горизонтальный путь увеличивается на 15 км, а с подвесками 4 авиабомб ФАБ-500М-62 — на 30 км. Горизонтальный путь в наборе высоты на максимальном режиме при снижении оборотов на 1% практически не изменяется.

§ 4.4. ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА НА СНИЖЕНИИ

Условием прямолинейного установившегося снижения является равенство сил $Q = G \sin \theta$ и $Y = G \cos \theta$ (рис. 4.21). Угол снижения θ всегда отрицателен.

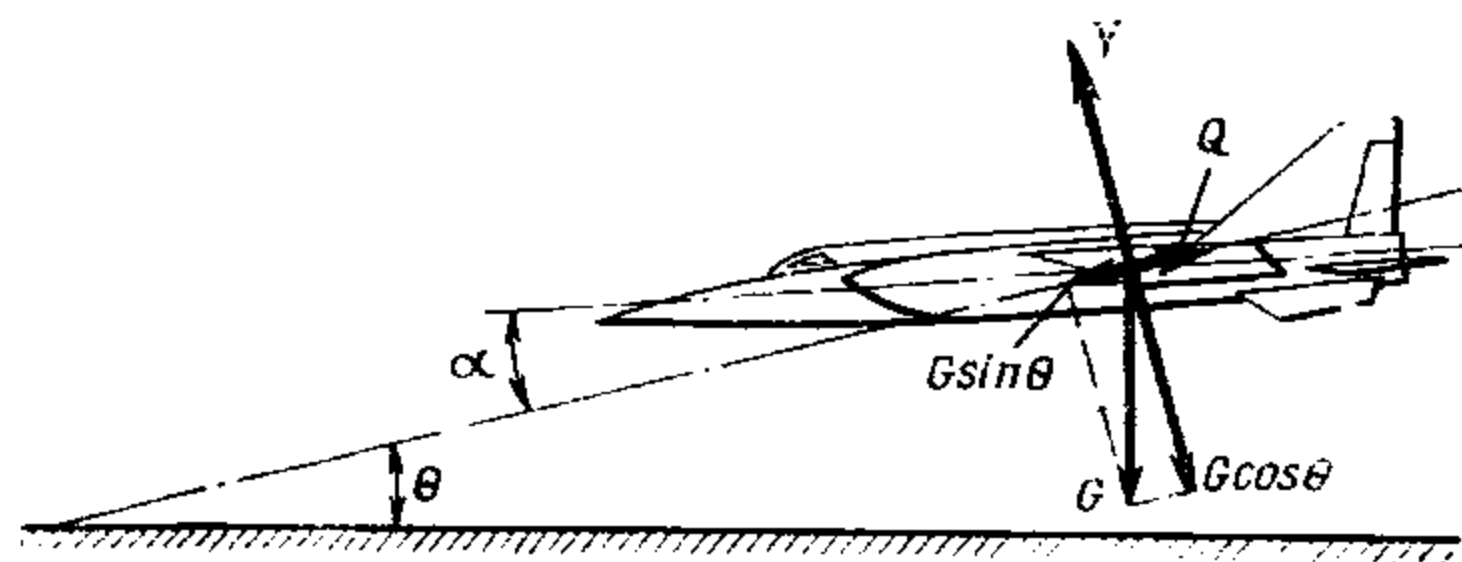


Рис. 4.21. Схема сил, действующих на самолет на снижении

Характеристики самолета на снижении (угол снижения θ , вертикальная скорость V_y , время t , горизонтальный путь L и расход топлива G_T) зависят от режима работы двигателей, наличия внешних подвесок, положения шасси, закрылков, тормозных щитков, а также скорости снижения.

Сила тяги двигателей, работающих на малом газе, как видно на рис. 3.27, при снижении на высотах менее 11 000 м настолько мала, что ее можно не учитывать, а на высотах более 11 000 м на установленных инструкцией скоростях снижения тяга на малом газе даже отрицательная.

При планировании без тяги величину угла планирования можно определить по формуле

$$\theta = \arctg \frac{1}{K}.$$

Минимальный угол планирования самолета, при котором достигается наибольшая горизонтальная дальность, соответствует наилучшей скорости снижения и углу атаки, при котором аэродинамическое качество максимально

$$\theta_{\min} = \arctg \frac{1}{K_{\max}} \approx \frac{57,3}{K_{\max}}.$$

Максимальная дальность планирования самолета без тяги тоже определяется величиной максимального аэродинамического качества

$$L_{\text{пл max}} = \frac{\Delta H}{\text{tg } \theta_{\min}} \approx \Delta H K_{\max}.$$

Если снижение самолета без тяги выполняется с торможением, то дальность снижения будет больше дальности при снижении в постоянной скорости на величину ΔL

$$\Delta L = \frac{V_{\text{нач}}^2 - V_{\text{кон}}^2}{2g} K.$$

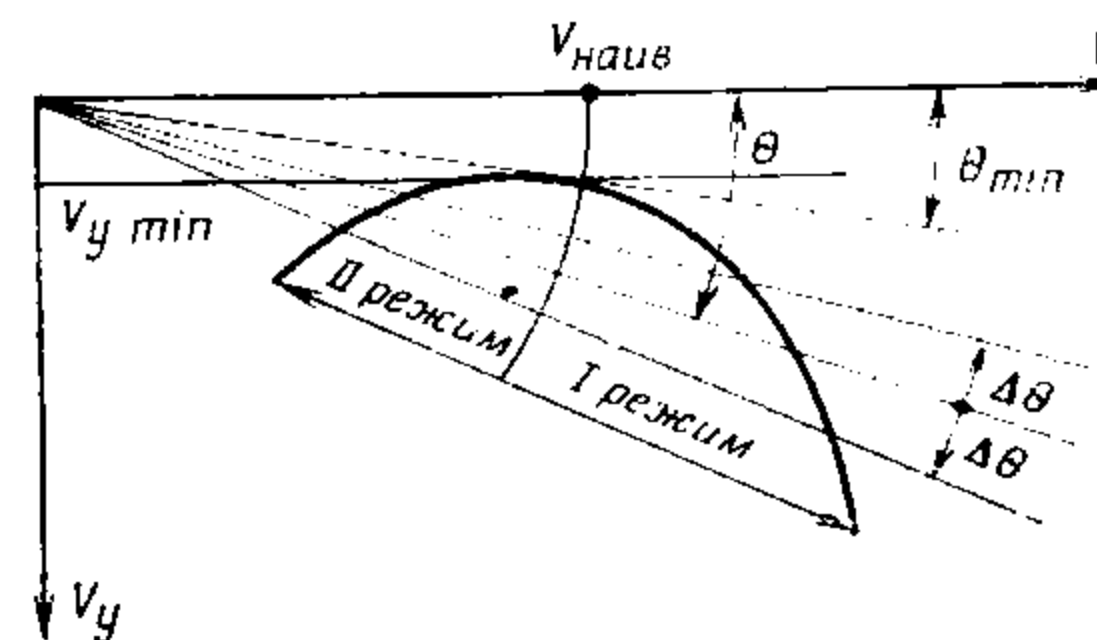


Рис. 4.22. Полярная диаграмма скоростей прямолинейного планирования с постоянной скоростью

Максимальное аэродинамическое качество при снижении самолета МиГ-25РБ без тяги, соответствующее наилучшей скорости, зависит от высоты снижения. Так с высоты потолка до 20 000 м максимальное аэродинамическое качество при снижении на $V_{\text{пр}} = 660$ км/ч равно 4,0; с высоты 20 000 до 15 000 м на $V_{\text{пр}} = 580$ км/ч — 4,0; с высоты 15 000 м до 0 на $V_{\text{пр}} = 500$ км/ч — 5,5—7,5 (при убранных тормозных щитках, закрылках и шасси). При этом средний угол планирования составляет около $6,5^\circ$.

Наилучшие приборные скорости по мере снижения самолета уменьшаются. Если с высоты потолка до 20 000 м наилучшая скорость по прибору составляет 660 км/ч, то на высотах 20 000—15 000 м — 580 км/ч, а на высотах от 15 000 м до 0 — 500 км/ч.

Взаимосвязь скорости, вертикальной скорости и угла в процессе установившегося снижения видна на полярной диаграмме (рис. 4.22). Для заданной высоты режимы полета с минимальной вертикальной скоростью и с минимальным углом снижения не совпадают.

Снижение с θ_{\min} соответствует наилучшей скорости, а с $V_{\text{наив}}$ — меньшей скорости по траектории, которая находится в области скоростей второго режима снижения.

Прямолинейное установившееся снижение с заданным углом наклона траектории соответствует двум значениям скорости; большее значение скорости — первому режиму, меньшее значение — второму режиму.

При полете на первом и втором режимах существуют некоторые специфические особенности в поведении самолета. Так, при снижении на первом режиме для уменьшения (по абсолютной величине) угла наклона траектории достаточно увеличить угол атаки. При этом несколько уменьшится скорость и будет устойчивое равновесие сил, при котором обеспечено установившееся снижение при меньшем угле снижения.

На втором режиме уменьшение угла наклона траектории за счет увеличения угла атаки приведет к кратковременному искривлению траектории вверх, и угол наклона уменьшится. Но меньшим значениям θ должна соответствовать большая скорость полета. Однако скорость при этом дополнительно уменьшится. Если будет сохраняться прямолинейное снижение с меньшим θ , то будет происходить непрерывное торможение самолета, вплоть до выхода на углы атаки сваливания.

При полете на вторых режимах для уменьшения угла наклона траектории необходимо уменьшить угол атаки, перейти на более крутое снижение с разгоном, а затем вновь увеличить его, чтобы установить нужный угол наклона траектории.

Снижение самолета на вторых режимах оказывается несколько сложнее, а вблизи критических углов атаки — опасным. Границей скоростей первого и второго режимов является наивыгоднейшая скорость снижения.

На самолете МиГ-25РБ с высоты сверхзвукового потолка снижение выполняется с торможением на II максимале до числа $M = 2,2$, а далее — на малом газе.

В целях удобства пилотирования на всех высотах скорость наибольшей дальности снижения определена $V_{пр} = 550$ км/ч (на учебно-боевом самолете 600 км/ч). Выдерживание постоянной приборной скорости обеспечивает поддержание постоянного угла атаки, близкого к наивыгоднейшему, при котором угол наклона траектории минимален.

Режим наибольшей продолжительности снижения соответствует приборной скорости 400—420 км/ч. Так как при выдерживании этого режима дальность снижения меньше, чем на режиме наибольшей дальности, и полет происходит на углах атаки, соответствующих аэродинамической тряске самолета (рис. 6.9), в практике полетов режим наибольшей продолжительности снижения не применяется.

При снижении на режиме наибольшей дальности без бомб с высоты 22 000—21 000 м с горизонтальным торможением на максимале с $M = 2,35$ до $V_{пр} = 550$ км/ч (на учебно-боевом самолете 600 км/ч) и переводом РУД на малый газ на числе $M \leq 2,2$ вертикальная скорость до высоты 12 000—13 000 м составляет 25—30 м/с, а на высотах менее 12 000—13 000 м — 20—25 м/с.

Расход топлива, время и горизонтальная дальность при тех же условиях снижения до высоты круга соответствует табл. 4.6.

На рассмотренных характеристиках снижения можно сделать вывод, что с учетом гарантийного и невырабатываемого остатков топлива, а также расхода топлива при снижении и полете по кругу минимальный остаток топлива в конце крейсерского участка полета должен быть не менее 2260—2100 кг с высоты 22—21 км; 1850 кг с высоты 12—10 км.

Таблица 4.6

Высота начала снижения, м	Расход топлива, кг		Время, мин		Путь, км	
	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ
22000	730	800	14	13	250	230
21000	690	750	13	12	220	220
20000	650	700	12	11	185	210
12000	550	—	9	—	120	—
10000	—	460*	—	6,5	—	90
2000*	100	—	1,5	—	15	—

*Высота прохода над аэродромом при снижении к третьему развороту по системе «Полет-И» с курсом посадки, противоположным курсу взлета.

Глава 5 УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

§ 5.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Движение самолета как твердого тела в воздушной среде складывается из поступательного движения центра тяжести самолета по траектории относительно неподвижной системы координат и вращательного движения его вокруг центра тяжести, как вращательного движения связанной с самолетом подвижной системы координат относительно неподвижной системы.

Различают две подвижные системы координат: поточную и связанную с самолетом. У обеих систем начала координат O и O_1 совпадают с центром тяжести самолета. Ось OX в поточной системе координат (скоростная ось) направлена вперед по вектору скорости (потока), а OX_1 в связанной системе (продольная ось) — вперед параллельно хорде крыла. Оси OY в поточной системе координат (ось подъемной силы) и OY_1 в связанной системе координат (нормальная ось) направлены в сторону верхней поверхности крыла в плоскости симметрии самолета перпендикулярно осям OX и OX_1 соответственно. Ось OZ в поточной системе координат (боковая ось) и OZ_1 в связанной системе координат (поперечная ось) направлены перпендикулярно осям соответственно OX и OX_1 , OY и OY_1 в сторону правой консоли крыла.

Связь поточной и связанной систем координат приведена в приложении 1.

При рассмотрении движения самолета по траектории обычно используется поточная система координат. Однако при рассмотрении вращательного движения самолета вокруг центра тяжести удобнее воспользоваться связанной системой координат. Следовательно, при рассмотрении равновесия, устойчивости и управляемости удобнее применять эту систему координат.

Установлено следующее правило знаков. Положительными принято считать (рис. 5.1):

- момент M_z , угловую скорость ω_z , угол тангажа θ и угол атаки α — на кабрирование;
- момент M_x , угловую скорость ω_x , угол крена γ — вправо;
- угловую скорость ω_y , момент M_y , угол скольжения β — влево.

Для определения знака угла отклонения руля (стабилизатора), усилий на ручке управления и педалях или расходов их достаточно иметь в виду, что положительный момент, угловая скорость и т. д. создаются отрицательными углами отклонения рулей, усилиями, расходами ручки (педальей) и наоборот.

Под равновесием самолета понимают такое его состояние, при котором сумма сил, действующих на самолет и сумма моментов относительно центра тяжести равны нулю. Равновесие самолета является необходимым условием прямолинейного установившегося полета без вращения.

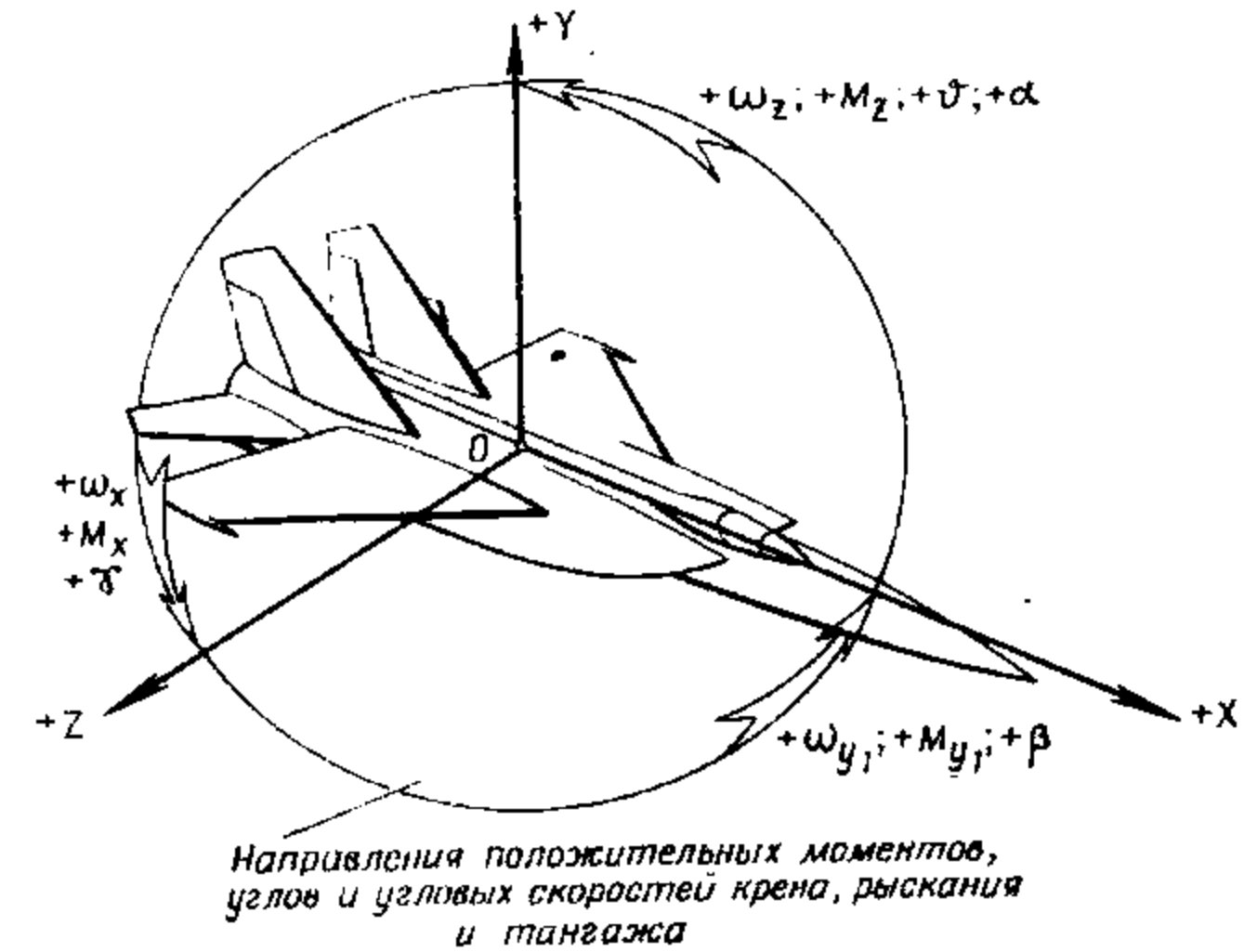


Рис. 5.1. Система связанных осей координат и принятые знаки

Существует целый ряд причин, вызывающих нарушение равновесия самолета в полете. Они называются возмущающими причинами. Это и турбулентность воздушной среды и действие рулями летчика и др. В результате действия возмущающей причины появляются неуравновешенные силы и моменты.

Если при нарушении равновесия в результате действия появившихся неуравновешенных сил и моментов самолет способен возвратиться к исходному положению равновесия, он считается динамически устойчивым.

Одним из необходимых условий возвращения самолета к исходному равновесию является его способность создавать восстанавливающие моменты при кратковременном возникновении возмущающей причины. Стремление самолета без вмешательства летчика вернуться к исходному положению в потоке при нарушении равновесия характеризует статическую устойчивость. Без наличия статической устойчивости и средств автоматики самолету не может быть обеспечена динамическая устойчивость.

Если устойчивость есть способность самолета сохранять положение равновесия, то управляемость есть способность изменять его, реагировать на отклонение органов управления. Чрезмерное увеличение устойчивости влечет за собой ухудшение управляемости и наоборот.

Устойчивость и управляемость самолета определяют пилотажные и маневренные характеристики самолета. Поэтому они должны поддерживаться в допустимых пределах. Обеспечение необходимых характеристик устойчивости и управляемости сверхзвуковых самолетов в сравнительно большом диапазоне скоростей и высот представляет большую сложность и без использования автоматики на всех эксплуатационных режимах полета оказалось невозможным.

Характерными особенностями устойчивости и управляемости сверхзвуковых самолетов являются:

а) сильное изменение характеристик устойчивости и управляемости самолета при переходе через скорость звука, связанное с изменением характера обтекания самолета;

б) значительное изменение динамических характеристик самолета, связанное с изменением его демпфирующих свойств в широком диапазоне высот и скоростей полета;

в) существенное проявление упругих деформаций конструкции самолета на устойчивость и управляемость при больших приборных скоростях и сверхзвуковых числах M полета;

г) более сильное взаимное влияние продольного и бокового движений, обусловленное аэродинамическим, кинематическим, гироскопическим и инерционным взаимодействием, что в отдельных случаях может существенно сказаться на поведении самолета;

д) использование сложной автоматики управления и гидроусилителей, при которых оценку устойчивости и управляемости летчик ведет по характеристикам загрузочных механизмов, так как при использовании в системах управления необратимых бустеров ручка управления и педали аэродинамическими силами не нагружены.

При наличии симметрии самолета в полете без скольжения на эксплуатационных режимах полета взаимодействие продольного и бокового движений невелико, что позволяет для простоты анализа рассматривать их отдельно. Поэтому рассмотрение продольного движения в первом приближении осуществляется для полета самолета без скольжения.

§ 5.2. ПРОДОЛЬНЫЕ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Продольное возмущенное движение самолета складывается из сравнительно быстрых колебаний самолета вокруг центра тяжести (относительно оси OZ) с изменением углов атаки и перегрузок в первоначальный момент с практически постоянной скоростью и высотой и более медленных изменений в последующий момент траектории движения центра тяжести в вертикальной плоскости XOY с изменением скорости и высоты с малоизменяющимся углом ата-

ки. Это позволяет рассматривать отдельно короткопериодическое движение самолета с изменением угла атаки (устойчивость по перегрузке) и длиннопериодическое движение с изменением скорости и высоты (устойчивость по скорости).

5.2.1. Устойчивость самолета по перегрузке

Самолет считается устойчивым по перегрузке, если он самостоятельно, без вмешательства летчика сохраняет перегрузку (угол атаки) заданного режима. Продольная устойчивость самолета по перегрузке определяется характеристиками статической и динамической устойчивости.

Статическая устойчивость самолета по перегрузке. Характеризует стремление самолета без вмешательства летчика восстановить балансировочный исходный угол атаки (перегрузку) при его отклонении от балансировочного заданного значения.

Это свойство в полете летчик воспринимает как сопротивляемость самолета изменению угла атаки (перегрузки), возникшему вследствие воздействия турбулентной воздушной среды, отклонения стабилизатора или других управляющих органов. Чем больше статическая устойчивость по перегрузке, тем сильнее самолет реагирует на внешнее возмущение и меньше отклоняется угол атаки (перегрузка) от исходного балансировочного значения.

Стремление самолета восстанавливать исходное балансировочное положение после прекращения действия возмущающей причины определяется величиной восстанавливающего момента ΔM_z восст (рис. 5.2). Величина момента ΔM_z восст по абсолютной величине пропорциональна приращению подъемной силы ΔY и величине плеча между центром тяжести и фокусом ($X_T - X_\Phi$)

$$-\Delta M_z \text{ восст} = \Delta Y (X_T - X_\Phi).$$

Так как устойчивость по перегрузке при выключенном автоматическом демпфировании в основном определяется взаимным расположением фокуса X_Φ и центра тяжести X_T самолета, то величину плеча ($X_T - X_\Phi$), выраженную в процентах САХ, часто называют запасом устойчивости по перегрузке или запасом центровки*.

Гораздо, запас статической устойчивости по перегрузке равен:

$$\sigma_n = \bar{X}_T - \bar{X}_\Phi + \frac{m \bar{\omega}_z}{\mu},$$

где $m \bar{\omega}_z$ — приращение коэффициента демпфирующего момента;

$\mu = \frac{m}{\rho b_{САХ}}$ — относительная массовая плотность самолета.

Таким образом, обеспечению статической продольной устойчивости самолета по перегрузке кроме восстанавливающего момента способствует воздушная среда, препятствующая повороту самолета в потоке. Эта динамическая составляющая дополнительно повышает статическую устойчивость по перегрузке.

Под аэродинамическим фокусом самолета понимают точку приложения приращения подъемной силы, вызванного изменением угла атаки. Момент направлен на возвращение самолета к исходному балансировочному значению угла атаки в том случае, если фокус лежит сзади центра тяжести. При увеличении α момент действует на пикирование, а при уменьшении — на кабрирование. Чем

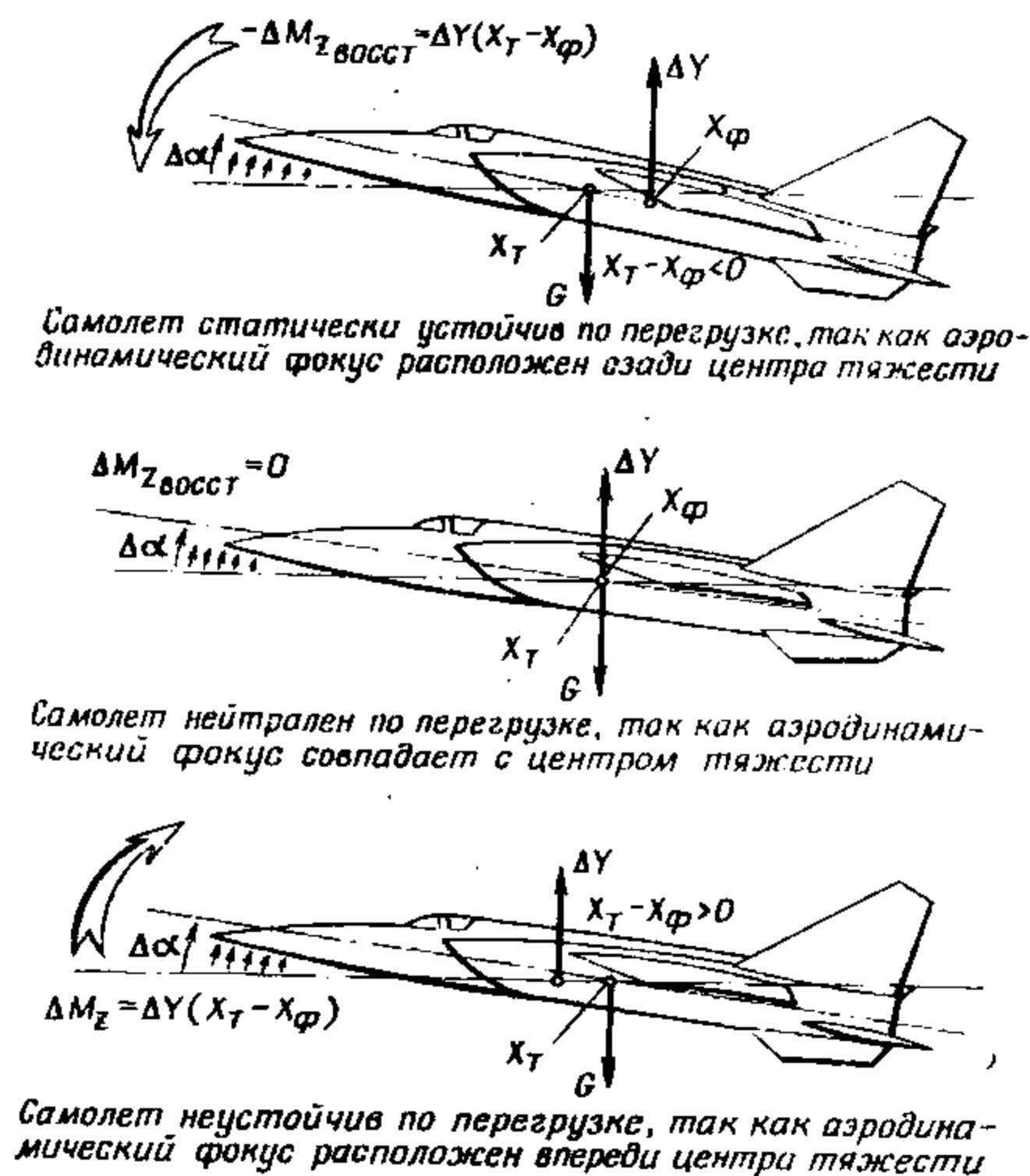


Рис. 5.2. Условие статической продольной устойчивости по перегрузке

дальше находится фокус за центром тяжести (больше плечо), тем выше статическая устойчивость самолета. Если фокус совпадает с центром тяжести, самолет становится нейтральным по перегрузке, то есть не реагирует на изменение угла атаки (перегрузки), так как не появляется восстанавливающий момент. Если фокус расположен впереди центра тяжести, то при нарушении равновесия появляется момент, способствующий дальнейшему отклонению угла атаки (перегрузки) от его балансировочного значения. Без наличия достаточного запаса статической устойчивости пилотирование самолета затруднено, так как возникает необходимость непрерывного парирования колебаний для выдерживания заданного режима полета.

Изменение запаса статической устойчивости связано с изменением положения фокуса и с положением центра тяжести. Чрезмерно большой запас устойчивости снижет маневренные возможности самолета. Малый запас устойчивости способствует чрезмерному увеличению эффективности продольного управления. При отсутствии запаса устойчивости возможны самопроизвольные забросы перегрузки. Поэтому его минимальная величина нормируется. В интересах безопасности на эксплуатационных режимах полета запас устойчивости не допускается менее 5% САХ.

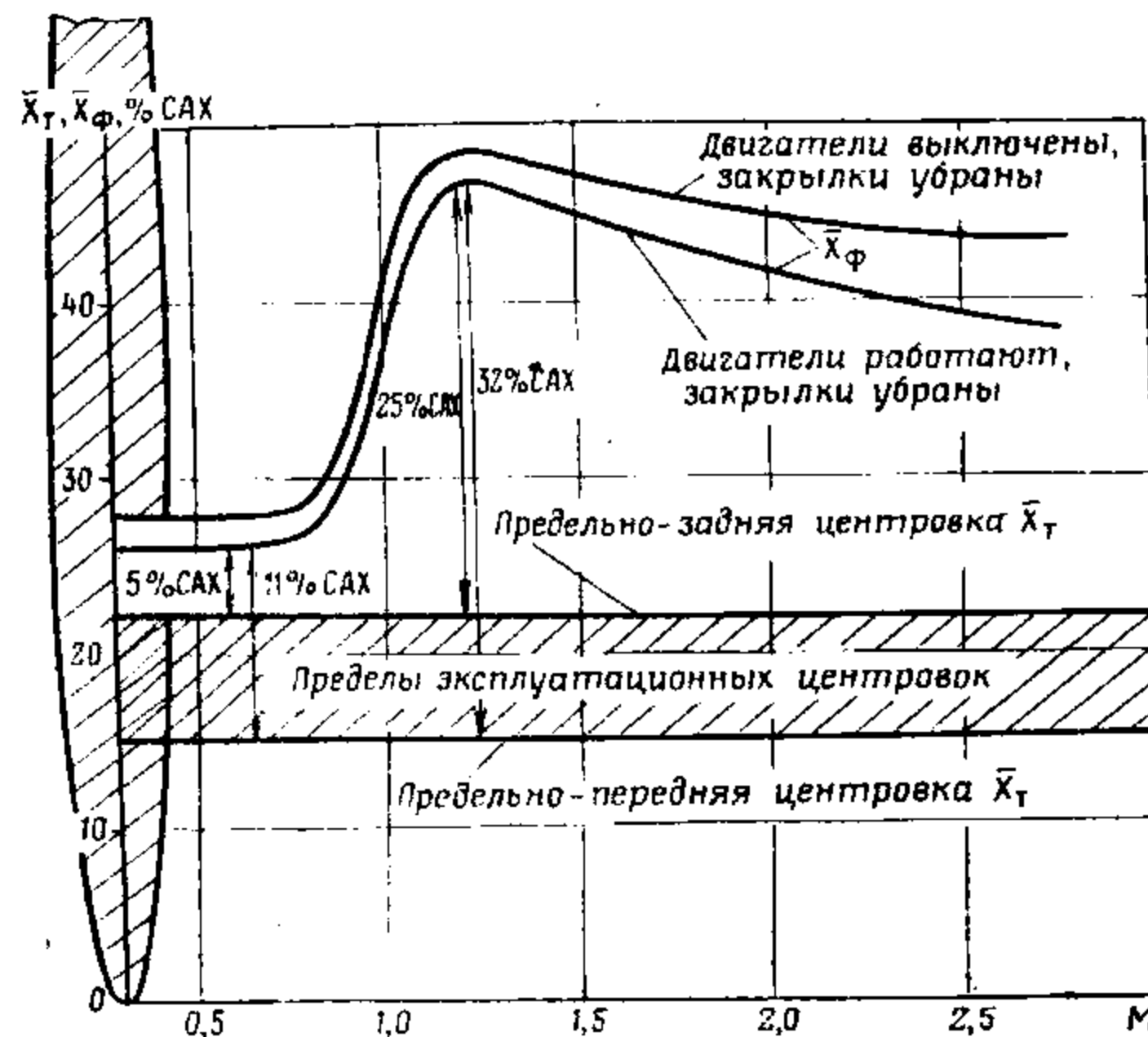


Рис. 5.3. Изменение запаса статической продольной устойчивости по перегрузке в прямолинейном полете

На самолете МиГ-25РБ в диапазоне небольших значений углов атаки (до начала аэродинамической тряски) запас устойчивости меняется в основном в зависимости от числа M и центровки (рис. 5.3). Рассмотрим изменение запаса устойчивости по перегрузке, связанное с изменением центровки самолета. Под центровкой самолета принято понимать положение центра тяжести относительно САХ, выраженной в процентах ее длины. Центровка боевого самолета без подвесок с убраным шасси несколько отличается от учебно-тренировочного. Если на боевом самолете МиГ-25РБ она меняется в пределах 14,2—21,3% САХ, то на самолете МиГ-25РУ — в пределах 12—19%, что связано с различием компоновки. Существенное изменение центровки и связанное с этим изменение запаса устойчивости по перегрузке на дозвуковых скоро-

стях происходит за счет выработки топлива. Предельно передняя центровка соответствует запасу топлива 14 500—15 000 кг, а наиболее задняя — 4000—4500 кг (на учебно-тренировочном 0—2000 кг).

Влияние на центровку других факторов следующее:

— сброс подвесного бака с топливом смещает центровку вперед на 3,4—3,5%;

— сброс 4 авнабомб ФАБ-500М-62 из-под фюзеляжа смещает центровку назад на 0,1—0,6% САХ;

— выпуск шасси сдвигает центровку назад на 0,8—1,3% САХ.

В расчете центровки самолета не учтено изменение зеркала топлива в баках при маневрировании с перегрузкой на неустановившихся режимах и влияние угла тангажа.

Изменение положения аэродинамического фокуса самолета связано с проявлением сжимаемости воздуха. Наиболее переднее положение фокуса, соответствующее докритическим числам M ($M < 0,85$), остается неизменным и равным 26,5% САХ. В трансзвуковом диапазоне переход от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета сопровождается смещением аэродинамического фокуса назад до 47—49% САХ, а при торможении — вперед. По мере увеличения сверхзвуковой скорости фокус несколько смещается вперед, что связано с повышением несущих свойств воздухозаборников (их дестабилизирующим влиянием). Влияние режима работы двигателей и положения закрылков на положение аэродинамического фокуса самолета невелико. При выключении двигателей фокус несколько смещается назад.

В диапазоне небольших углов атаки изменение запаса статической устойчивости в основном связано с числом M полета и выработкой топлива. Минимальный запас устойчивости соответствует дозвуковым скоростям полета при предельно задней центровке и составляет в полетной конфигурации самолета без подвесок 5,5% САХ, благодаря чему обеспечиваются благоприятными характеристиками устойчивости и управляемости. Влияние выработки топлива на этих режимах очень велико и изменяет запас статической устойчивости в три раза.

В трансзвуковом полете при изменении скорости полета статическая устойчивость столь сильно изменяется, что влияет на поведение самолета и управляемость. В процессе маневра с торможением самолета в трансзвуковом диапазоне скоростей требуется парировать самопроизвольное увеличение угла атаки.

На сверхзвуковых скоростях полета запас устойчивости настолько велик, что ухудшается маневренность самолета и снижаются располагаемые перегрузки при полном отклонении ручки управления на себя. Самолет на этих режимах становится заметно тяжелее в управлении. Летчику чаще приходится снимать усилия с ручки управления механизмом триммерного эффекта.

Сочетание аэродинамических характеристик плоских воздухозаборников и крыла приводит к «возврату» аэродинамического фокуса самолета на числах M полета более 1,2. Сдвиг фокуса вперед

снижает величину запаса статической устойчивости на больших сверхзвуковых скоростях и компенсирует падение эффективности продольного управления с ростом числа M . Это обстоятельство позволяет получить высокие значения $C_{y \text{ расп. по } \sigma_{ст}} = 0,5 \div 0,6$ на числах M , близких к предельным.

В более широком диапазоне углов атаки происходит некоторое уменьшение запаса статической устойчивости. Однако отличительной особенностью самолета МиГ-25РБ является то, что во всем диапазоне углов атаки вплоть до критических запас статической устойчивости не уменьшается (рис. 5.4). На дозвуковых скоростях

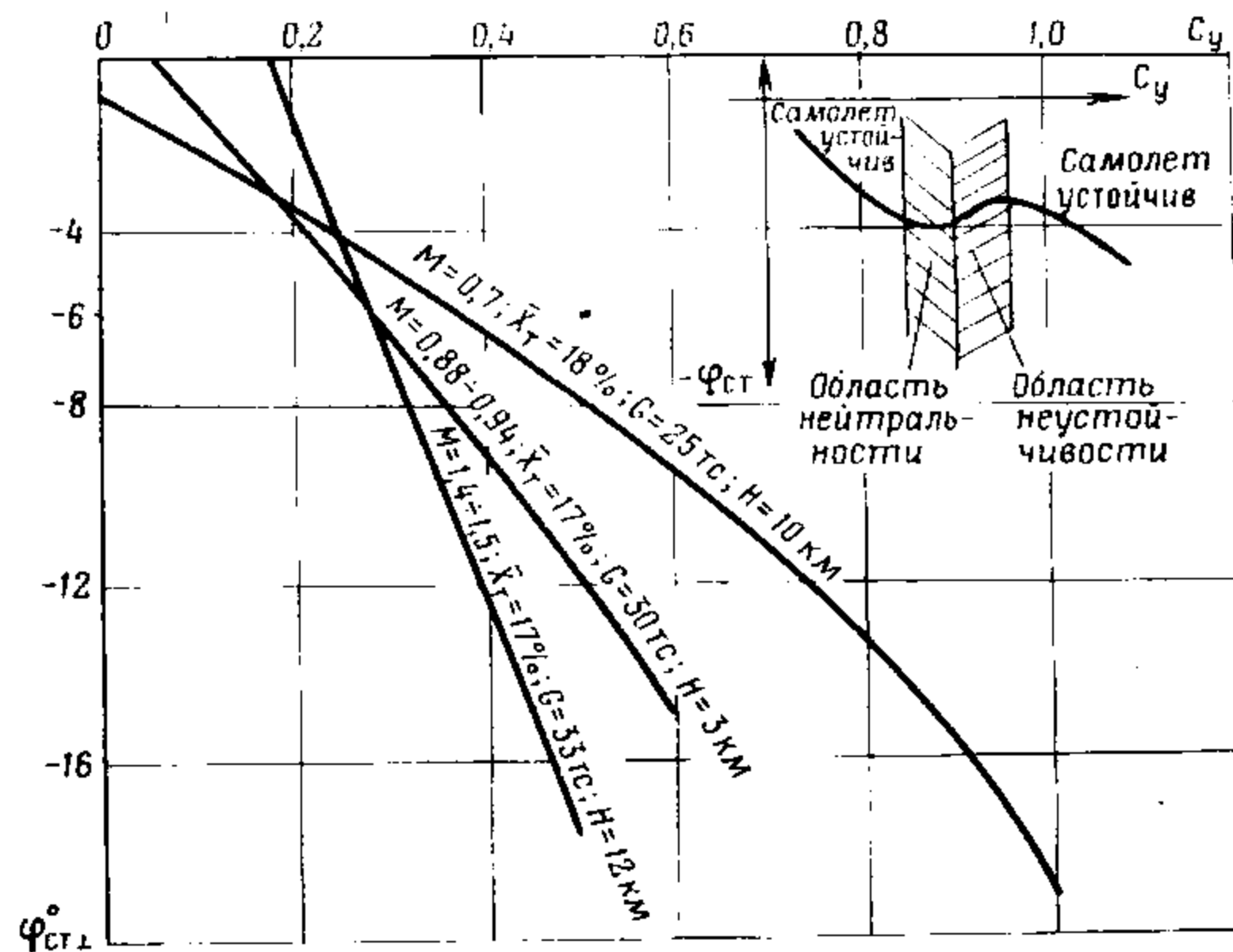


Рис. 5.4. Зависимость изменения потребных углов отклонения стабилизатора $\varphi_{ст.л}^{\circ}$ от коэффициента подъемной силы самолета в полетной конфигурации

полета по мере увеличения угла атаки, соответствующего C_y , большему 0,6, наблюдается даже некоторое возрастание статической устойчивости, связанное со смещением аэродинамического фокуса самолета назад. В трансзвуковом и сверхзвуковом диапазонах скоростей запас статической устойчивости остается без изменения, на всех углах атаки вплоть до максимального, соответствующего полному отклонению ручки управления на себя.

Динамической устойчивостью самолета по перегрузке определяется способность самолета после прекращения действия внешних возмущений самостоятельно возвратиться к исходному балансировочному углу атаки (перегрузке). Высокой динамической устойчивостью обеспечивается переходный процесс без длительных коле-

баний и забросов перегрузки, что значительно улучшает пилотажные характеристики самолета.

Характеристики динамической устойчивости по перегрузке самолета МиГ-25РБ в широком диапазоне скоростей и высот очень сильно меняются. С увеличением высоты полета уменьшается плотность воздуха и ухудшается затухание продольных короткопериодических колебаний. Особенно это заметно при полете со сверхзвуковой скоростью в стратосфере на высотах более 20 км. Период этих колебаний (рис. 5.5) около 1 с. Парирование их не представляется возможным, так как возможно «разбалтывание» самолета.

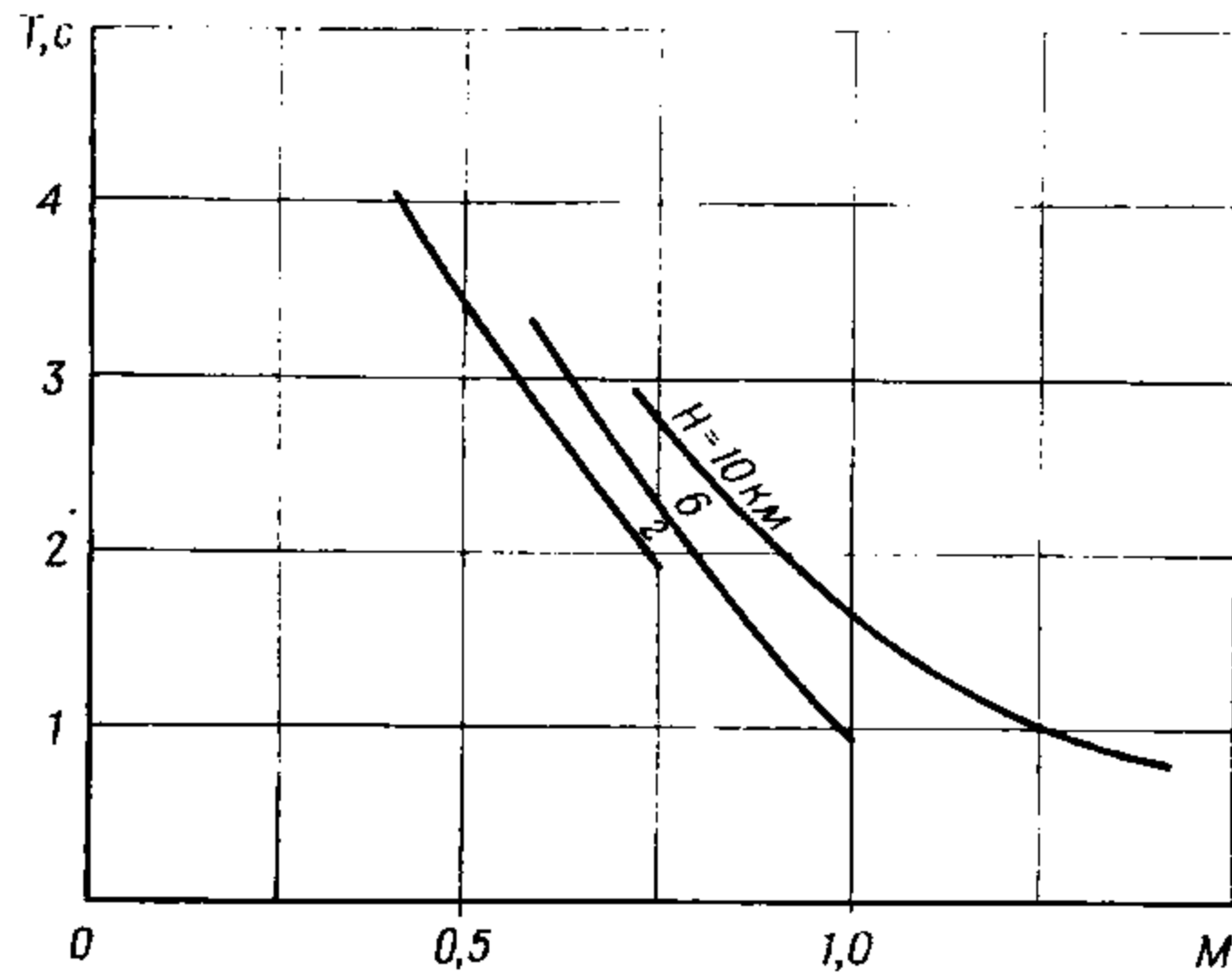


Рис. 5.5. Период свободных продольных колебаний самолета

Для улучшения динамической устойчивости по перегрузке на самолете предусмотрены средства искусственного демпфирования продольных колебаний, улучшающие их затухание. В автоматике САУ предусмотрены режимы демпфирования и стабилизации, при работе на которых автоматически выдается управляющий сигнал на отклонение стабилизатора в зависимости от угловой скорости вращения относительно центра тяжести. В режиме демпфирования отклонение стабилизатора путем изменения длины раздвижной тяги в системе управления при возникновении угловой скорости вращения вокруг поперечной оси ускоряет процесс затухания колебаний до близкого к апериодическому. Благодаря этому продольные колебания самолета при полете с включенной САУ в режим демпфирования и стабилизации становятся незаметными даже на высотах, близких к потолку, и числах М, близких к предельным.

5.2.2. Устойчивость самолета по скорости

Устойчивость самолета по скорости характеризует его стремление самостоятельно без вмешательства летчика сохранять заданную скорость полета. Это свойство самолета существенно определяет характер длиннопериодического траекторного движения самолета в плоскости его симметрии. Наличие устойчивости по скорости обеспечивает возникновение при разгоне положительного прироста подъемной силы, искривляющей траекторию вверх, при торможении отрицательного прироста подъемной силы, искривляющей траекторию вниз. В обоих случаях искривление траектории направлено на сохранение заданной скорости (рис. 5.6). На установившемся

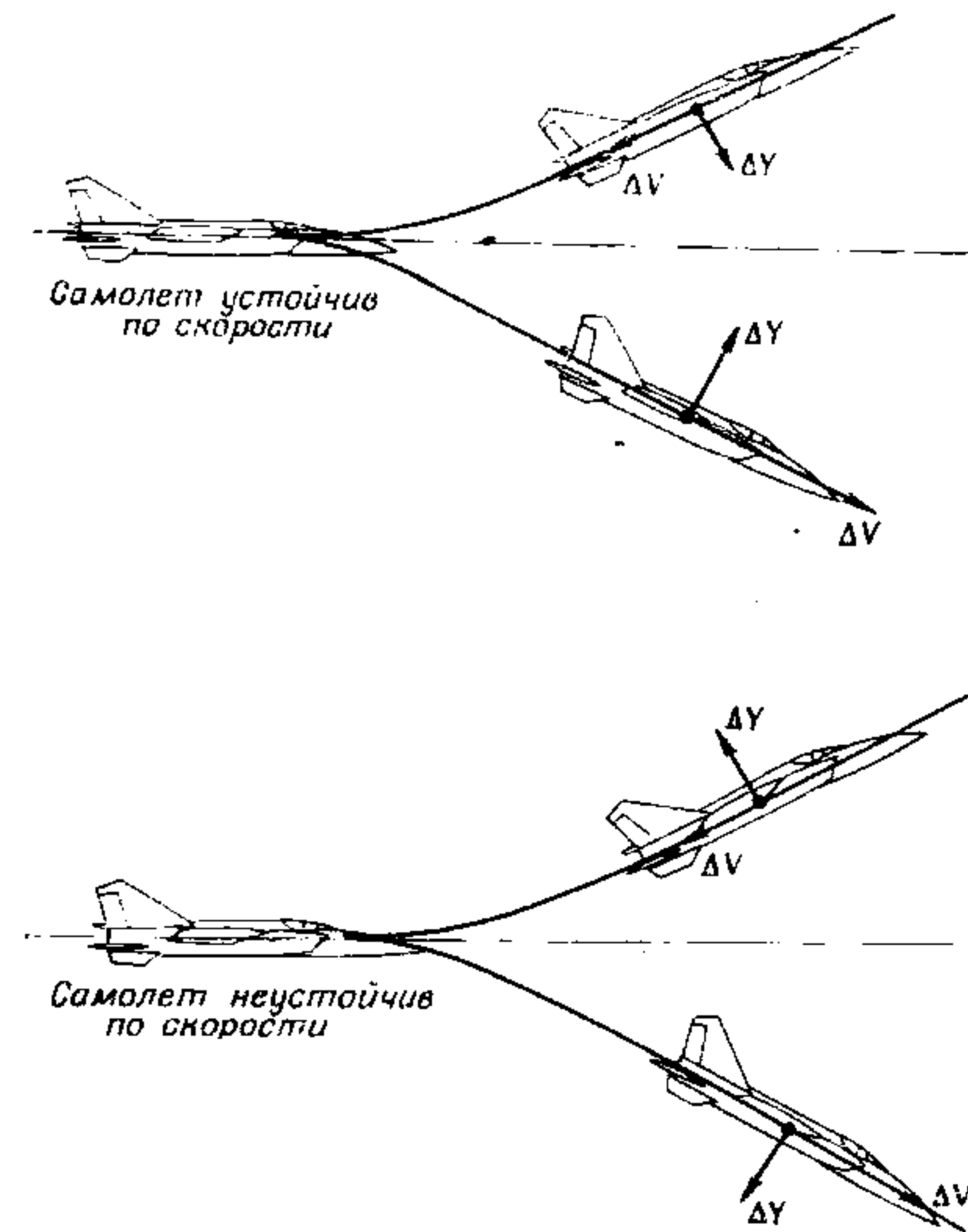


Рис. 5.6. Характер устойчивого и неустойчивого продольного движения самолета по скорости

ся режиме полета это обеспечивает стабилизацию траектории полета самолета.

Условием устойчивости по скорости является неравенство $\frac{\Delta Y}{\Delta V} > 0$.

В полете устойчивость самолета по скорости летчик оценивает не только по характеру изменения траектории при изменении скорости, но и по усилиям на ручке управления и ее расходам. Если полет происходит с увеличением скорости, то у устойчивого по скорости самолета, если он был сбалансирован по усилиям в начале разгона, возникают давящие усилия на ручке управления и самолет стремится перейти на кабрирование.

У самолета, неустойчивого по скорости, при разгоне появляются тянущие усилия на ручке управления, и траектория искривляется на пикирование и наоборот (рис. 5.6).

Как и все сверхзвуковые самолеты, МиГ-25РБ на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях устойчив по скорости. В трансзвуковом диапазоне скоростей проявляется неустойчивость по скорости. Это обусловлено перестройкой характера обтекания самолета и изменением эффективности стабилизатора.

Устойчивость самолета по скорости характеризуется изменением балансировочных расходов стабилизатора, ручки управления и усилий на ней, потребных для выдерживания горизонтального полета в зависимости от скорости и высоты. Балансировочные углы отклонения стабилизатора в зависимости от скорости и высоты полета соответствуют графику рис. 5.7.

На малых высотах (0—2000 м) во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета до $V_{\text{пр}}$ максимально допустимой самолет устойчив по скорости. По мере приближения к максимально допустимой приборной скорости самолет становится менее устойчивым по скорости, что летчик замечает по отсутствию возрастания давящих усилий на ручке управления. На средних высотах неустойчивость по скорости проявляется на числах $M = 0,85 \div 1,05$, а на больших высотах (11 000—15 000) — на числах $M = 0,85 \div 1,2$.

Если на высоте 5 км балансировочные углы отклонения стабилизатора в горизонтальном полете при прохождении трансзвукового диапазона скоростей меняются на $2-3^\circ$, то на высоте 11 км в диапазоне чисел $M = 0,85 \div 1,1$ — на 5° ; то есть с увеличением высоты изменение балансировочных усилий при прохождении трансзвуковой зоны возрастает и на высоте 10 км составляет при нейтральном положении механизма триммерного эффекта (МТЭ) 18 кгс. На высотах более 13 км летчик пилотирует самолет только на сверхзвуковых скоростях, на которых он устойчив по скорости.

Проявление неустойчивости по скорости и связанное с этим самопроизвольное возрастание перегрузки в процессе маневра с уменьшением скорости в трансзвуковом диапазоне при фиксированном положении стабилизатора носит название скоростного подхвата. Это происходит потому, что по мере падения скорости уменьшается потребный балансировочный угол отклонения стабилизатора, так как увеличивается эффективность стабилизатора и уменьшается запас устойчивости по перегрузке. Своевременная переконструкция самолета при прохождении трансзвукового диапазона скоростей в прямолинейном полете исключает возникновение скоростного подхвата.

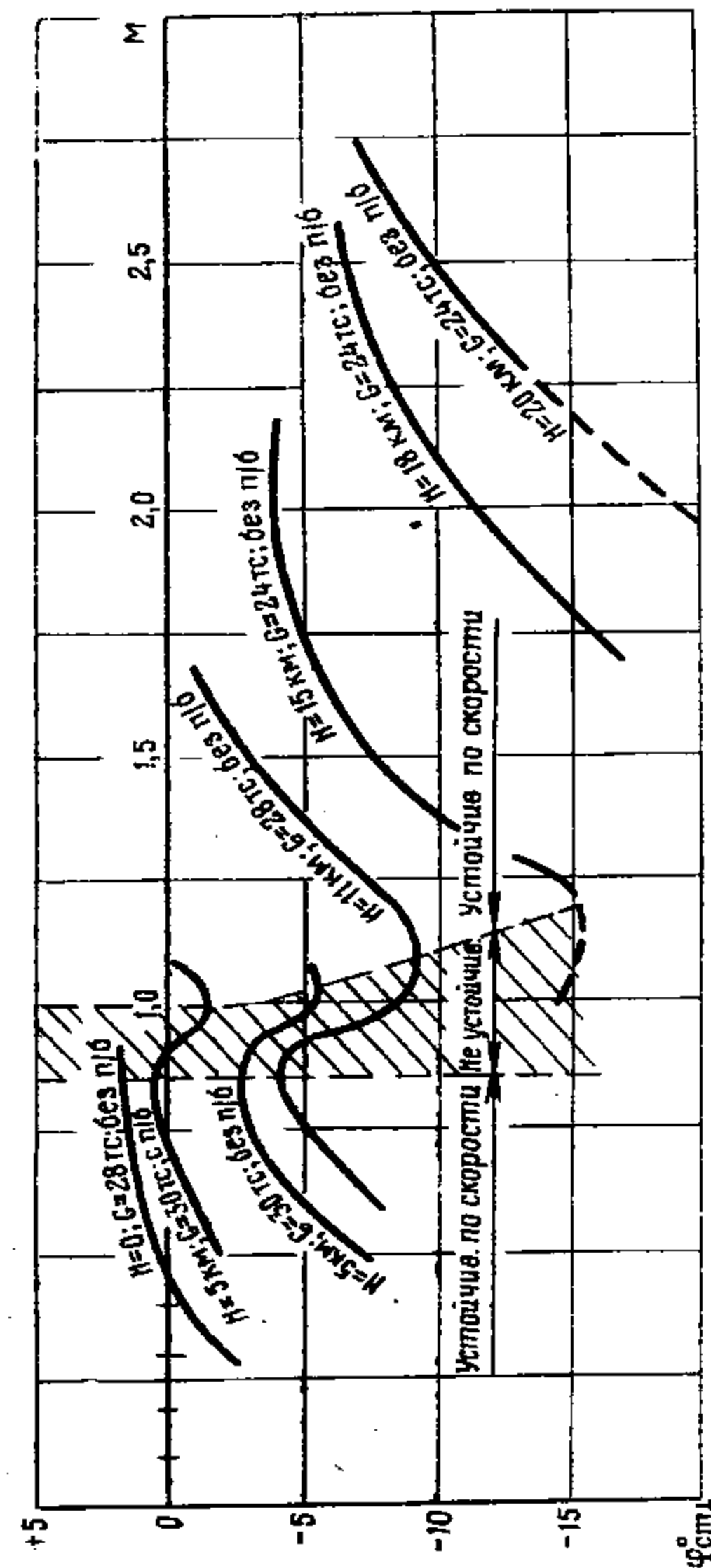


Рис. 5.7. Балансировочные кривые горизонтального полета самолета с двигателями, работающими на полном форсаже

Если летчик будет начинать торможение с числа $M = 1,0 \div 1,05$ с горизонтального полета, но при неизменном положении ручки управления, соответствующем балансировочному при числе $M = 1,0 \div 1,05$, то в процессе скоростного подхвата перегрузка возрастает на высотах 5000 м до 2,9, 8000 м — до 2,5, 11 000 м — до $2,0 \div 2,2$ (рис. 5.8). Следовательно, в этих случаях самолет за ограничение по прочности практически не выходит.

Однако при выполнении криволинейного маневра с перегрузкой, большей 1,0, с торможением со сверхзвуковых скоростей полета до дозвуковых вследствие проявления этих особенностей самолет при полете на трансзвуке может выйти за ограничение по перегрузке. Так, при исходной перегрузке $n_y = 1,5$ на числе $M = 1,0 \div 1,05$ и неизменном положении ручки управления перегрузка в процессе торможения до числа $M = 0,85$ увеличивается на высоте 5000 м до $n_y = 3,7$, а на 11 000 м — до 3,1. При исходной перегрузке 2,0 в процессе скоростного подхвата на высоте 5000 м n_y увеличивается до 4,4, а на 11 000 м — до 4,1, то есть самолет выходит за ограничение (рис. 5.8), причем за время не более 0,5 с.

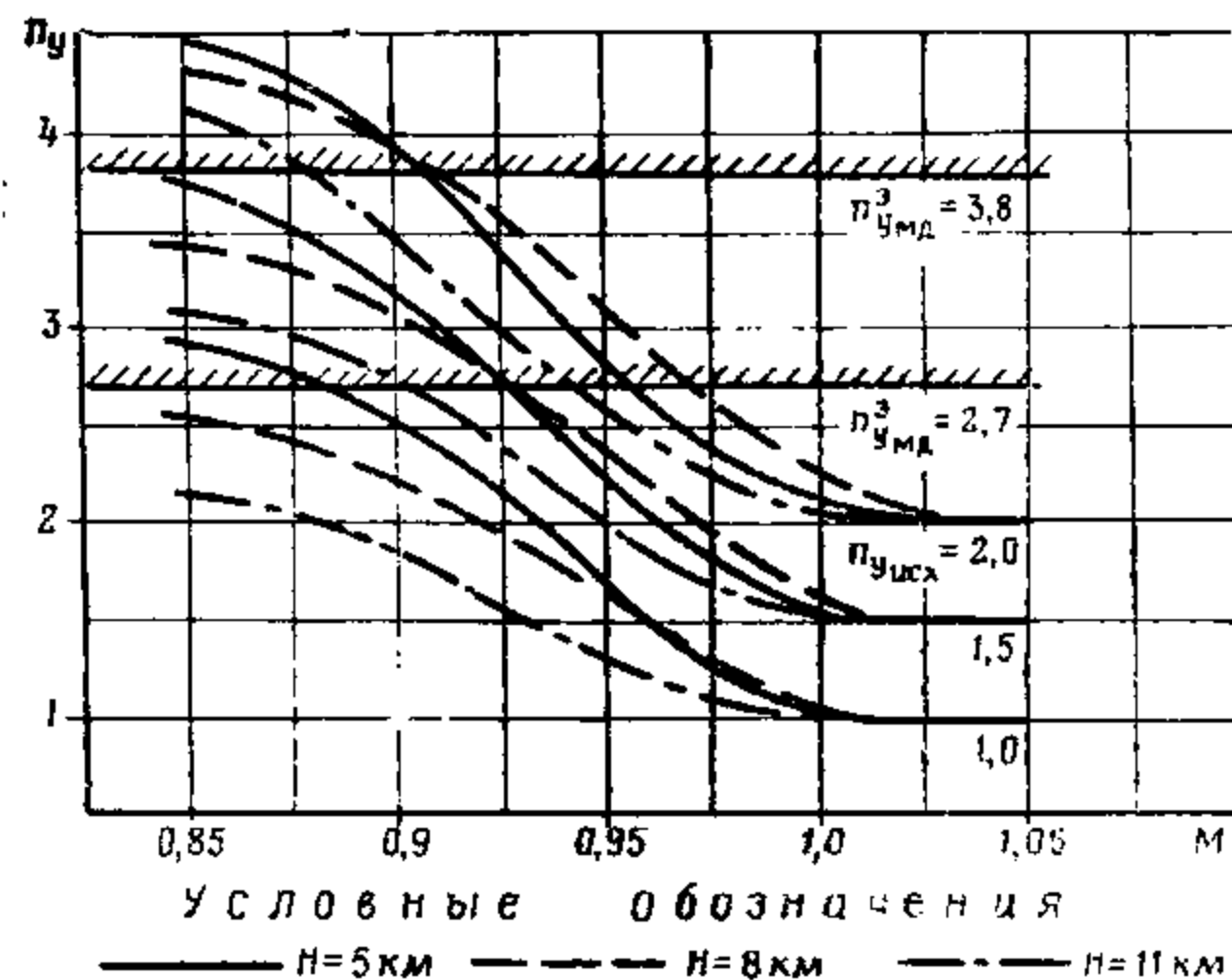


Рис. 5.8. Интенсивность скоростного «подхвата» на маневре с торможением на трансзвуке в зависимости от исходной перегрузки и высоты полета при неизменном положении ручки управления

5.2.3. Элементы и кинематика системы продольного управления

Продольное управление самолета осуществляется с помощью управляемого стабилизатора, состоящего из двух консолей.

Большая величина аэродинамических сил и шарнирных моментов, действующих на стабилизатор, потребовала использования в системе управления самолета гидроусилителей.

Система управления стабилизатором гидромеханическая, выполнена по необратимой схеме, то есть усилия от воздействия аэродинамических моментов, развиваемых на стабилизаторе, на ручку управления не передаются, а полностью воспринимаются бустерами. При отсутствии давления одновременно в общей и бустерной гидросистемах управление самолетом невозможно.

Кинематическая схема продольного управления самолета МиГ-25РБ приведена на рис. 5.9.

Система продольного управления включает в себя ручку управления, связанную тягами и качалками с включенными в них пружинным загрузочным механизмом, механизмом триммерного эффекта, автоматом регулирования управления АРУ-9 и рулевым агрегатом РАУ-107 с плоскими золотниками двух гидроусилителей, приводящих в движение синхронно обе половины стабилизатора.

Отклонение ручки управления или штока исполнительных механизмов САУ обеспечивает перемещение плоских поворотных золотников распределителей бустеров, при которых в результате сообщения соответствующих каналов осуществляется подача гидросмеси под давлением 210 кгс/см^2 в силовые цилиндры.

Бустер имеет две изолированные друг от друга камеры. Каждая из них имеет плоский распределительный золотник и силовой цилиндр. Последовательно расположенные цилиндры объединены в один двухкамерный цилиндр с двумя поршнями на одном штоке. Под действием сил давления гидросмеси на гидропоршни происходит перемещение исполнительного штока бустера. До тех пор пока отклонением ручки обеспечивается положение золотника для подачи давления гидросмеси в соответствующем направлении, происходит движение штока. Прекращение движения ручки или штока исполнительных механизмов САУ приводит к тому, что в результате последующего движения штока бустера на величину, равную величине отклонения золотника от нейтрального положения, происходит перекрытие каналов распределителя и прекращение движения исполнительного штока бустера. Этим обеспечивается фиксация необходимого положения стабилизатора, соответствующего положению ручки управления.

Максимальный шарнирный момент стабилизатора, который способен преодолеть бустер при нормальном давлении 210 кгс/см^2 в двух камерах составляет $1380 \text{ кгс}\cdot\text{м}$ (тяговое усилие на штоке 7000 кгс). При отсутствии давления в одной камере тяговое усилие на штоке и располагаемый шарнирный момент бустера меньше в два раза.

Максимальная скорость перекладки стабилизатора обеспечивается при полном отклонении золотника от нейтрального положения. Она зависит также от разности между располагаемым тяговым усилием на штоке бустера и усилием на штоке от аэродинамических сил, действующих на стабилизатор.

В эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета при нормальном давлении в гидросистемах наибольшая скорость перемещения штока при отсутствии аэродинамических нагрузок на

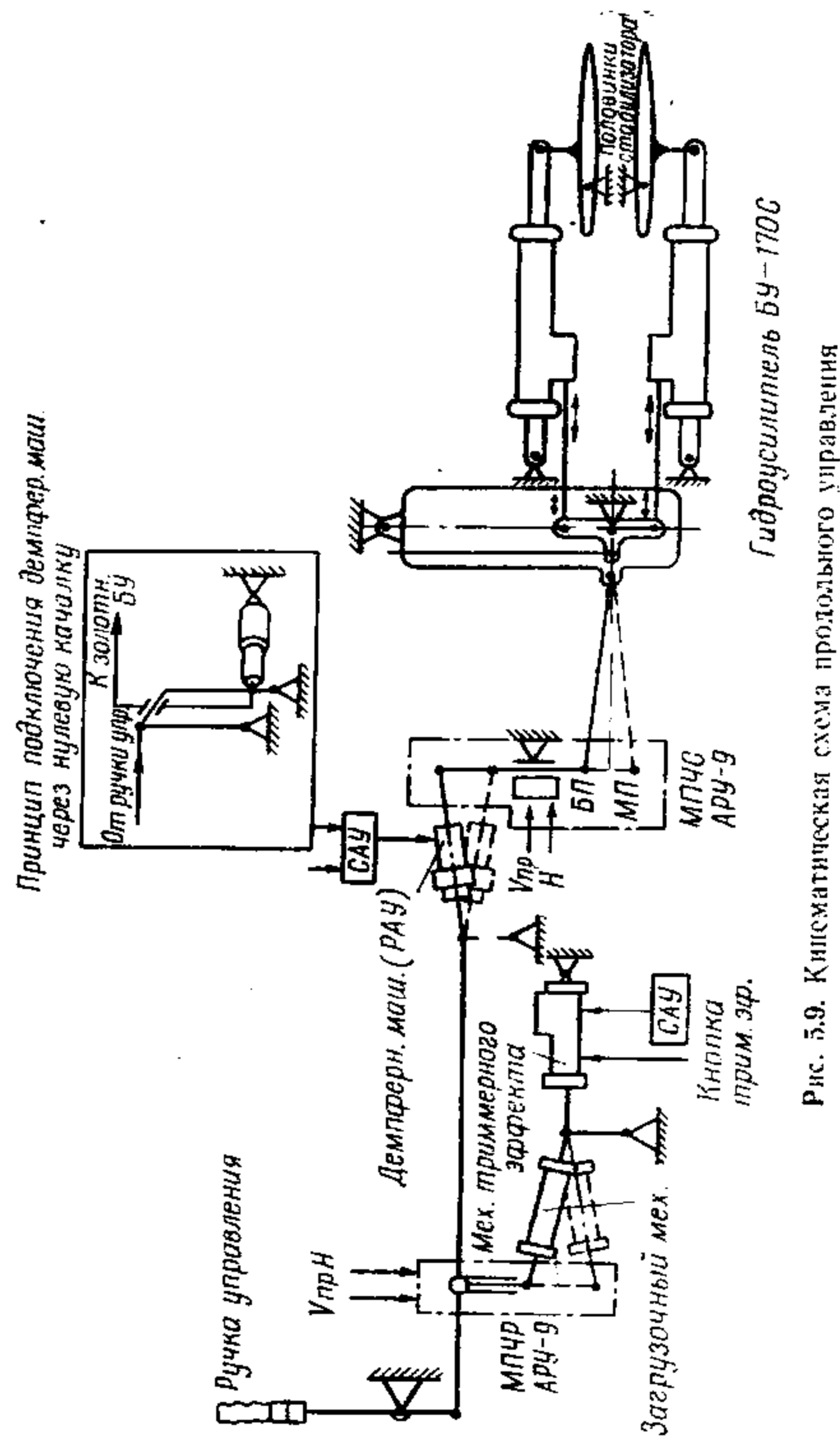


Рис. 5.9. Кинематическая схема продольного управления

В режиме полета составляет 70 мм/с, а в режиме торможения — 100 мм/с при наибольшей нагрузке (—7000 кгс). Аэродинамические силы, действующие на стабилизатор, зависят не только от скорости и высоты полета, но и от угла его отклонения и положения фокуса.

Для обеспечения нормальной продольной управляемости необходимо, чтобы располагаемый шарнирный момент бустера был больше аэродинамического шарнирного момента стабилизатора.

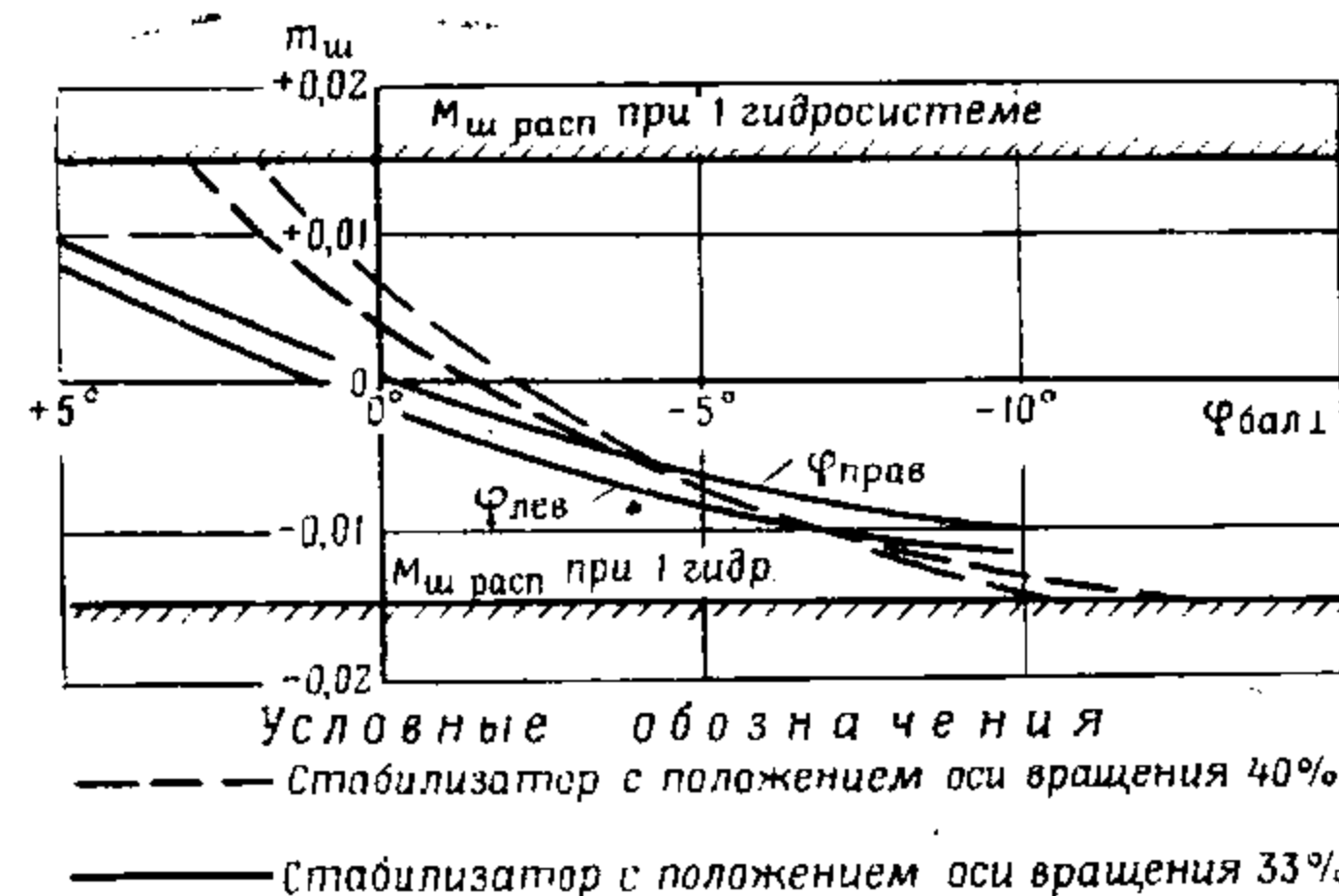


Рис. 5.10. Зависимость коэффициента момента $m_{ш} = f(\varphi_{бал})$ в горизонтальном полете самолета без подвесок на $H=0$ км с числом $M=0,8-0,85$ в сочетании с отклонением ручки по крену (независимо от режима работы двигателей)

Как уже отмечалось, для уменьшения аэродинамического шарнирного момента стабилизатора на сверхзвуковых скоростях, значительное возрастание которого на этих режимах обусловлено смещением фокуса назад по профилю, ось вращения расположена таким образом, что на числах $M < 1,0 \div 1,1$ центр давления стабилизатора расположен впереди ее, а на числах $M > 1,0 \div 1,1$ — сзади. Аэродинамический шарнирный момент стабилизатора в полете с увеличением приборной скорости и постоянным углом отклонения увеличивается, а при отклонении стабилизатора изменяется в соответствии с графиком рис. 5.10, причем величина его зависит от знака угла отклонения стабилизатора. При отклонениях стабилизатора от себя и на себя на одну и ту же величину в полете самолета МиГ-25РБ с числом $M < 1,0-1,1$ достигнуто равенство положительного аэродинамического момента отрицательному. Однако этот момент различен на левой и правой консолях стабилизатора при отклонении его в режиме «ножниц».

При нормальном давлении в общей и бустерной гидросистемах шарнирный момент бустеров превосходит аэродинамический шарнирный момент стабилизатора во всем эксплуатационном диапазо-

не скоростей и высот полета самолета. Для повышения эксплуатационной надежности продольного управления с необратимыми бустерами на самолете предусмотрена двойная гидравлическая система и двухкамерные силовые цилиндры бустера, а также установлено на каждую систему по два нагнетающих насоса, один из которых расположен на левом, а второй — на правом двигателях. Насосы позволяют обеспечить давление в обеих гидросистемах при отказе одного двигателя. Установленные в системе продольного

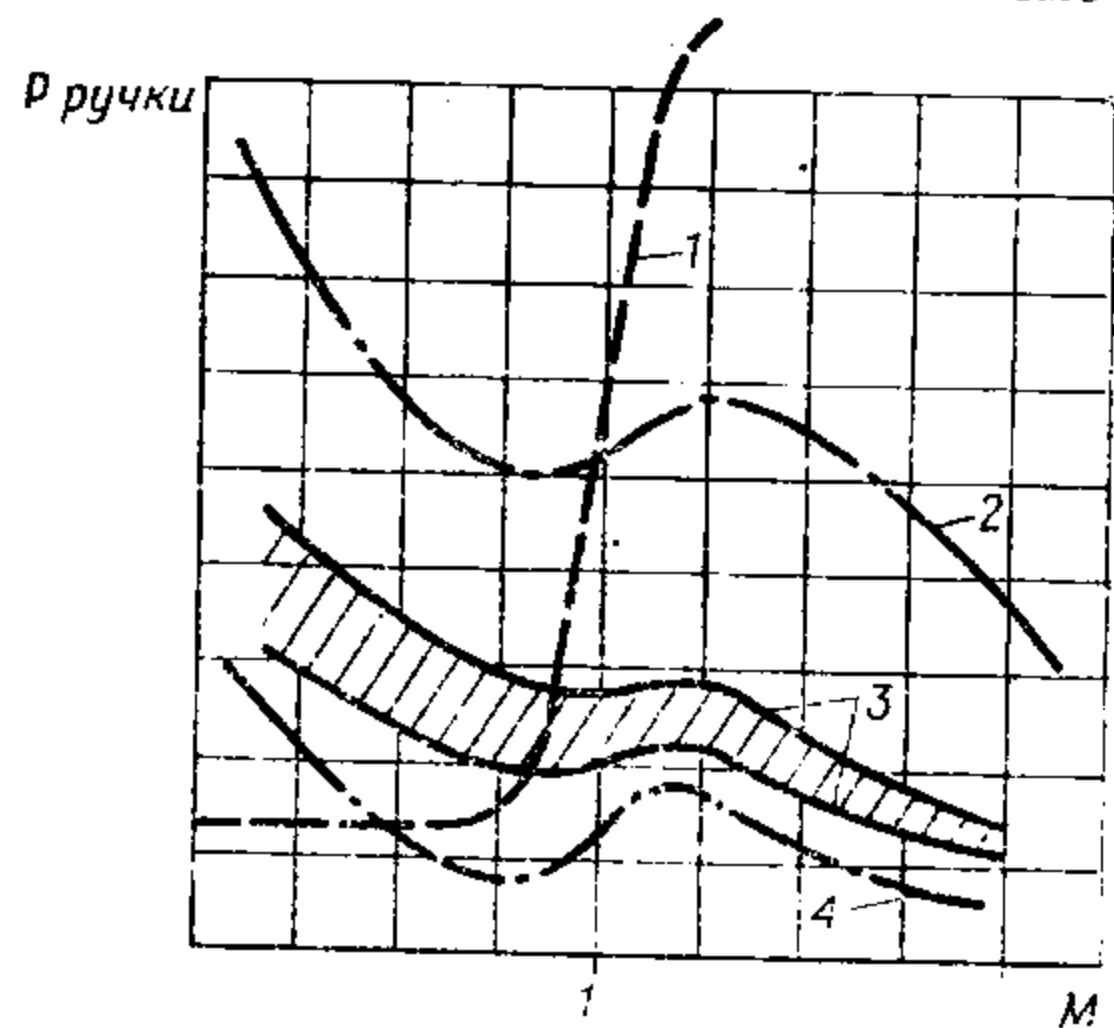


Рис. 5.11. Изменение усилий на ручке в зависимости от скорости и высоты полета:
1 — при управляемом стабилизаторе без бустера; 2 — с необратимым бустером и загрузочными пружинами на больших высотах; 3 — с необратимым бустером, пружинным механизмом АРУ; 4 — с необратимым бустером и загрузочными пружинами на малых высотах

управления бустеры БУ-170С с плоскими поворотными золотниками распределителя исключают опасность его заклинивания. В случае попадания твердых частиц с гидросмесью плоские поверхности имеют возможность раздвигаться, так как их поджатие обеспечено пружиной. Однако точность управления при этом снижается.

Для обеспечения самолету необходимых характеристик продольной управляемости с необратимыми бустерами потребовалось регулировать усилия на ручке управления и расходы ручки в зависимости от скорости, высоты полета и перегрузки в допустимых пределах специальной автоматикой. При жесткой кинематической связи ручки с бустером усилия на ручке, необходимые для нормальной управляемости, определяются только жесткостью загрузочных пружин. Усилие на ручке тем больше, чем больше она отклоняется. Но при этом в зависимости от скорости и высоты полета вследствие изменения эффективности стабилизатора очень сильно изменяются потребные расходы ручки, а следовательно, и усилия на ней (рис. 5.11). На малых высотах при больших приборных скоро-

стях продольное управление становилось бы чрезмерно легким при очень малых расходах ручки, что небезопасно. На малых приборных скоростях, а также на больших высотах оно становится чрезмерно тяжелым при больших расходах ручки, что утомляет летчика.

Необходимые характеристики продольной управляемости на самолете МиГ-25РБ обеспечены за счет установки автомата регулирования управления АРУ-9. Механизмом МПЧР изменяется передаточное отношение от ручки управления к загрузочному механизму, регулирующему усилия на ручке управления (рис. 5.12), а с помощью механизма МПЧС изменяется передаточное отношение от ручки управления к стабилизатору — расходы ее с учетом условий полета. Причем работают механизмы МПЧР и МПЧС независимо друг от друга. Благодаря этому на всех эксплуатационных режимах полета обеспечиваются усилия на ручке управления и расходы ее без чрезмерного увеличения и уменьшения.

Работа автоматки АРУ-9 показана на рис. 5.13. На $V_{др} \leq 400$ км/ч на всех высотах и во всем диапазоне скоростей на $H \geq 15$ км поддерживается большое плечо АРУ («малая скорость»), обеспечивая малые расходы ручки при больших расходах стабилизатора и облегчая управление. На $V_{тр} > 600$ км/ч (МПЧР) и 700 км/ч (МПЧС) на высотах менее 6 км поддерживается малое плечо («большая скорость»), обеспечивая увеличенные расходы ручки и затягивая управление. На всех других скоростях и высотах полета поддерживается промежуточное плечо АРУ, пропорциональное приборной скорости и высоте полета.

Однако благоприятные характеристики продольного управления обеспечиваются только при нормальной настройке и работе автоматки АРУ-9. В случае ее отказа может наблюдаться значительное ухудшение управляемости, вплоть до опасного несоответствия расходов ручки и усилий на ней. Для предотвращения возникновения явлений, связанных с отказом автоматки, поддержания усилий на ручке и расходов ее в допустимых пределах предусмотрено изменение передаточного отношения вручную. Для своевременного снятия ручки и расходов ее в допустимых пределах предусмотрено подача речевой информации «Отказ АРУ», загорание табло «Отказ АРУ», а также контроль положения штоков исполнительных механизмов с помощью указателей «Ручка» и «Стабилизатор», расположенных на приборной доске. Стрелка указателей во взлетно-посадочном положении механизмов находятся в правом нижнем положении. При уменьшении плеча стрелки указателей перемещаются вверх, а при увеличении — вниз. Дополнительный контроль взлетно-посадочного положения системы осуществляется по табло «Стаб. на посадку».

Для снятия усилий с ручки в полете, соответствующих определенному балансировочному положению стабилизатора, в системе управления установлен механизм триммерного эффекта (МТЭ). Он позволяет снимать давящие усилия до 9 кгс на малом и до 14 кгс — на большом плече, а тянущие усилия до 14 кгс на малом и до

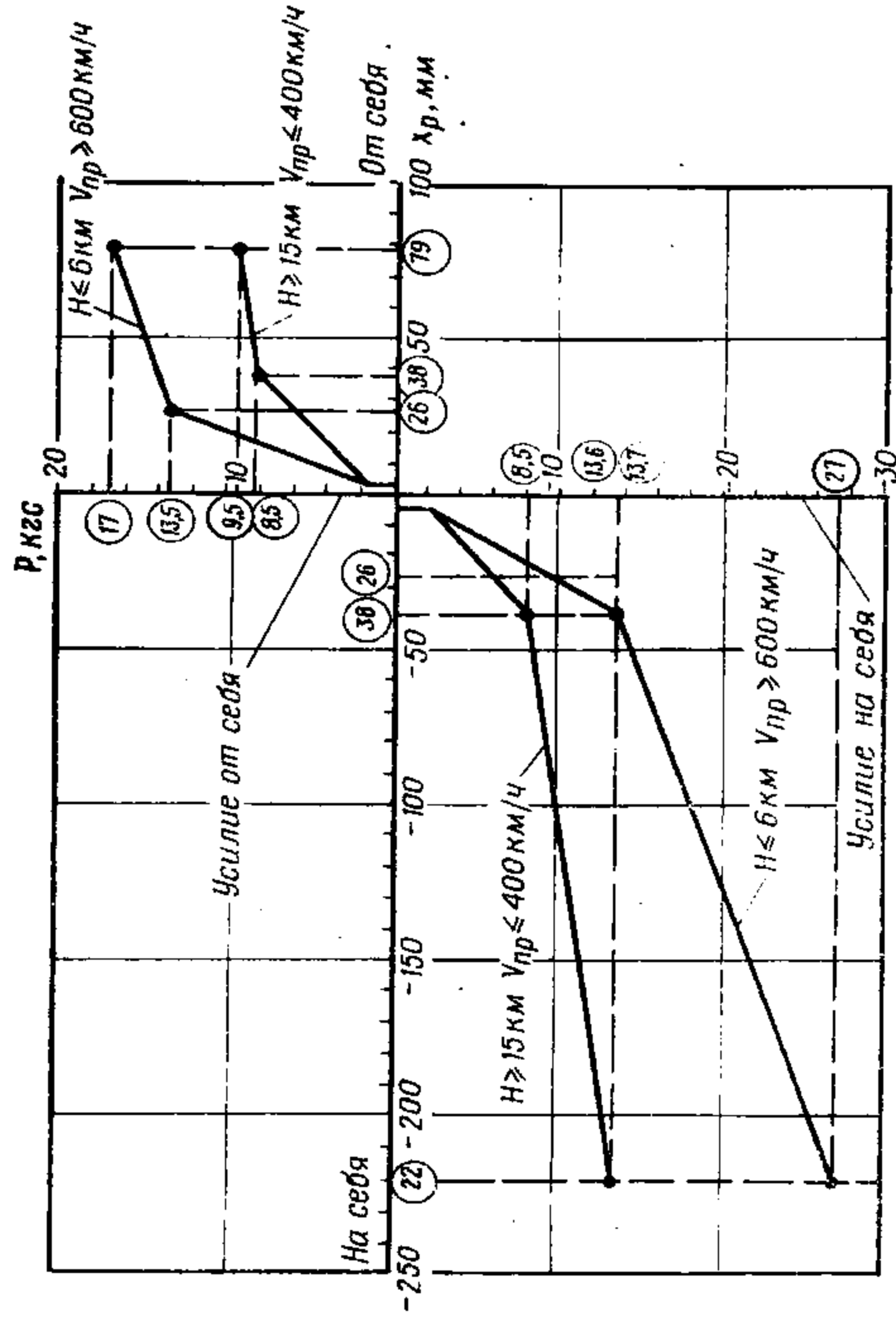


Рис. 5.12. Усилия на ручке управления стабилизатором. МТЭ нейтрально

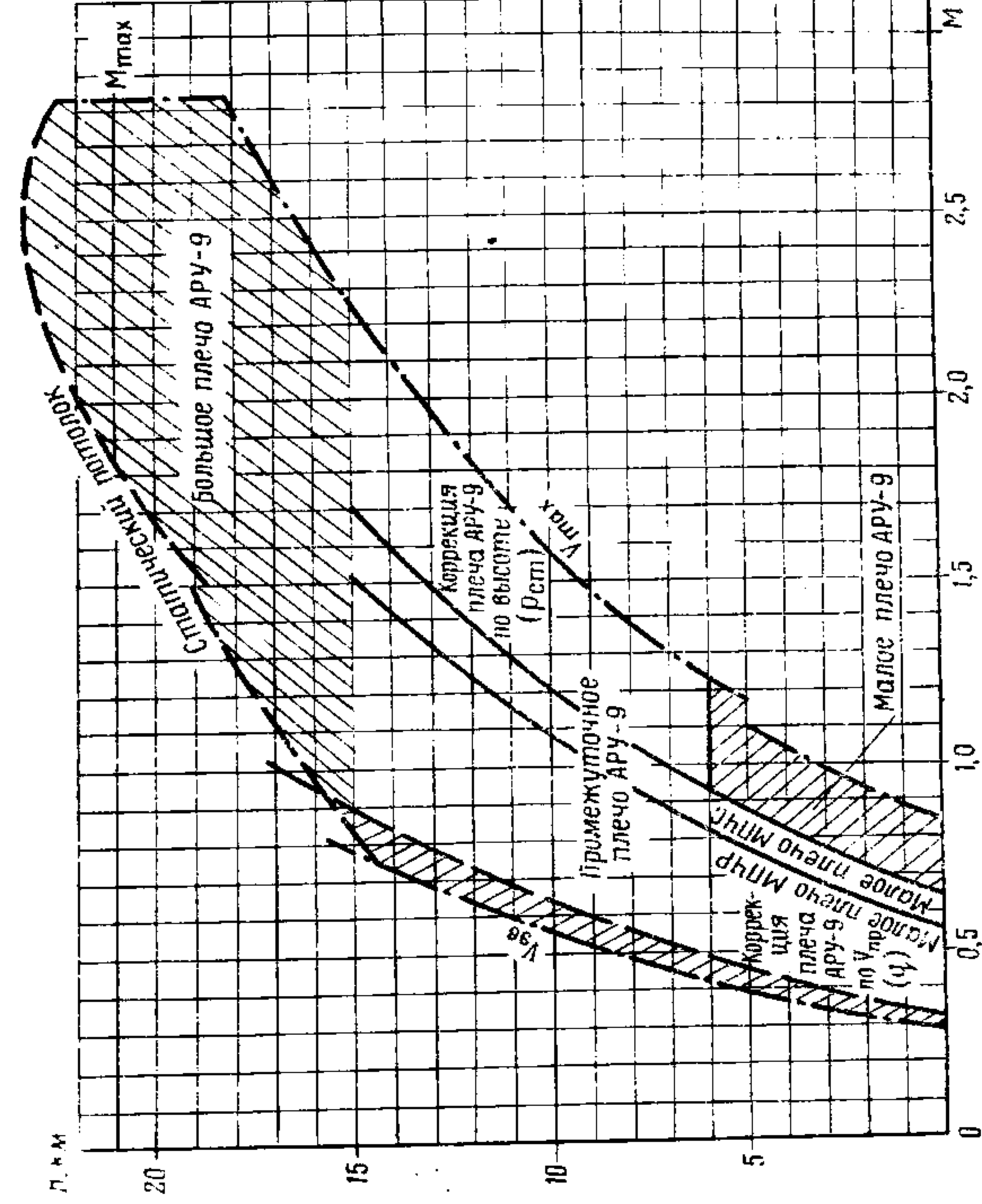


Рис. 5.13. Работа автомата АРУ-9

20 кгс — на большом плече. МТЭ позволяет в горизонтальном полете полностью снимать усилия с ручки управления на всех эксплуатационных скоростях и высотах. Исключения составляют полеты на малых высотах с $V_{кр. макс. доп.}$ на которых при переводе МТЭ полностью от себя остаются давящие усилия около 3 кгс, и больших высотах при числе $M=1,0$ при переводе МТЭ на себя, на котором остаются тянущие усилия также около 3 кгс.

В систему продольного управления включены элементы системы автоматического управления САУ-155Р, являющейся составной частью комплексной системы управления самолетом (см. § 1.1). Исполнительными устройствами САУ являются рулевой агрегат РАУ-107 и электромеханизм триммерного эффекта, которые работают последовательно. При поступлении сигнала вступает в работу РАУ-107, который работает самостоятельно только при небольших сигналах. Если сигнал настолько велик, что шток РАУ-107 встал на упор, вступает в работу МТЭ. Работа механизма триммерного эффекта в качестве исполнительного устройства САУ является дополнительной функцией. Исполнительные устройства САУ воздействуют на те же золотники бустеров БУ-170С, что и при ручном управлении.

Ручкой управления кроме выполнения прямых функций при ручном управлении обеспечивается отключение и включение САУ. Вследствие этого она имеет конструктивные особенности. Она состоит из нижней части, закрепленной на центральном узле управления и верхней части — рукоятки. Эти две части связаны между собой с помощью карданного устройства и четырех пружинных упоров. Пружинные упоры удерживают рукоятку в соосном положении с нижней частью. При приложении к рукоятке усилий 1,7—1,9 кгс в продольном направлении (0,9—1,3 кгс в поперечном) она «переламывается» с помощью карданного устройства на углы малой величины и замыкает концевые выключатели, вызывая отключение САУ по продольному (поперечному) каналу.

5.2.4. Продольная управляемость самолета

Характеристики продольной управляемости делятся на две группы.

Первая группа характеристик дает представление об управляемости самолета в режиме прямолинейного полета. Сюда относятся в основном балансировочные диаграммы по отклонению стабилизатора (рис. 5.14) или по усилию на ручке управления от стабилизатора (рис. 5.15).

На рис. 5.14 представлены необходимые расходы стабилизатора для балансировки самолета в горизонтальном полете (балансировочные диаграммы). Там же показаны располагаемые углы отклонения стабилизатора при крайних положениях плеча АРУ.

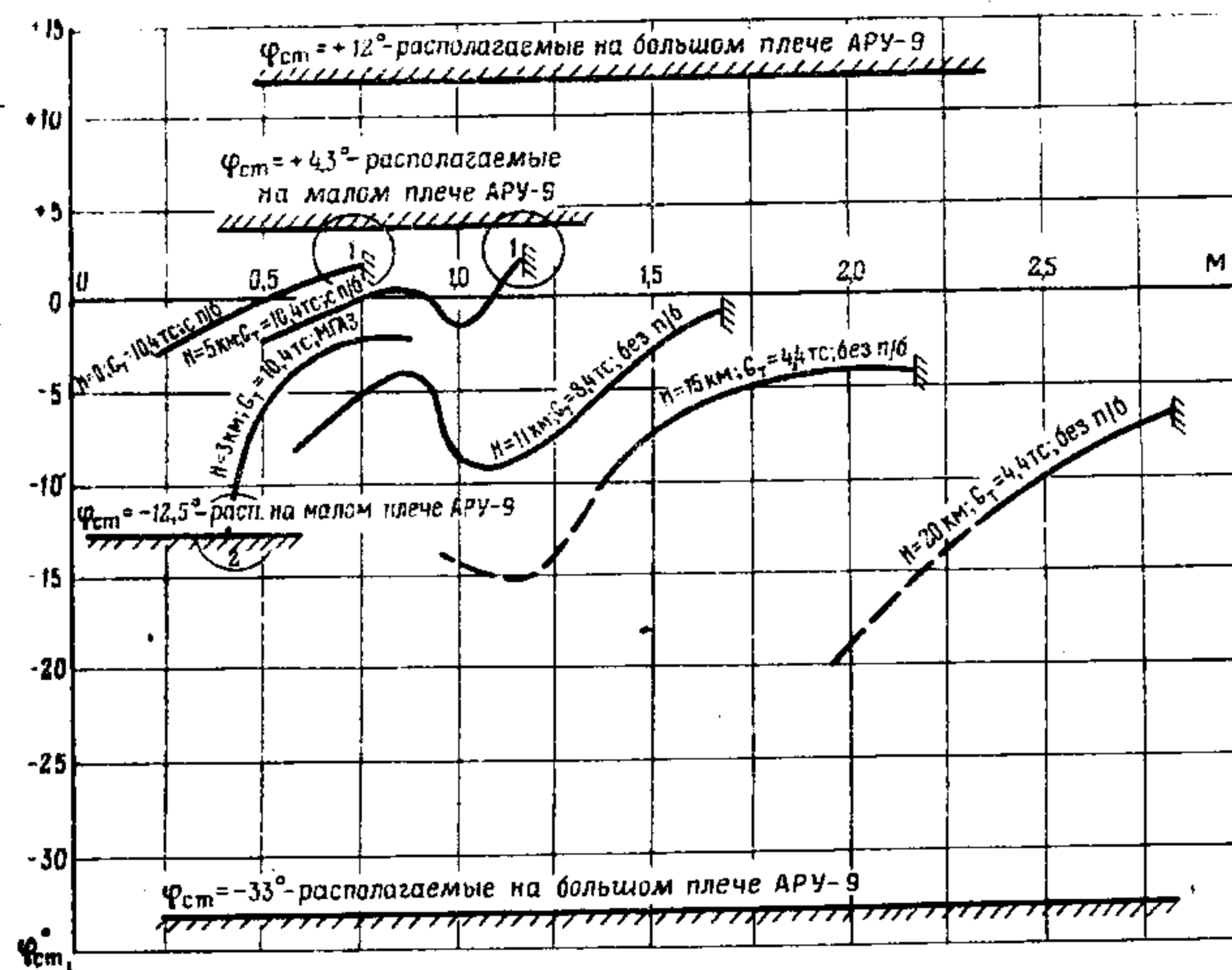


Рис. 5.14. Располагаемые и необходимые расходы стабилизатора для удержания самолета в горизонтальном полете. Полный форсаж

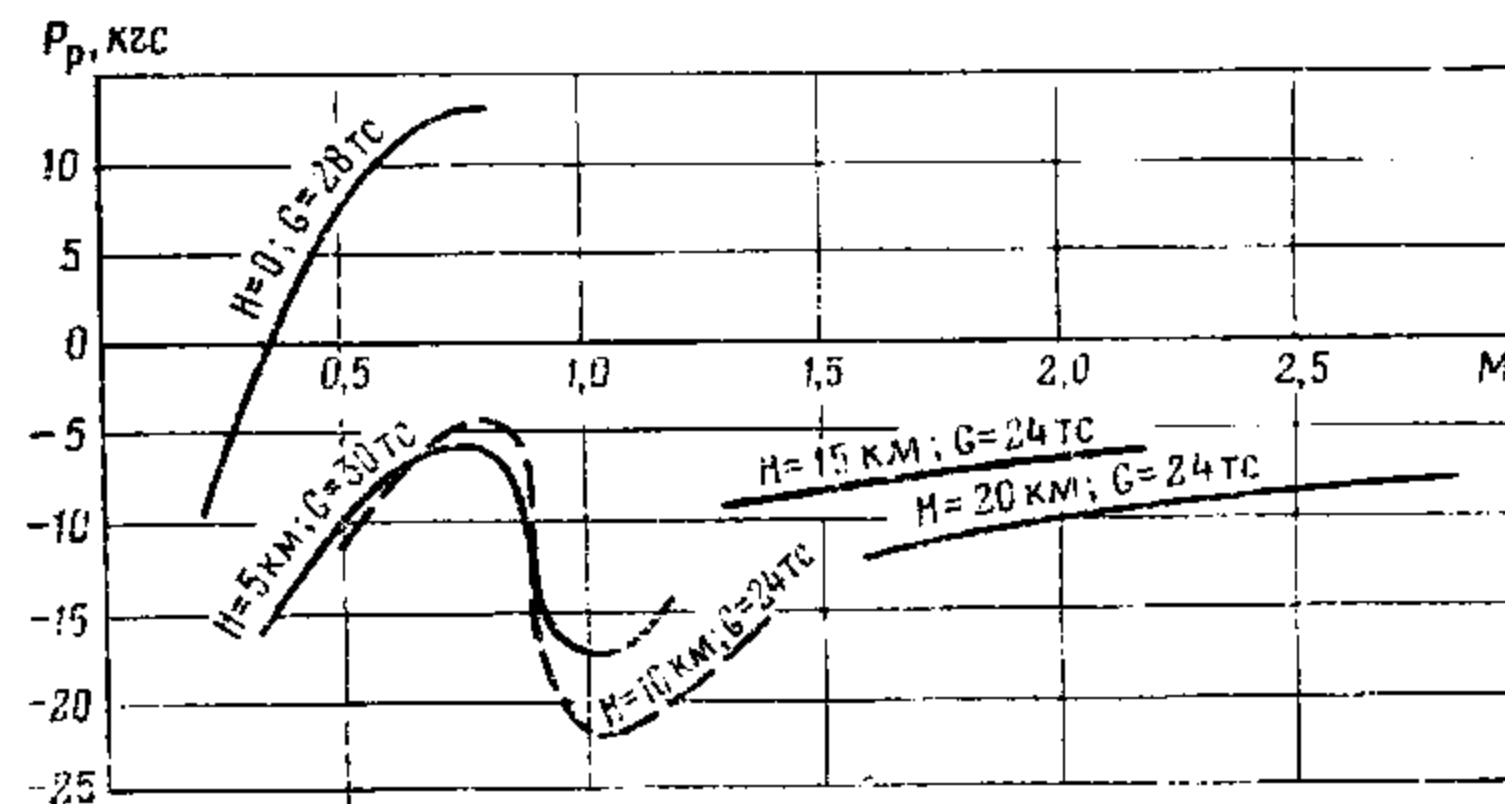


Рис. 5.15. Балансировочные диаграммы по усилию на ручке управления от стабилизатора. МТЭ нейтрален, АРУ работает

При нормальной работе АРУ запасов стабилизатора, необходимых для балансировки самолета в горизонтальном полете, достаточно на всех скоростях и высотах, при всех режимах работы двигателей, с любыми запасами топлива и подвесками. Однако на малых и средних высотах (до $H=6000$ м) при работе АРУ на малом плече на приборных скоростях около 1000 км/ч на полном форсаже с подвеской подвесного бака при остатках топлива 2000—7000 кг требуется полное отклонение стабилизатора от себя для балансировки самолета в горизонтальном полете. Подвеска топливного бака дает прирост кабрирующего момента, для парирования которого необходимо дополнительно отклонить стабилизатор на пикирование на 2—3° (рис. 5.14, п. 1).

Во всем диапазоне высот и скоростей изменение балансировочных усилий на ручке управления (рис. 5.15) имеет типичный для сверхзвукового самолета и привычный для летчика закон.

При разгоне на дозвуковых скоростях на высотах до 10—11 км проявляется ярко выраженная устойчивость по скорости, выражающаяся в интенсивном уменьшении тянущих усилий на ручке управления при нейтральном положении МТЭ. Это вызывает необходимость более частого его использования. Переход от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям целесообразно осуществлять в наклонном или горизонтальном полете, близком к прямолинейному. Неустойчивость самолета по скорости в трансзвуковом диапазоне на больших высотах проявляется сильнее. При разгоне в стратосфере проявляется слабая устойчивость самолета по скорости. Давящие усилия возрастают слабо.

Обращает на себя внимание высокий уровень усилий на ручке управления на дозвуковых, трансзвуковых и малых сверхзвуковых скоростях. Это означает, что на указанных скоростях необходимо часто пользоваться механизмом триммерного эффекта.

Вторая группа характеристик продольной управляемости, куда относятся градиенты углов отклонения стабилизатора

$$\varphi_{ст}^{ny} = \frac{\Delta \varphi_{ст}}{\Delta n_y};$$

расходов ручки управления

$$X_{ст}^{ny} = \frac{\Delta X_{ст}}{\Delta n_y}$$

и усилий на ручке

$$P_{ст}^{ny} = \frac{\Delta P_{ст}}{\Delta n_y}$$

по перегрузке, характеризует продольную управляемость самолета в криволинейном полете, то есть при маневрировании.

Градиент угла отклонения стабилизатора по перегрузке $\varphi_{ст}^{ny}$ показывает, на какую величину необходимо отклонить стабилизатор, чтобы изменить перегрузку n_y на единицу, аналогично этому градиенты расходов ручки управления и усилий на ней по перегрузке $X_{ст}^{ny}$ и $P_{ст}^{ny}$ показывают соответственно на какую величину

необходимо изменить положение ручки и усилие на ней, чтобы изменить перегрузку на единицу.

По существу, градиентами $\varphi_{ст}^{ny}$, $X_{ст}^{ny}$, $P_{ст}^{ny}$ определяется эффективность продольного управления: чем они меньше, тем эффективнее управление. Градиенты $X_{ст}^{ny}$ и $P_{ст}^{ny}$ нормируются общими техническими требованиями ВВС. Для нормального пилотирования с положительными перегрузками $P_{ст}^{ny}$ должен изменяться

в пределах от минус 5 $\frac{\text{кгс}}{\text{ед. } n_y}$ до минус 15 $\frac{\text{кгс}}{\text{ед. } n_y}$. Величина $X_{ст}^{ny}$

при этом должна быть не менее $20 \frac{\text{мм}}{\text{ед. } n_y}$.

Летной практикой установлено, что для нормального пилотирования необходимо, чтобы $\varphi_{ст}^{ny}$ был не менее 1,8 $\frac{\text{градусов}}{\text{ед. перегр.}}$. На

рис. 5.16 приведена зависимость $\varphi_{ст}^{ny}$ от высоты и числа М полета. На малых и средних высотах в диапазоне чисел $M = 0,5 \div 1,0$ градиент $\varphi_{ст}^{ny} < 1,8$. Это значит, что эффективность стабилизатора примерно велика. На больших высотах $\varphi_{ст}^{ny} > 2,0$ во всем эксплуатационном диапазоне скоростей. В стратосфере эффективность стабилизатора сравнительно невелика ($\varphi_{ст}^{ny} > 5$). Этим объясня-

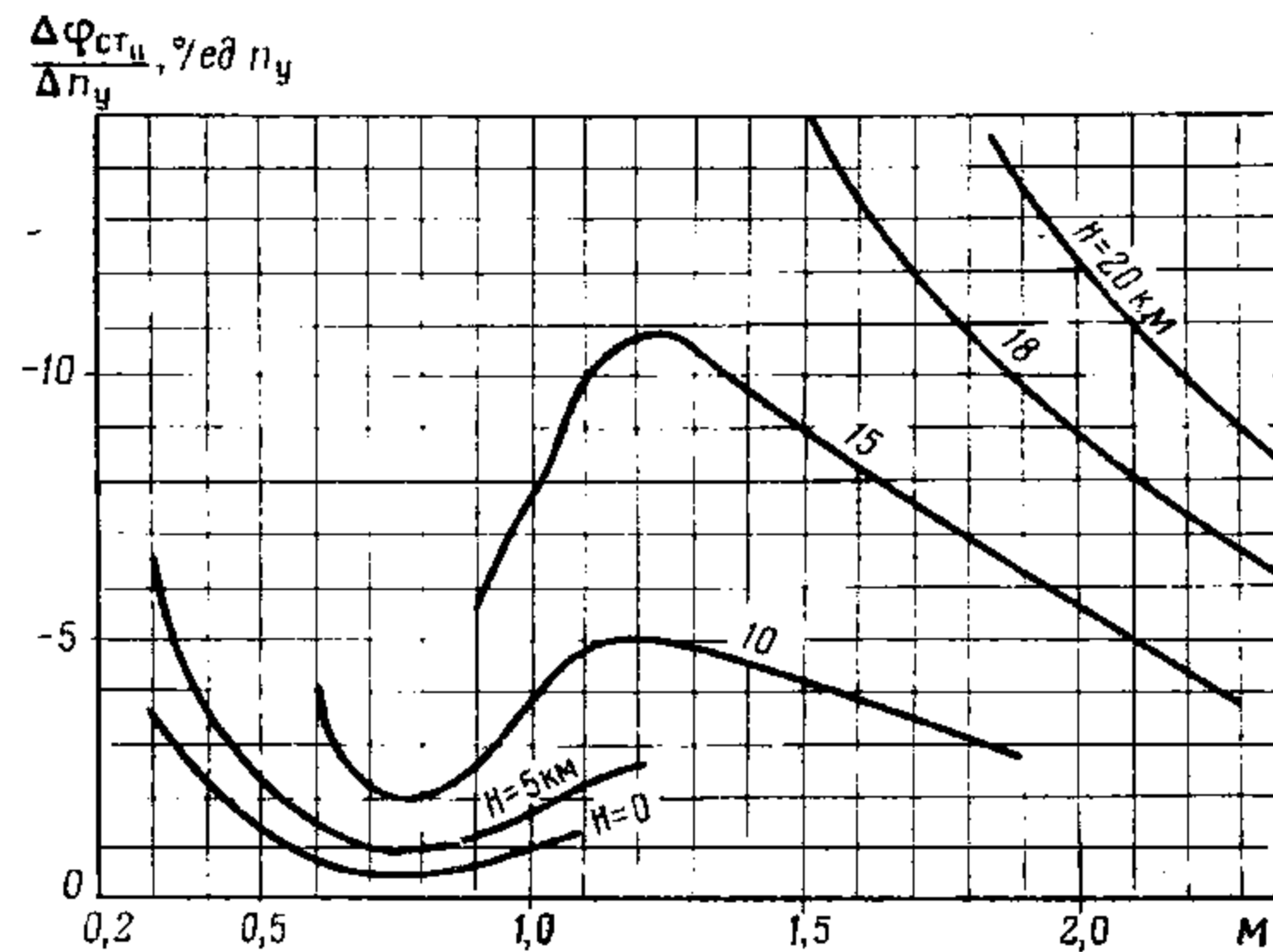


Рис. 5.16. Углы отклонения стабилизатора, необходимые для создания единичной перегрузки ($G=28$ тс; $X_T=21\%$ САХ)

ется допустимость создания перегрузки при полном отклонении ручки управления на себя.

Усилия на ручке управления, необходимые для создания единичной перегрузки, показаны на рис. 5.17. Общий уровень усилий для увеличения перегрузки на единицу у самолета МиГ-25РБ больше, чем у других самолетов. Наименьшие усилия соответствуют малым и средним высотам на дозвуковых скоростях полета, где $P_{\text{в}}^{\text{н}} \approx \approx 10 \frac{\text{кгс}}{\text{ед. } n_y}$. Наиболее тяжелое управление имеет место на сверх-

звуковых скоростях в стратосфере, где $P_{\text{в}}^{\text{н}} \approx 20 \frac{\text{кгс}}{\text{ед. } n_y}$. Как уже отмечалось, на самолете МиГ-25РБ часто приходится выполнять маневрирование на этих режимах. При полете со скоростями более 2000 км/ч время выполнения маневра (например, разворот на 180°) становится большим, а фактор времени — определяющим при оценке усилий на ручке управления, даже при относительно небольших усилиях. Утомляемость при усилиях на ручке управления $8-10$ кгс наступает через 30—40 с, что приводит к необходимости наиболее часто пользоваться механизмом триммерного эффекта.

На рис. 5.18 приведены ходы ручки управления, необходимые для создания единичной перегрузки $X_{\text{в}}^{\text{н}}$. Обращают на себя внимание малые значения $X_{\text{в}}^{\text{н}}$ на малых и средних высотах при полете с дозвуковыми скоростями. На этих режимах полета трудно дозировать перегрузку, а это приводит к снижению точности пилотирования. Больше того, как было сказано выше, на этих режимах и эффективность стабилизатора наибольшая. Так у земли для того, чтобы увеличить перегрузку от 1,0 до 2,0 на числе $M = 0,8$, необходимо отклонить стабилизатор всего на $0,5^\circ$ (рис. 5.16), отклонив ручку управления на 15 мм (рис. 5.18), что соответствует приложенным усилиям 7 кгс (рис. 5.17). Управление строгое, но усилия умеренные. Такие усилия на ручке управления уменьшают вероятность выхода за ограничение по перегрузке при малых ее расходах. Однако продолжительное нажатие тангенты механизма триммерного эффекта на этих режимах может привести к выходу за ограничение по перегрузке.

При уменьшении числа M от $M = 0,8$ в диапазоне высот 0—10 км градиенты $\varphi_{\text{ст}}^{\text{н}}$, $X_{\text{в}}^{\text{н}}$ и $P_{\text{в}}^{\text{н}}$ увеличиваются из-за уменьшения скоростного напора, а при увеличении числа M до $M = 1,2$ — из-за увеличения запаса статической устойчивости по перегрузке и из-за влияния скачков уплотнения на обтекание стабилизатора. При увеличении чисел $M > 1,2$ на всех высотах они уменьшаются (эффективность управления увеличивается) вследствие уменьшения запаса устойчивости. Наиболее эффективен стабилизатор на высотах 0—10 000 м на предельных числах M . Здесь при полном отклонении ручки на себя возможно создание максимально допустимой эксплуатационной перегрузки.

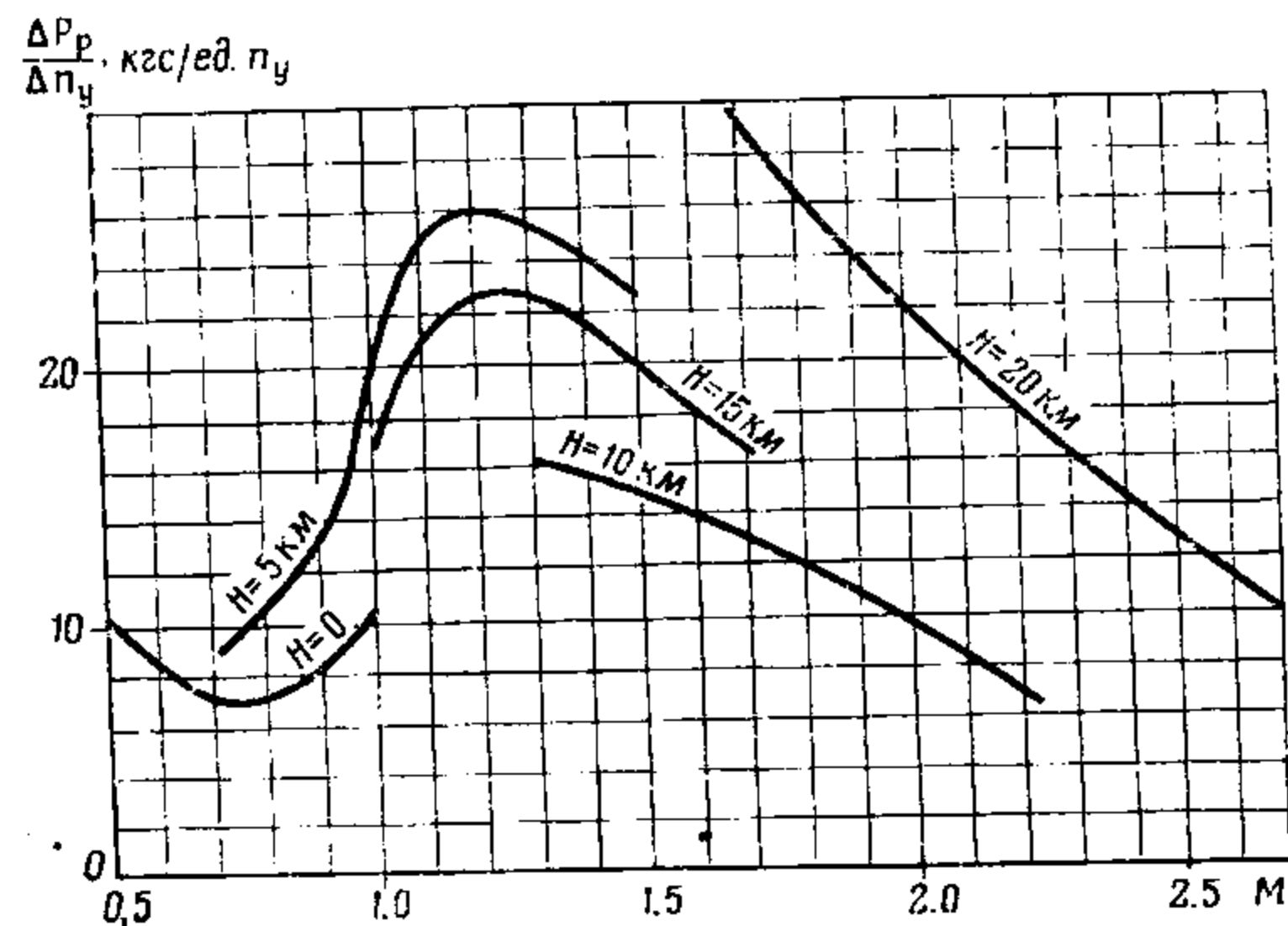


Рис. 5.17. Усилия на ручке управления необходимые для создания единичной перегрузки ($G = 25$ тс; $X_T = 19\%$ САХ)

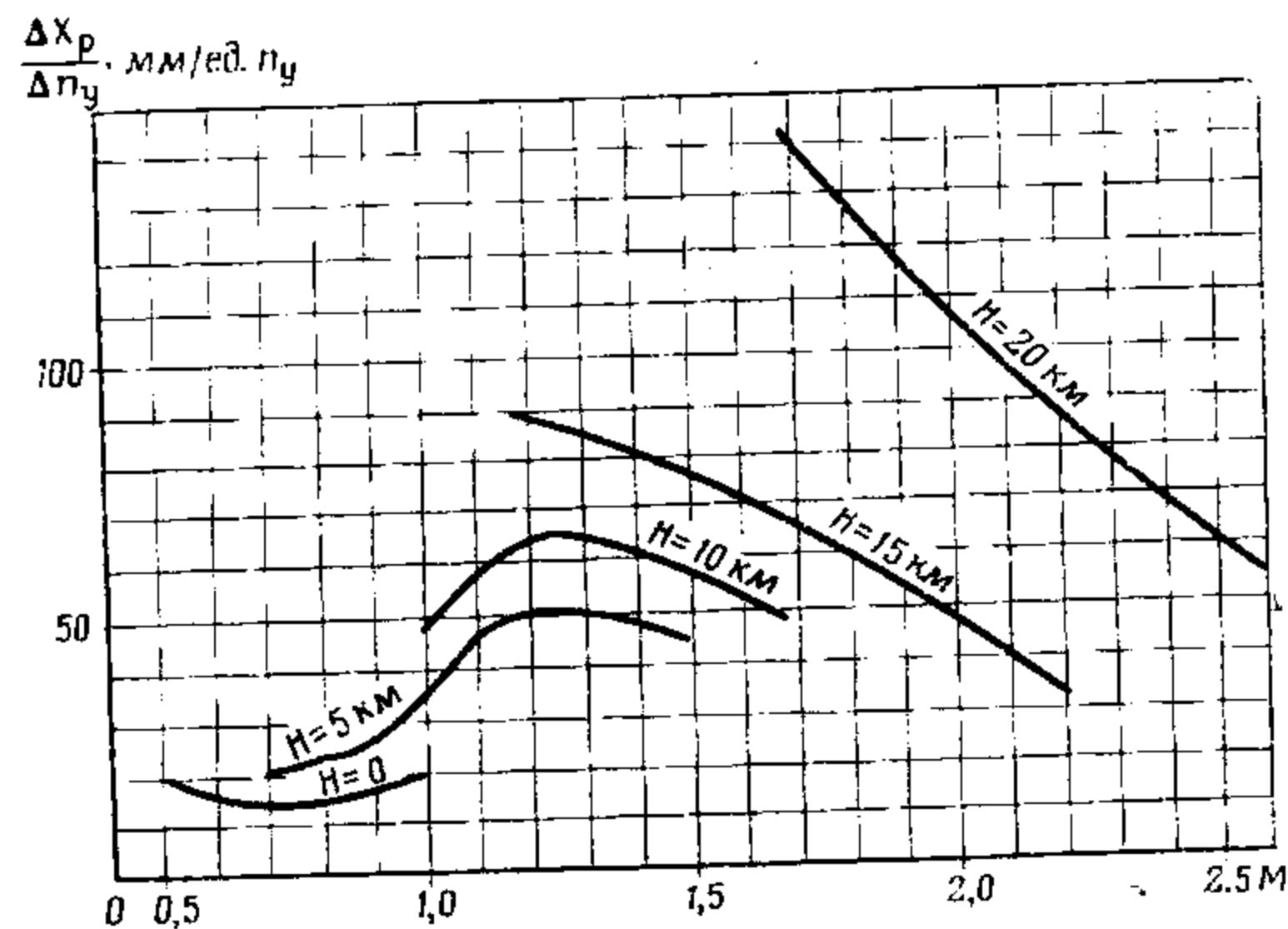


Рис. 5.18. Ходы ручки необходимые для создания единичной перегрузки ($G = 25$ тс, $X_T = 19\%$ САХ)

5.2.5. Особенности продольной устойчивости и управляемости при отказах элементов ручного управления

Наиболее вероятными отказами в системе продольного управления могут быть: отказы в работе автоматики АРУ, механизма триммерного эффекта стабилизатора, гидросистем, питающих гидроусилители стабилизатора.

Отказы в работе АРУ-9. Отказы АРУ сводятся к отказам механизмов передаточных чисел ручки (МПЧР) и стабилизатора (МПЧС). При этом характеристики продольного управления ухудшаются. Так, уменьшение плеча МПЧР по сравнению с расчетным вызывает затяжеление управления при нормальной реакции самолета на отклонение ручки управления. Усилия на ней, необходимые для сохранения заданного режима полета, становятся большими. Особенно это заметно при полете с $V_{пр} < 700$ км/ч на высотах менее 5000 м, а также во всем диапазоне скоростей на высотах более 5000 м. Уменьшение плеча МПЧС по сравнению с расчетным вызывает более вялую реакцию самолета на отклонение ручки управления. Резкого изменения режима полета не происходит. Это проявляется на тех же режимах, что и при отказе МПЧР. Следует заметить, что расходов стабилизатора для сохранения заданного режима полета хватает. Исключением является только режим выравнивания и посадки на установленных для нормального захода скоростях, где полное отклонение ручки управления на себя может быть недостаточным для создания посадочного положения самолета (рис. 5.14, п. 2). При таком отказе АРУ на указанных режимах необходимо уменьшить скорость полета до $V_{пр} = 500 \div 550$ км/ч, выключить САУ, если она была включена, и вручную перевести АРУ в положение «малая скорость». Если АРУ не устанавливается вручную в это положение, необходимо иметь в виду, что выполнение посадки возможно и при положении МПЧС «большая скорость», но предпосадочное снижение при этом выполняется по более пологой глиссаде на скорости больше нормальной на 20 км/ч. При возрастающих потребных усилиях на ручке управления, если отказал и МПЧР, необходимо чаще пользоваться механизмом триммерного эффекта.

Увеличение плеча механизма МПЧР по сравнению с расчетным приводит к уменьшению усилий на ручке управления при нормальных расходах стабилизатора. Это становится заметным на приборных скоростях более 800 км/ч и высотах менее 7000 м. При уменьшении скорости до $V_{пр} = 500 \div 550$ км/ч усилия на ручке управления становятся заданными. Если этот отказ проявляется в прямолинейном полете, то осложнений он не вызывает. Однако резкое уменьшение усилий на ручке управления при маневре с перегрузкой может привести к ее выходу за ограничение. Поэтому при первых признаках отказа МПЧР необходимо прекратить выполнение маневра и уменьшить скорость. Увеличение плеча МПЧС по сравнению с расчетным приводит к более резкой реакции самолета на отклонение ручки управления. Это заметно на тех же режимах,

в которых заметно увеличение плеча МПЧР по сравнению с расчетным.

При парировании летчиком короткопериодических колебаний возникает продольная раскачка — резкое изменение нормальных перегрузок с быстро возрастающей амплитудой.

Для предотвращения возможных случаев возникновения продольной раскачки при разгоне на $H \leq 7000$ м на $V_{пр} = 600 \div 650$ км/ч необходимо проверить работу АРУ по указателю.

При появлении этого отказа необходимо прекратить маневр, парировав колебания, плавным взятием ручки управления на себя перевести самолет в набор высоты. В наборе высоты после уменьшения скорости до $V_{пр} = 500 \div 550$ км/ч восстанавливается нормальная продольная управляемость.

Отказ механизма триммерного эффекта стабилизатора. Как показывает опыт эксплуатации самолетов, отказ механизма триммерного эффекта — явление крайне редкое. Причинами его могут быть износ или залипание тангенты МТЭ, отказ в работе электромагнита и замыкание в цепи (чего в практике не встречалось).

При срабатывании МТЭ в одно из крайних положений самолет переходит на пикирование или кабрирование, в зависимости от направления вращения МТЭ. При попытке снять усилия кнопкой МТЭ усилия на ручке не снимаются или снимаются частично. Для парирования момента летчик вынужден с усилием удерживать ручку управления. Так как отказ происходит неожиданно для летчика, то он не всегда может успеть сохранить заданный режим полета и перегрузку. Установлено, что при переложении МТЭ на кабрирование на числе $M = 2,35$ самолет медленно увеличивает угол тангажа и переходит в набор высоты с потерей скорости. При переложении МТЭ на пикирование самолет переходит на снижение с нулевой перегрузкой и увеличением скорости полета.

При разгоне на $V_{пр} \geq 700$ км/ч на больших высотах при положении МТЭ «на себя» на ручке управления возникают большие давящие усилия. Инструкцией летчику предусмотрены действия при подобном отказе. Однако не при всех уровнях давящих усилий возможно продолжение полета. При наличии чрезмерно больших давящих усилий на ручке управления, не позволяющих продолжать полет, инструкцией предписано покинуть самолет катапультированием.

Выполнять полет при положении МТЭ на пикирование («от себя») с торможением с $V_{пр} = 1100$ км/ч до $V_{пр} = 500$ км/ч на высоте 10 000 м, а также выполнить посадку самолета, пилотируя двумя руками, удается. Планирование после четвертого разворота необходимо выполнять с меньшим углом.

Отказы гидросистем, питающих гидроусилители стабилизатора. При падении давления в одной из гидросистем шарнирный момент бустеров обеспечивает продольную управляемость самолета на всех скоростях и высотах полета. Однако при уменьшении мощности бустера в два раза возможности стабилизатора с расположением оси вращения на 40% САХ на некоторых режимах полета

ограничены. Так, при создании положительных максимально допустимых эксплуатационных перегрузок в полете самолета без подвесок потребные шарнирные моменты близки к располагаемым, а при создании отрицательных перегрузок на высотах менее 4000 м и числах $M = 0,85 \div 0,98$ — превышают располагаемые. В этом случае при отдаче летчиком ручки управления от себя стабилизатор самопроизвольно может отклониться в ту же сторону на полный ход. При полете с выпущенными тормозными щитками на числах $M \approx 1,5$ при приборных скоростях, близких к максимально допустимым, потребный шарнирный момент при отказе одной бустерной гидросистемы соизмерим с располагаемым.

В целях обеспечения безопасности полета при внезапном отказе одной из гидросистем инструкцией летчику запрещается создавать отрицательные перегрузки на высотах менее 5000 м. При отказе любой из гидросистем на высотах менее 10 000 м запрещается создавать отрицательную перегрузку и превышать приборную скорость 650 км/ч. Если отказ произошел на приборной скорости большей 650 км/ч, то торможение необходимо осуществлять в прямолинейном горизонтальном полете без выпуска тормозных щитков.

Установкой модифицированного стабилизатора на самолеты МиГ-25РБ и МиГ-25РУ повышается безопасность полета при отказе одной из гидросистем, так как уменьшена величина аэродинамического шарнирного момента на дозвуковых скоростях, соответствующих числам $M < 1,0 \div 1,1$. По результатам испытаний выявлено, что при отказе одной бустерной гидросистемы управляемость стабилизатором для ухода с режимов максимальных приборных скоростей достаточна.

§ 5.3. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

5.3.1. Боковая устойчивость

При отклонении летчиком элеронов, рулей направления, при воздействии на самолет порыва бокового ветра или других причин, в результате которых возникает кренение или рыскание, у самолета появляется угол скольжения β . При его появлении на самолете возникают боковая аэродинамическая сила Z и два аэродинамических восстанавливающих момента: поперечный M_x и путевой M_y , стремящиеся устранить скольжение. Это моменты статической поперечной и статической путевой устойчивостей. При возникновении скольжения, например, на левую консоль крыла самолет кренится вправо и рыскает влево. При этом характер суммарного движения самолета определяется соотношением моментов M_x и M_y . Таким образом, боковая устойчивость характеризуется совместным проявлением поперечной и путевой устойчивостей. Для лучшего понимания физической сущности бокового движения целесообразно рассмотреть статическую поперечную и путевую устойчивости самолета изолированно друг от друга.

Статическая поперечная устойчивость. Статическая поперечная устойчивость самолета характеризует стремление его самостоятельно устранять возникшее скольжение путем накренения.

У поперечно устойчивого самолета положительное приращение угла скольжения $\Delta\beta$ должно вызывать отрицательное приращение момента крена ($-\Delta M_x$) и тем большее по абсолютной величине, чем более устойчив самолет. Чрезмерно большая реакция самолета креном на скольжение усложняет пилотирование, а в ряде случаев и опасна. Поэтому для обеспечения удовлетворительной боковой устойчивости и управляемости самолет не должен иметь чрезмерно большую поперечную статическую устойчивость. На самолете, имеющем стреловидное крыло верхнего расположения, поперечная устойчивость при полете с положительным углом атаки чрезмерно велика. Поэтому крыло верхнего расположения самолета МиГ-25РБ для обеспечения хорошей поперечной устойчивости установлено с обратным V, равным минус 5° .

Поперечная статическая устойчивость самолета в полете меняется в зависимости от конфигурации самолета, угла атаки и числа M полета. Выпуск закрылков, наличие подвешенного топливного бака существенно повышает поперечную устойчивость.

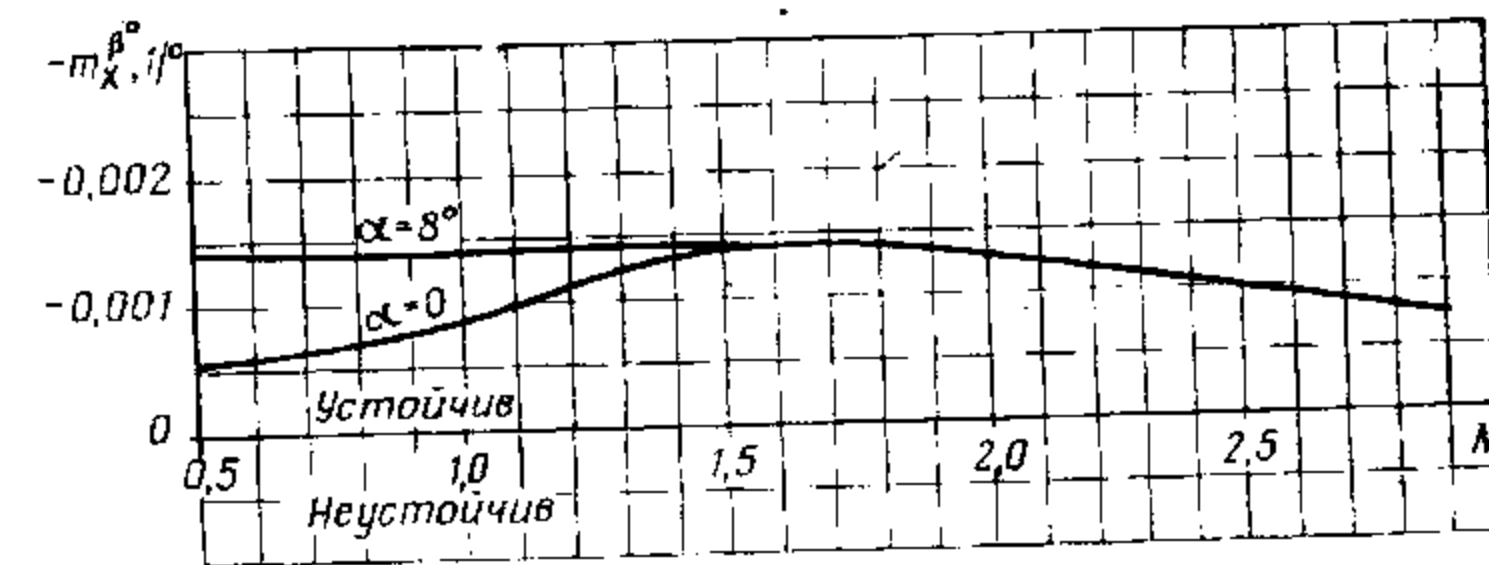


Рис. 5.19. Изменение момента статической поперечной устойчивости ($\alpha = 0 \div 8^\circ$; $\delta_3 = 0$; $\bar{X}_T = 18\%$ САХ)

На рис. 5.19 показано изменение коэффициента момента поперечной устойчивости на один градус скольжения m_x^β в зависимости от числа M и угла атаки самолета без подвесок. Поперечная статическая устойчивость самолета умеренная и на числах M менее 1,5 значительно зависит от угла атаки. Это объясняется более интенсивным изменением разности в подъемных силах полукрыльев при набегании потока на крыло со скольжением. Эта разность тем больше, чем интенсивнее возрастает подъемная сила крыла при увеличении угла атаки. При полете с дозвуковыми скоростями она возрастает сильнее, со сверхзвуковыми — меньше.

Поперечная статическая устойчивость на углах атаки более 8° при маневрировании с перегрузками на дозвуке еще больше увеличивается. Этот факт является одной из причин того, что реакция самолета креном на дачу ноги (или скольжение) несколько возрастает.

Статическая путевая устойчивость. Самолет считается устойчивым в путевом направлении, если после нарушения путевого равновесия у него возникает момент, стремящийся восстановить это равновесие.

Если у самолета по какой-либо причине появится приращение угла скольжения, то в боковом аэродинамическом фокусе возникает приращение силы ΔZ , которое на плече между центром тяжести и фокусом (X) создаст приращение путевого момента ΔM_y (рис. 5.20). У самолета, устойчивого в путевом направлении ΔM_y стремится устранить скольжение. Это происходит в том случае, когда боковой фокус находится позади центра тяжести (рис. 5.20, а). В этом случае положительное приращение угла скольжения $\Delta\beta$ приводит к возникновению отрицательного приращения путевого момента, то есть $\frac{\Delta m_y}{\Delta\beta} = m_y^{\beta} < 0$. Если $m_y^{\beta} = 0$, самолет нейтрален, а если $m_y^{\beta} > 0$ — неустойчив в путевом направлении.

Для обеспечения удовлетворительных характеристик боковой устойчивости и управляемости необходимо сохранить достаточную путевую статическую устойчивость на всех режимах полета. Для этого потребовалась большая площадь вертикального оперения и

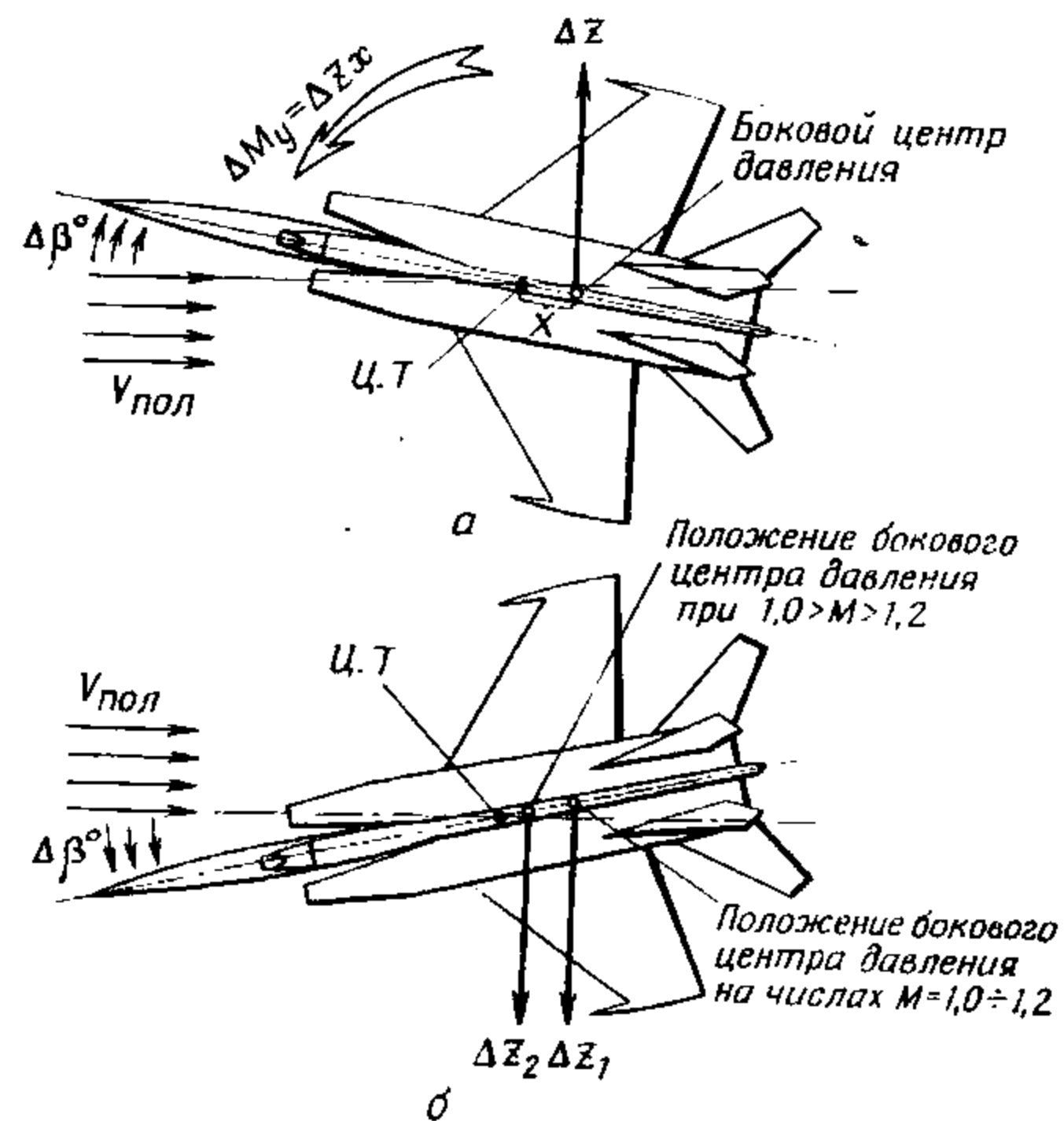


Рис. 5.20. Момент статической путевой устойчивости

двухкилевая схема: два киля сверху и для исключения значительного влияния углов атаки на путевую устойчивость два гребня внизу (см. § 2.1). Таким образом, влияние углов атаки на путевую статическую устойчивость значительно ослаблено.

В диапазоне скоростей, соответствующих числам M менее 1,5, обеспечена высокая путевая устойчивость (рис. 5.21). Даже с учетом ее уменьшения при наличии подвешенного топливного бака она остается достаточно высокой. Наибольшая путевая устойчивость имеет место на числах $M = 1,0 \div 1,2$. По мере увеличения угла атаки, вплоть до допустимого, путевая устойчивость уменьшается.

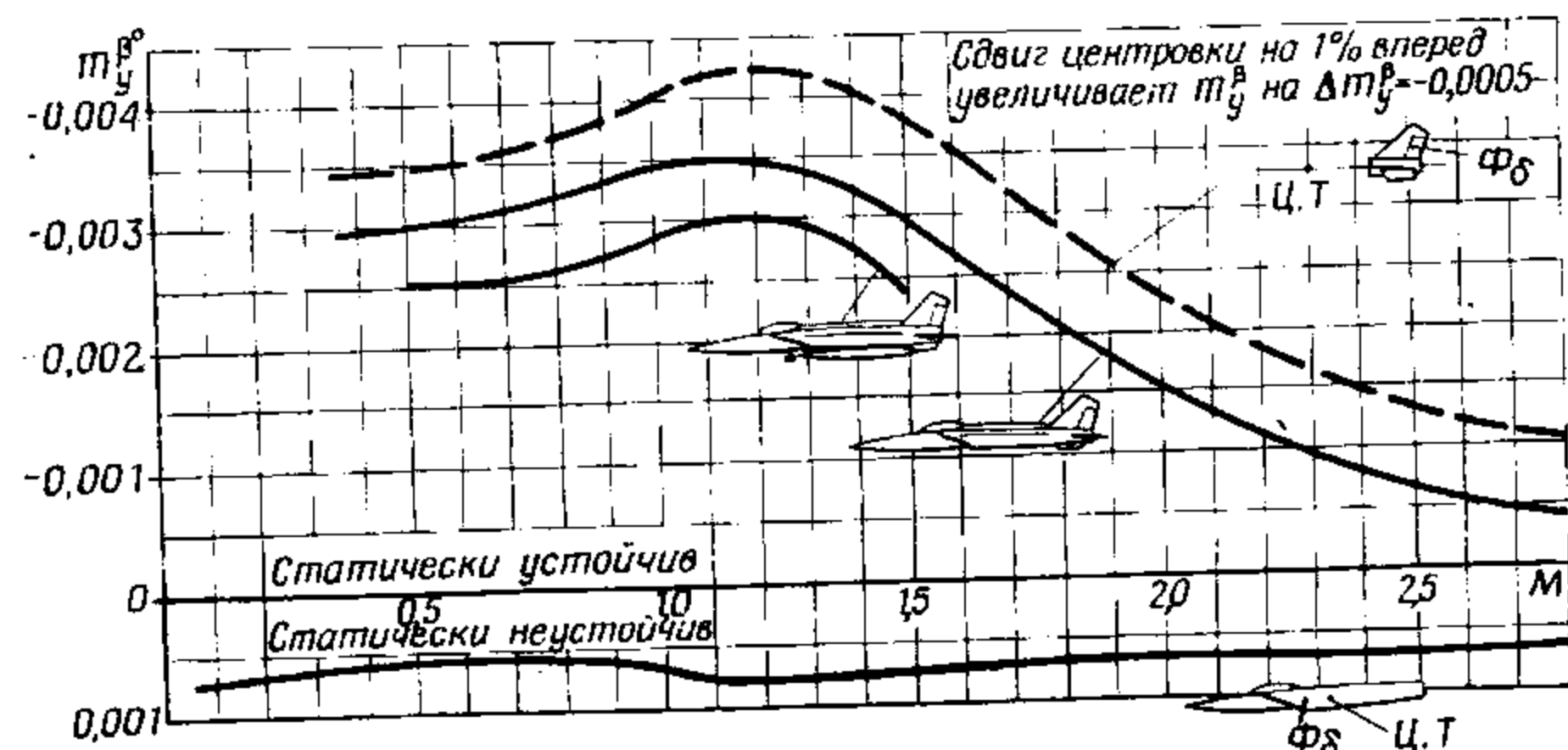


Рис. 5.21. Путевая статическая устойчивость самолета ($\alpha = 0 \div 8^\circ$; $\bar{X}_T = 18\%$ САХ)

вследствие уменьшения эффективности вертикального оперения (рис. 5.22). Особенно это заметно при выполнении маневров самолета с подвешенным баком с $n_y \geq 2,0$ на числах $M = 0,8 \div 0,9$, где наблюдается повышенная реакция самолета креном на дачу погги. При увеличении и уменьшении чисел M от указанных устойчивость интенсивно уменьшается. На числах $M > 2,0$ это проявляется в возникновении скольжений с уводом шарика указателя скольжения на 0,5—1,0 диаметр, требующая вмешательства летчика в управление, и ухудшении характеристик боковой динамической устойчивости. Это связано с приближением бокового фокуса к центру тяжести (рис. 5.20, б). На этих режимах особое внимание необходимо уделять парированию скольжения.

Боковая динамическая устойчивость. Характер бокового возмущенного движения обусловлен величиной поперечной и путевой статических устойчивостей и соотношением между ними, определяющим реакцию самолета креном и рысканьем на скольжение. Боковое движение самолета при возвращении его к равновесию после кратковременного воздействия возмущающей внешней силы может происходить по асимптотическому или колебательному закону. При наличии высокой боковой динамической устойчивости уменьшение

амплитуды колебания крена и рыскания происходит аperiodиче-ски, а при малой — с непрерывными колебаниями крена и рыска-ния, снижающими точность пилотирования.

Степень боковой динамической устойчивости характеризуется параметром κ (каппа), выражающим отношение запасов попереч-ной и путевой статических устойчивостей m_x^0 и m_y^0 и моментов инерции самолета относительно осей OX и OY I_x и I_y :

$$\kappa \approx \frac{m_x^0 I_y}{m_y^0 I_x} = \frac{\omega_{x \max}}{\omega_{y \max}}$$

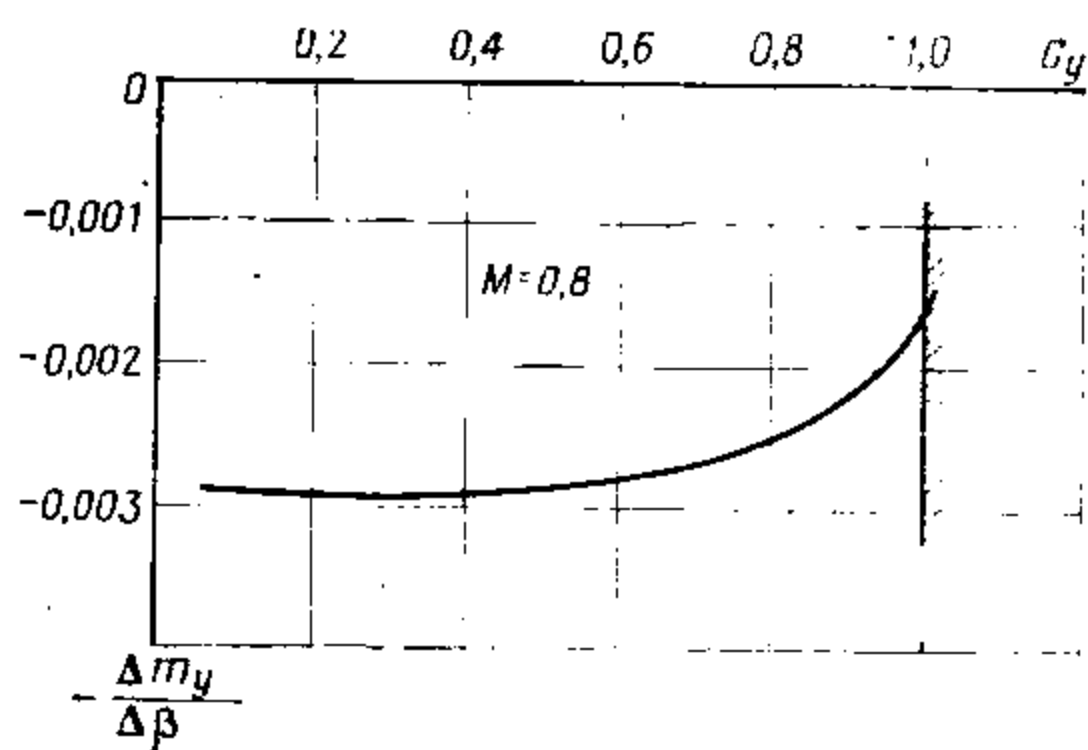


Рис. 5.22. Зависимость приращения коэффици-ента статической путевой устойчивости самолета без подвесного бака на единицу угла сколь-жения от коэффициента подъемной силы

Если $\kappa = 2 \div 3$, как это имеет место у самолета МиГ-25РБ на средних высотах, меньших 8 км при числе $M = 1.0 \div 1.5$, то на дей-ствие боковых возмущений самолет отвечает движениями рыска-ния и крена, при которых кренение самолета незначительно. По ме-ре увеличения κ наряду с движением рыскания развивается коле-бательное движение крена, причем угол крена с некоторым запа-здыванием «повторяет» изменение угла скольжения. Амплитуды кренов растут с увеличением κ .

При больших значениях $\kappa > 6 \div 7$ наблюдается повышенная ре-акция самолета креном на скольжение и незатухающие боковые колебания крена и рыскания.

На самолетах МиГ-25РБ величина κ в зависимости от скорости, высоты полета, подвесок и углов атаки изменяется в широких пре-делах (рис. 5.23). На малых и средних высотах в прямолинейном полете κ изменяется от 2,5 при полете с максимальной скоростью до 6,0 на числе $M = 0.25$. В связи с большими значениями κ на ско-ростях полета менее эволютивной у самолета в полетной и во взлет-

но-посадочной конфигурации проявляется повышенная реакция креном на скольжение.

На высотах 10 000—12 000 м и больше значения $\kappa > 5,0$ соот-ветствуют числам $M > 1,3$, в стратосфере — числам $M > 2,0$.

При полете на этих режимах с выключенными демпферами на-блюдаются боковые незатухающие колебания. Период этих коле-баний небольшой и составляет около 2—3 с. Попытка летчика их парировать приводит к увеличению амплитуды, так как с учетом запаздывания в реакции движения рулями совпадают по фазе с колебаниями.

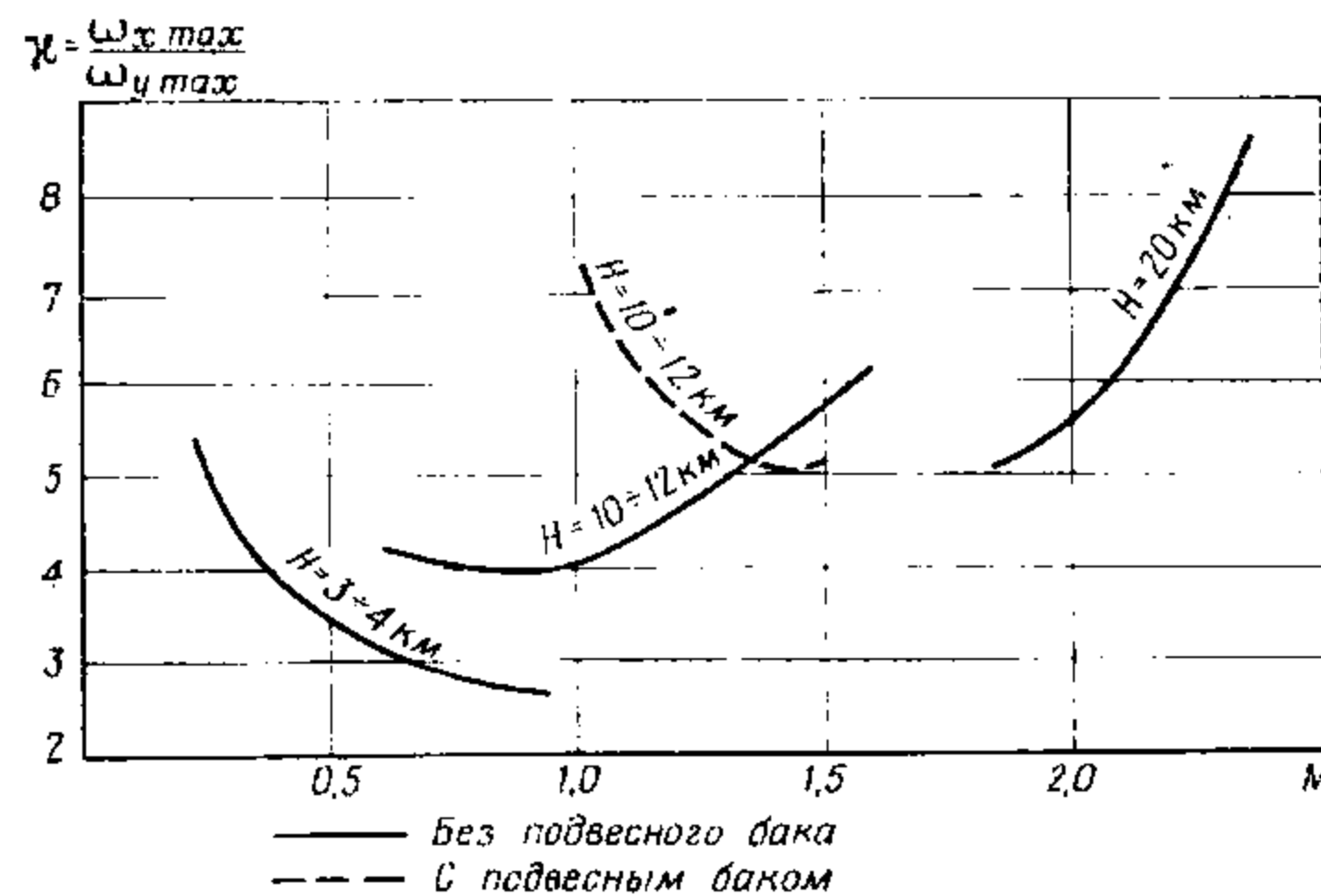


Рис. 5.23. Соотношение $\omega_{x \max}$ и $\omega_{y \max}$

При разгонах и торможениях самолета могут изменяться попе-речная и путевая балансировки. На числах $M > 2,0$ даже неболь-шие углы скольжения, соответствующие боковой разбалансировке в 0,5 или 1,0 диаметр шарика указателя скольжения, вызывают значительные угловые скорости ω_x и углы крена. Это приводит к необходимости вмешательства рулями управления. Возросшие требования к боковой балансировке самолета в полете приводят к необходимости постоянного контроля за положением шарика указателя скольжения.

При возникновении скольжения летчик должен парировать его рулями направления отклонением педали или механизма триммер-ного эффекта, что удобнее, учитывая наличие значительных усилий при отклонении педалей (рис. 5.32). Для устранения нежела-тельных кренений и колебаний по крену полет на больших числах M следует выполнять без скольжения, не допуская ухода шарика указателя скольжения от нейтрали активным вмешательством ру-лями направления. Это условие сохраняется и с включенной САУ

на режиме автоматического управления, так как в системе не предусмотрена стабилизация углов скольжения.

При увеличении высоты из-за уменьшения плотности воздуха ухудшаются демпфирующие свойства самолета. При уменьшении моментов демпфирования возрастает запаздывание реакции самолета на восстановление бокового равновесия, а возникшие колебания долго не затухают. Угловые скорости крена и рыскания развиваются с задержкой и с последующими забросами относительно желаемой величины. Если на высоте 5 км самолет выходит на заданный угол скольжения за 0,5—0,7 с, то на высоте 18 км за 10—15 с с забросом на 70—80%.

При криволинейном маневрировании с $n_y > 1,0$ значение χ дополнительно увеличивается. Это связано с тем, что при малоизменяющемся отношении $\frac{J_y}{J_x} \approx 5,5 \div 7,2$ в зависимости от веса самолета χ зависит только от отношения коэффициентов поперечной и путевой устойчивости $\frac{m_x}{m_y}$, которое увеличивается при увеличении

C_y . Установлено, что при маневрировании самолета без подвесного бака с $n_y > 2,0$ в стратосфере с числами $M > 2,3$ с выключенными демпферами наблюдается повышенная реакция самолета креном на дачу ноги и боковые колебания, а на больших высотах с такой же перегрузкой на числах $M = 0,8 \div 0,9$ — боковые незатухающие колебания (по крену до 15°). Учитывая это, виражи и другие криволинейные маневры следует выполнять координированно, не допуская ухода шарика указателя скольжения.

При подвеске топливного бака χ возрастает вследствие увеличения поперечной и уменьшения путевой устойчивости. Повышенная реакция самолета с подвесным баком креном на дачу ноги заметна как в прямолинейном, так и в криволинейном полете. При выключенных демпферах наблюдаются незатухающие колебания, особенно в стратосфере. Отклонения рулей при пилотировании, особенно в криволинейном и в прямолинейном полетах на малых скоростях, должны быть плавными и координированными. Колебания устранять не следует, так как это может вызвать их усиление.

Заметно улучшается боковая устойчивость на этих режимах при включении САУ в режим демпфирования или стабилизации. Поэтому полеты на больших высотах и в стратосфере для упрощения пилотирования необходимо выполнять с включенными демпферами. Так как самолет МиГ-25РБ до максимального числа $M = 2,83$ обладает достаточной устойчивостью, то применение демпферов САУ позволяет улучшить затухание возмущенного движения и обеспечить хорошие характеристики боковой устойчивости на всех высотах и числах M .

5.3.2. Боковая управляемость

Элементы и кинематика системы поперечного управления

Управление самолетом в поперечном отношении осуществляется с помощью элеронов и стабилизатора, работающего в режиме «ножниц». Система поперечного управления является гидромеханической, выполненной по необратимой схеме, то есть аэродинамические усилия от элеронов и стабилизатора на ручку управления не передаются, а полностью воспринимаются бустерами. При отсутствии давления в гидросистемах самолет в поперечном отношении неуправляем.

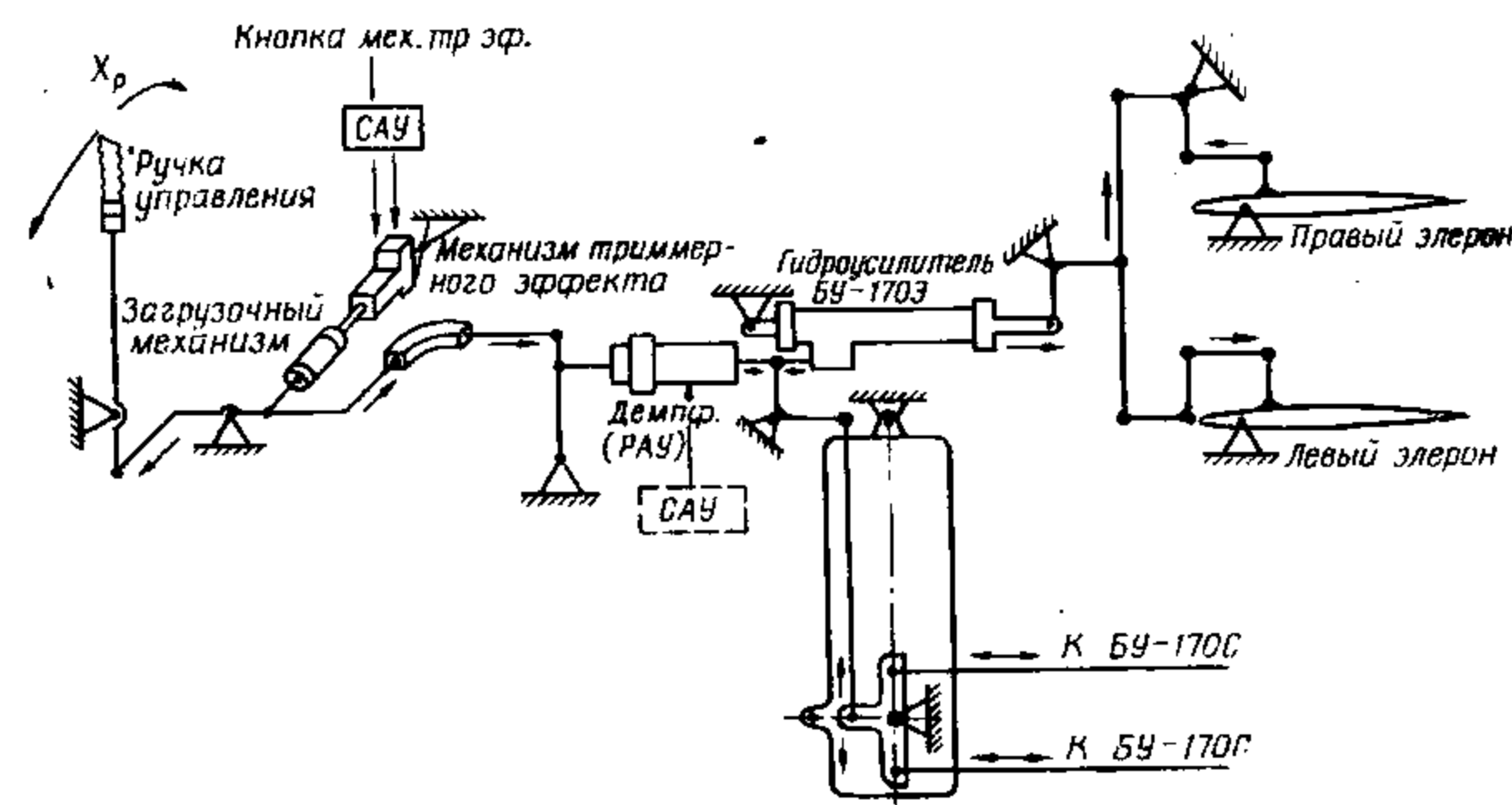


Рис. 5.24. Кинематическая схема поперечного управления

Система поперечного управления (рис. 5.24) включает ручку управления, связанную тягами и качалками с включенными в них пружинным загрузочным механизмом, механизмом триммерного эффекта и рулевым агрегатом РАУ-107 с плоским золотником гидроусилителя БУ-170Э элеронов и золотниками гидроусилителей, приводящих в движение половины стабилизатора системы продольного управления. Однако золотники этой системы отклоняются в противоположные стороны. По конструкции и принципу работы бустер БУ-170Э с золотником аналогичен БУ-170С.

Усилия на ручке управления, воспроизводимые загрузочными пружинами, сравнительно небольшие и составляют не более 5—6 кгс при полном ее отклонении (рис. 5.25). Для облегчения выдерживания режима полета без крена загрузка ручки в диапазоне до 1/3 хода более жесткая, чем при дальнейшем ее отклонении. Благодаря этому при необходимости выполнения разворотов с креном

ном вблизи минимальных скоростей и в случае отказа одного двигателя (в условиях увеличенного потребного расхода элеронов и половины стабилизатора) обеспечивается небольшое затяжение управления.

Механизм триммерного эффекта позволяет снимать усилия до 5 кгс, то есть практически в полном диапазоне расходов элеронов в полете.

Для обеспечения нормальной поперечной управляемости необходимо, чтобы располагаемые шарнирные моменты бустеров стабилизатора и элеронов были больше их аэродинамических шарнирных моментов.

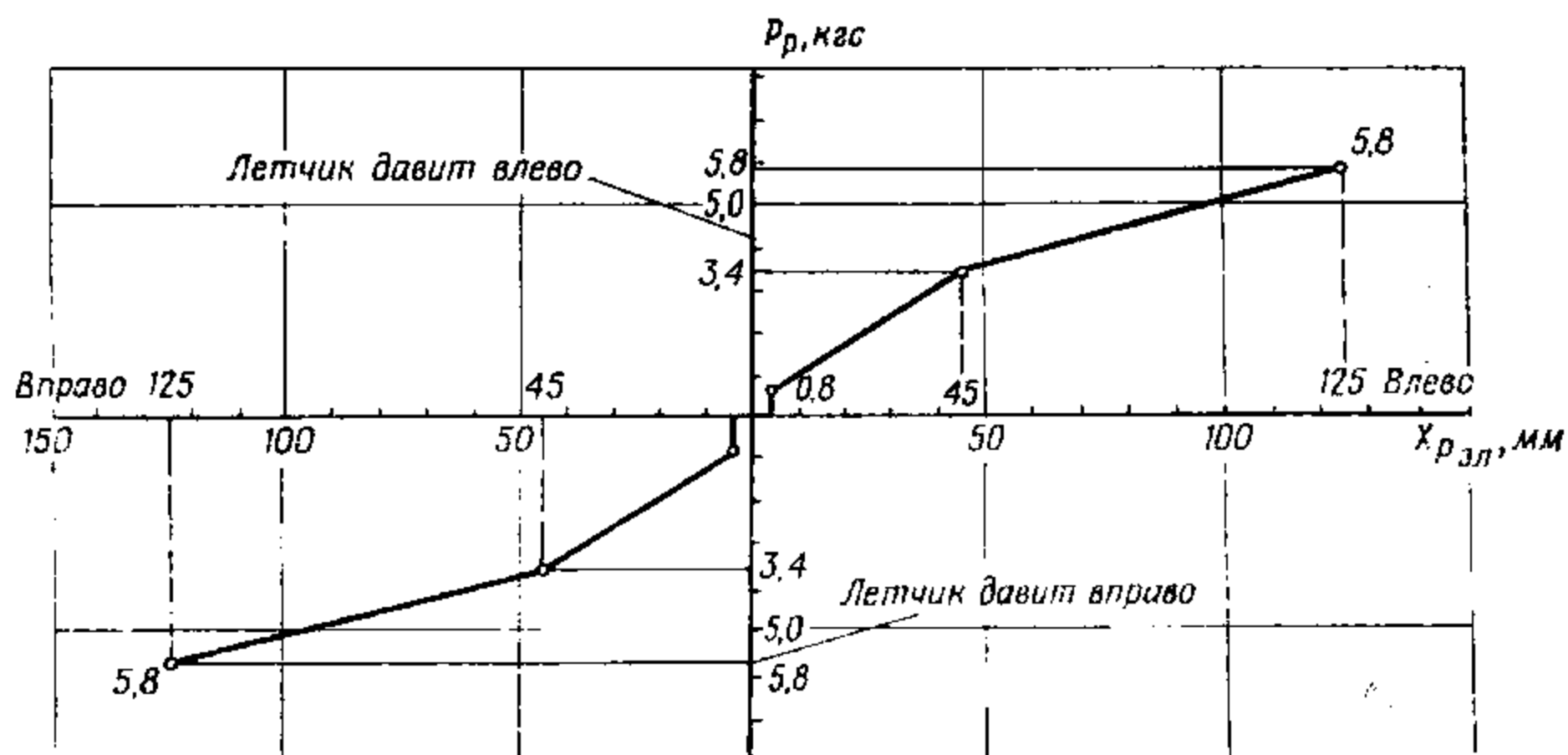


Рис. 5.25. Усилия на ручке управления в поперечном направлении (механизм триммерного эффекта нейтрально)

В случае достижения максимального располагаемого угла отклонения элеронов по мощности бустера ручка управления останавливается, возникает «упор ручки». Это нужно учитывать при эксплуатации самолета. Явление «упора ручки» в полете наступает на приборных скоростях более 900 км/ч. Характерно, что чем быстрее отклоняется ручка управления, тем раньше возникает «упор». Это связано как с уменьшением давления в гидросистеме (снижением располагаемого шарнирного момента бустера), так и с возрастанием шарнирного момента элеронов. Поэтому при пилотировании не следует допускать резких отклонений ручки, особенно на больших приборных скоростях. Величина максимального угла отклонения элеронов в зависимости от числа M и высоты показана на рис. 5.26. При нормальном давлении в обеих гидросистемах величина максимального угла отклонения элеронов интенсивно уменьшается на малых и средних высотах, начиная с чисел $M = 0,8 \div 0,9$. На больших высотах это проявляется менее интенсивно. На высоте 15 000 м максимальный угол отклонения элеронов на максимальном числе $M = 2,2$ составляет 13° , а на высотах

19 000—20 000 м $20\text{--}25^\circ$. Однако, даже с учетом уменьшения максимального угла отклонения элеронов характеристики поперечной управляемости сохраняются удовлетворительными. Тем более на самолете с дифференциальным отклонением стабилизатора при полете на малых и средних высотах с большой приборной скоростью стабилизатор очень эффективен и большого отклонения элеронов (ручки управления) не требуется.

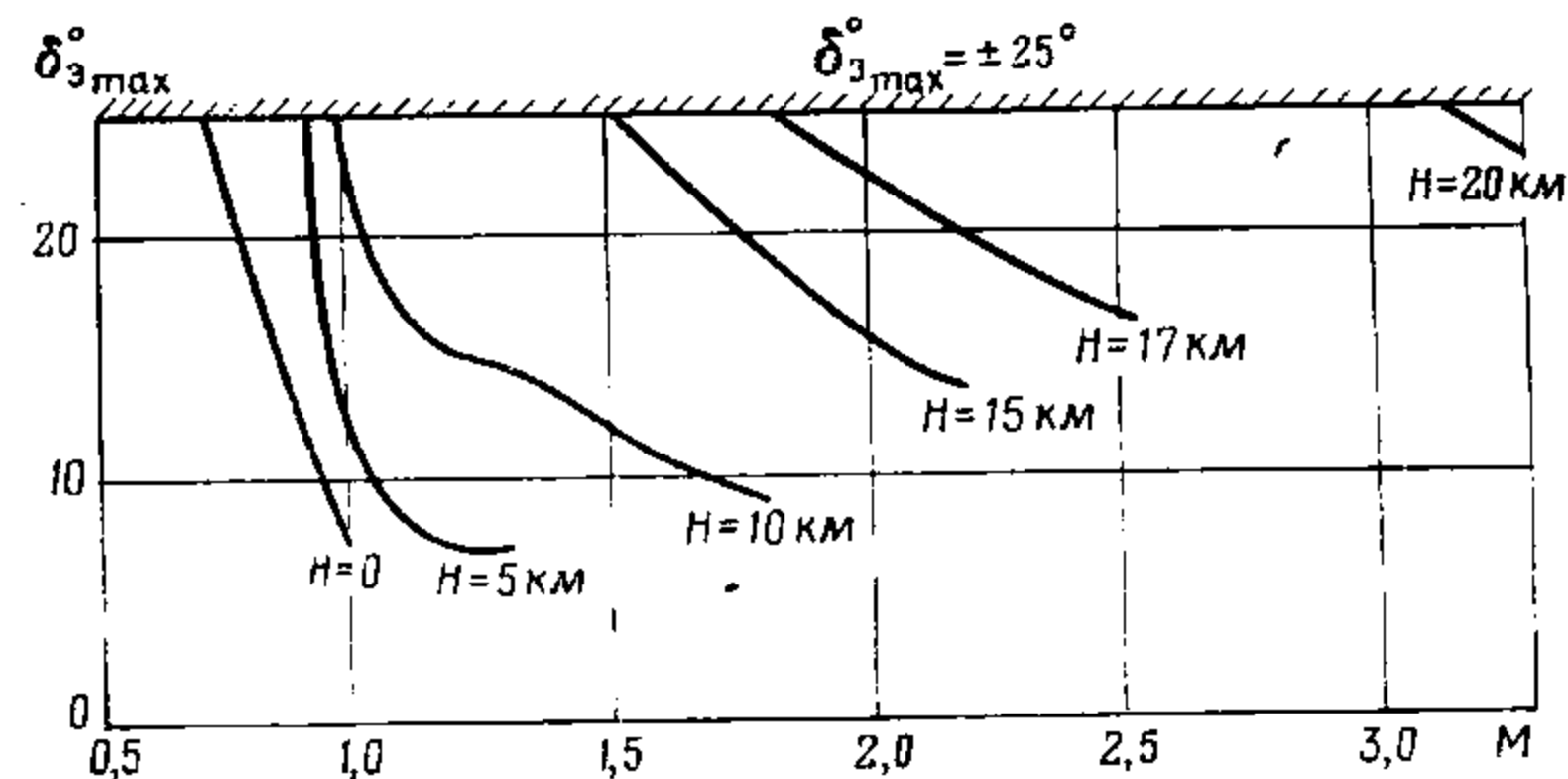


Рис. 5.26. Располагаемые углы отклонения элеронов обеспечиваемые мощностью бустера. $M_{\text{max}} = 900 \text{ кгс} \cdot \text{м}$

В системе поперечного управления электромеханизм триммерного эффекта и рулевой агрегат РАУ-107 также являются исполнительными устройствами САУ. Ручкой управления обеспечивается включение САУ по поперечному каналу.

Характеристики поперечной управляемости

Так как поперечная управляемость выполняется элеронами и половинами стабилизатора в режиме «ножниц», представляет интерес сравнение их эффективностей. Относительная роль дифференциально отклоняемого стабилизатора в суммарной эффективности поперечного управления сильно меняется в зависимости от приборной скорости и высоты полета (рис. 5.27). На малых высотах полета и приборных скоростях менее 900 км/ч роль стабилизатора в поперечном управлении невелика. Его эффективность составляет менее 20% в суммарной эффективности поперечного управления, то есть элероны эффективнее стабилизатора в 4 раза. С увеличением приборной скорости более 900 км/ч относительная роль стабилизатора сравнительно быстро увеличивается и на $V_{\text{пр}} = 1000 \text{ км/ч}$ эффективности элеронов и стабилизатора становятся примерно одинаковыми. Это связано с уменьшением эффективности элеронов из-за упругих деформаций крыла при их отклонении.

На большей высоте полета относительная роль стабилизатора начинает увеличиваться с меньших приборных скоростей также за

счет уменьшения эффективности элеронов. Если у земли эффективность стабилизатора в суммарной эффективности поперечного управления составляет 20% на приборной скорости 900 км/ч, то на высоте 5 км — 760 км/ч, на высоте 10 км — 680 км/ч, на высоте 15 км — 600 км/ч. Это обусловлено тем, что отклонение элеронов на числах M более 0,9 не изменяет части крыла, лежащей впереди

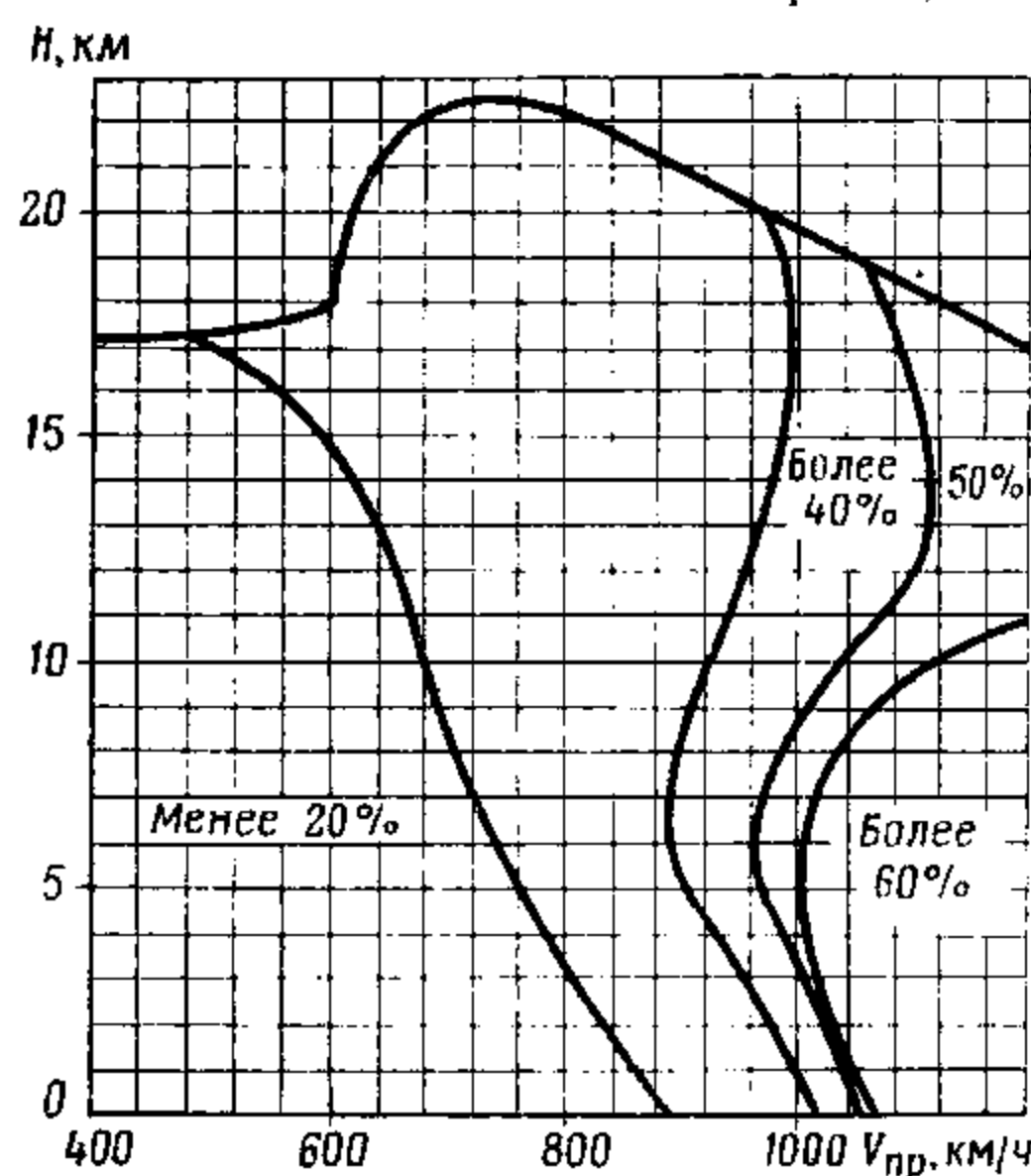


Рис. 5.27. Относительная роль дифференциально отклоняемого стабилизатора в суммарной эффективности поперечного управления

элеронов, то есть крыло не участвует в формировании управляющей силы. Объясняется это тем, что при сверхзвуковом обтекании крыла давление перед элеронами не может распространяться навстречу потоку. Кроме того, уменьшаются располагаемые углы отклонения элеронов, обеспечиваемые мощностью бустера. Приборная скорость, на которой эффективность элеронов становится примерно равной эффективности стабилизатора, с увеличением высоты изменяется незначительно и составляет 1000—1100 км/ч.

Наибольшую роль в суммарной эффективности поперечного управления дифференциальный стабилизатор выполняет на малых и средних высотах 0—7 км и приборных скоростях более 1000—1100 км/ч. Относительная роль его здесь более 60%.

Поперечная управляемость обычно характеризуется угловой скоростью крена, приходящейся на один градус отклонения рулей, максимальными углами отклонения рулей, обеспечиваемыми бустерами, а также угловыми скоростями крена при максимальных углах отклонения элеронов и половин стабилизатора, обеспечиваемых бустерами.

Наиболее важным параметром, характеризующим поперечную управляемость самолета МиГ-25РБ, является величина приращения угловой скорости крена на единицу условного угла отклонения элеронов при комбинированном поперечном управлении $\frac{\Delta\omega_x}{\Delta\delta_{э.л}^*}$.

Этой характеристикой поперечной управляемости наиболее удобно пользоваться при комплексном использовании в поперечном управлении элеронов и стабилизатора.

На рис. 5.28 приведена зависимость приращения угловой скорости крена на единицу условного угла отклонения элеронов. Наибольшее значение $\frac{\Delta\omega_x}{\Delta\delta_{э.л}^*}$ имеет место на приборных скоростях 600—700 км/ч. При отклонении ручки управления на 1/2 хода на этих скоростях возникает установившееся кренение 120 град/с.

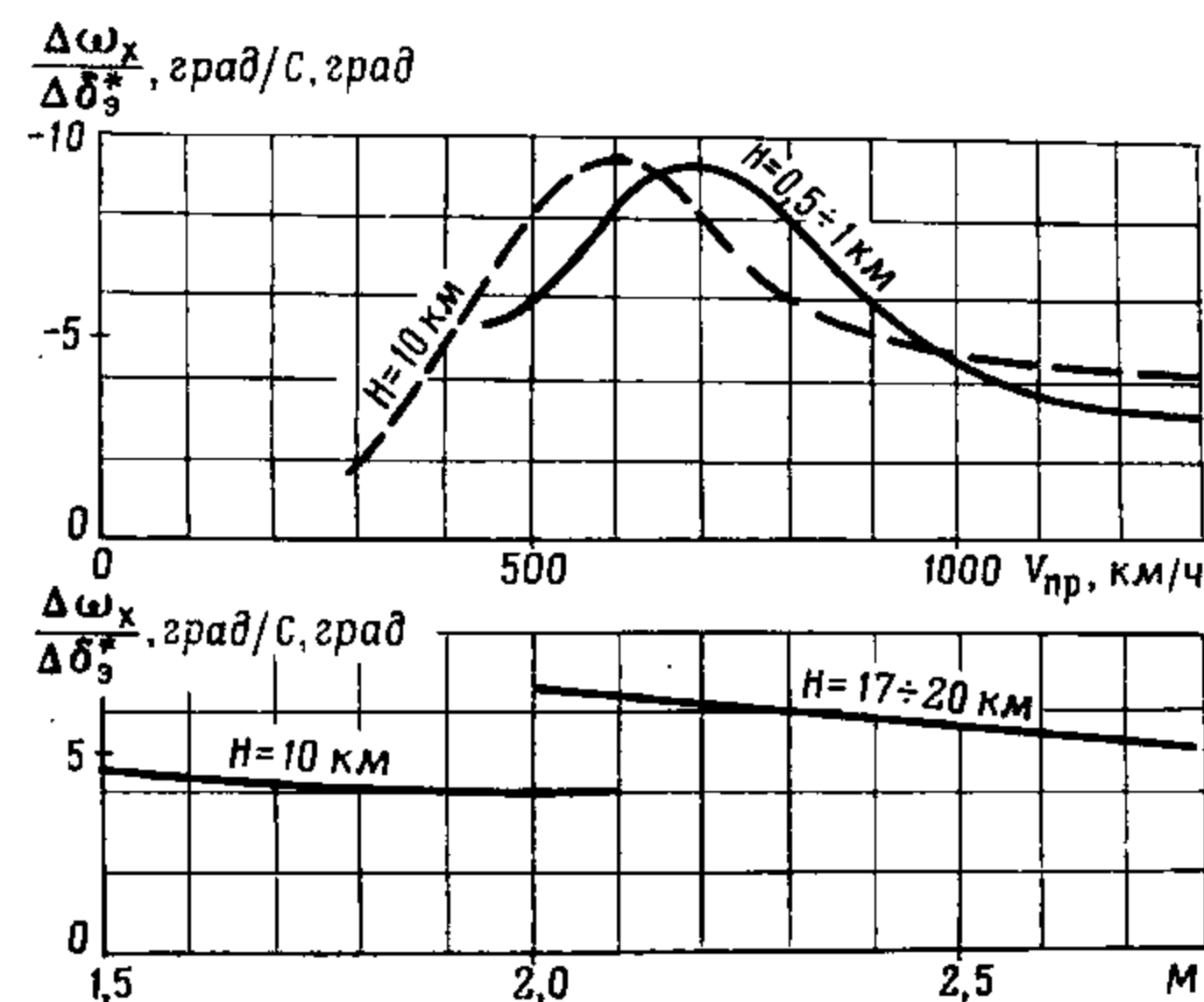


Рис. 5.28. Зависимость приращения угловой скорости крена на единицу условного угла отклонения элеронов при комбинированном поперечном управлении с учетом демпфирования при расходах ручки, не превышающих половины полного хода ($\delta_{э.л}^*$ — условный угол отклонения элеронов в градусах)

Уменьшение скорости от указанной сопровождается уменьшением отношения $\frac{\Delta\omega_x}{\Delta\delta_{э.л}^*}$ за счет уменьшения величины скоростного напора, увеличения поперечной статической устойчивости, преобладающими над влиянием уменьшения демпфирования. Тем не менее эффективность поперечного управления при координирован-

ном пилотировании на малых скоростях сохраняется удовлетворительной вплоть до скорости сваливания. При некоординированном пилотировании на малых скоростях повышенная поперечная устойчивость вызывает большой кренящий момент, что усложняет поперечную управляемость.

С увеличением дозвуковых приборных скоростей более 750 км/ч на малых и средних высотах снижается эффективность поперечного управления в основном вследствие упругих деформаций крыла, так как отклонение элеронов приводит к закручиванию крыла и к уменьшению углов атаки консольной части. При этом разность подъемных сил полукрыльев уменьшается. Тем не менее при совместном использовании элеронов и половин стабилизатора эффективность поперечного управления на малых и средних высотах сохраняется достаточно высокой ($3-4 \frac{\text{град}}{\text{с} \cdot \text{град}}$). «Валезка» самолета

аэродинамическими силами, возникающими из-за несимметричной деформации полукрыльев, до максимально допустимых скоростей по прибору отсутствует. Однако, следует иметь в виду, что упругие деформации крыла на больших приборных скоростях являются одной из причин ограничения приборной скорости на малых и средних высотах.

На больших высотах уменьшение отношения $\frac{\Delta \omega_x}{\Delta \delta_{эл}}$ на числах M более 0,9, как уже отмечалось, обусловлено главным образом влиянием сжимаемости воздуха на распределение давления на крыле и элеронах.

Элементы и кинематика системы путевого управления

Система путевого управления самолета МиГ-25РБ гидромеханическая, выполнена по необратимой схеме. Она включает педали (рис. 5.29), связанные тягами и качалками с включенными в них загрузочным механизмом, механизмом триммерного эффекта и рулевым агрегатом РАУ-107 с плоским золотником одного двухкамерного бустера БУ-190, обслуживающего оба руля направления. Применение гидроусилителя в системе путевого управления в отличие от других самолетов обеспечивает удовлетворительную управляемость во всем диапазоне чисел M , вплоть до максимальных.

Загрузка педалей осуществляется пружинами. Ощущение отклонения педалей от нейтрального положения достигается при усилиях на педалях, значительно больших, чем на ручке управления. Принятый закон загрузки обеспечивает сравнительно легкое управление за счет перестройки жесткости пружинного механизма, обеспечивающей более сильное нагружение педалей в начале хода, и более слабая — при дальнейшем ходе (рис. 5.30). Это позволило иметь усилия на педалях даже при полном их отклонении не более 28-30 кгс.

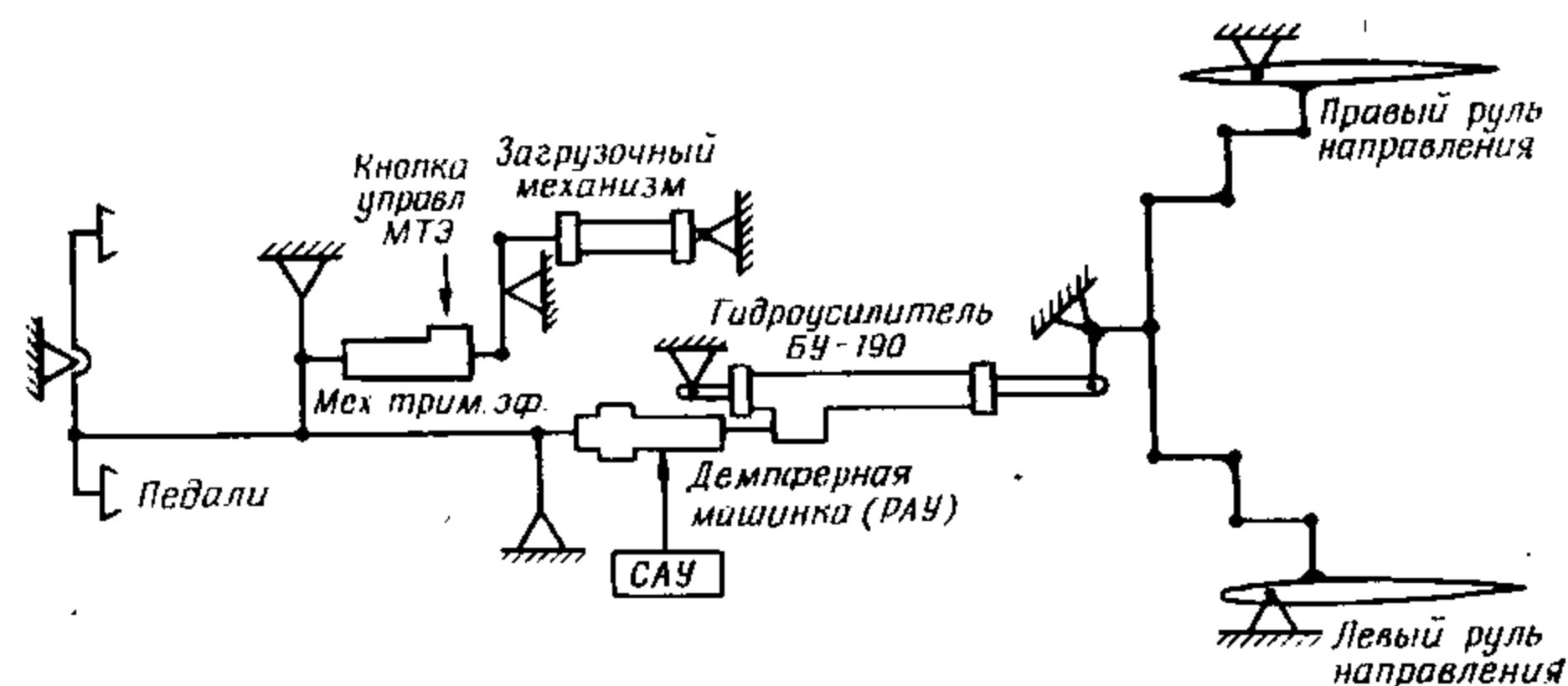


Рис. 5.29. Кинематическая схема путевого управления

Максимальные углы отклонения рулей направления, обеспечиваемые гидроусилителем с максимальным шарнирным моментом 200 кгс·м показаны на графике рис. 5.31. На малых и средних высотах по мере увеличения числа M максимальный угол отклонения рулей направления уменьшается более интенсивно, чем на больших высотах и в стратосфере. Это связано с более интенсивным ростом аэродинамического шарнирного момента на малых и средних высотах, связанного с увеличением скоростного напора.

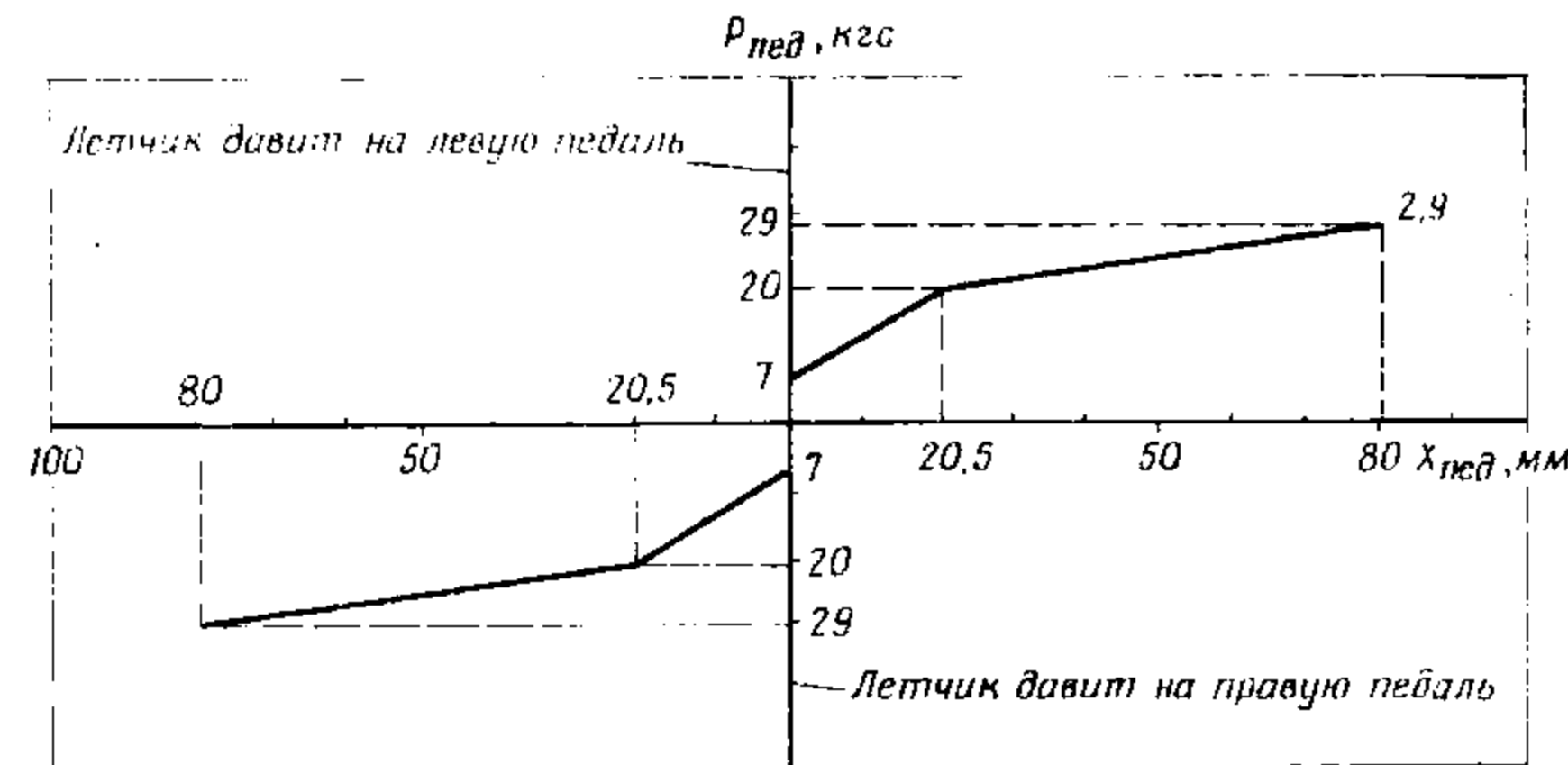


Рис. 5.30. Усилия на педалях при управлении рулями направления (механизм триммерного эффекта нейтрально)

Уменьшение $\delta_{р.н \max}$ в атмосфере начинается с приборной скорости 700 км/ч. Минимальное значение $\delta_{р.н \max}$ имеет место на максимально допустимой приборной скорости, достигая на высотах до 14 км значения 5-10°. На высотах более 14 км $\delta_{р.н \max}$ увеличивается

ется и на $H = 18$ км близок к 25° . Несмотря на указанное уменьшение максимальных углов отклонения рулей направления, путевая управляемость сохраняется удовлетворительной.

Исполнительным механизмом САУ в режиме демпфирования по путевому каналу является рулевая машинка РАУ-107.

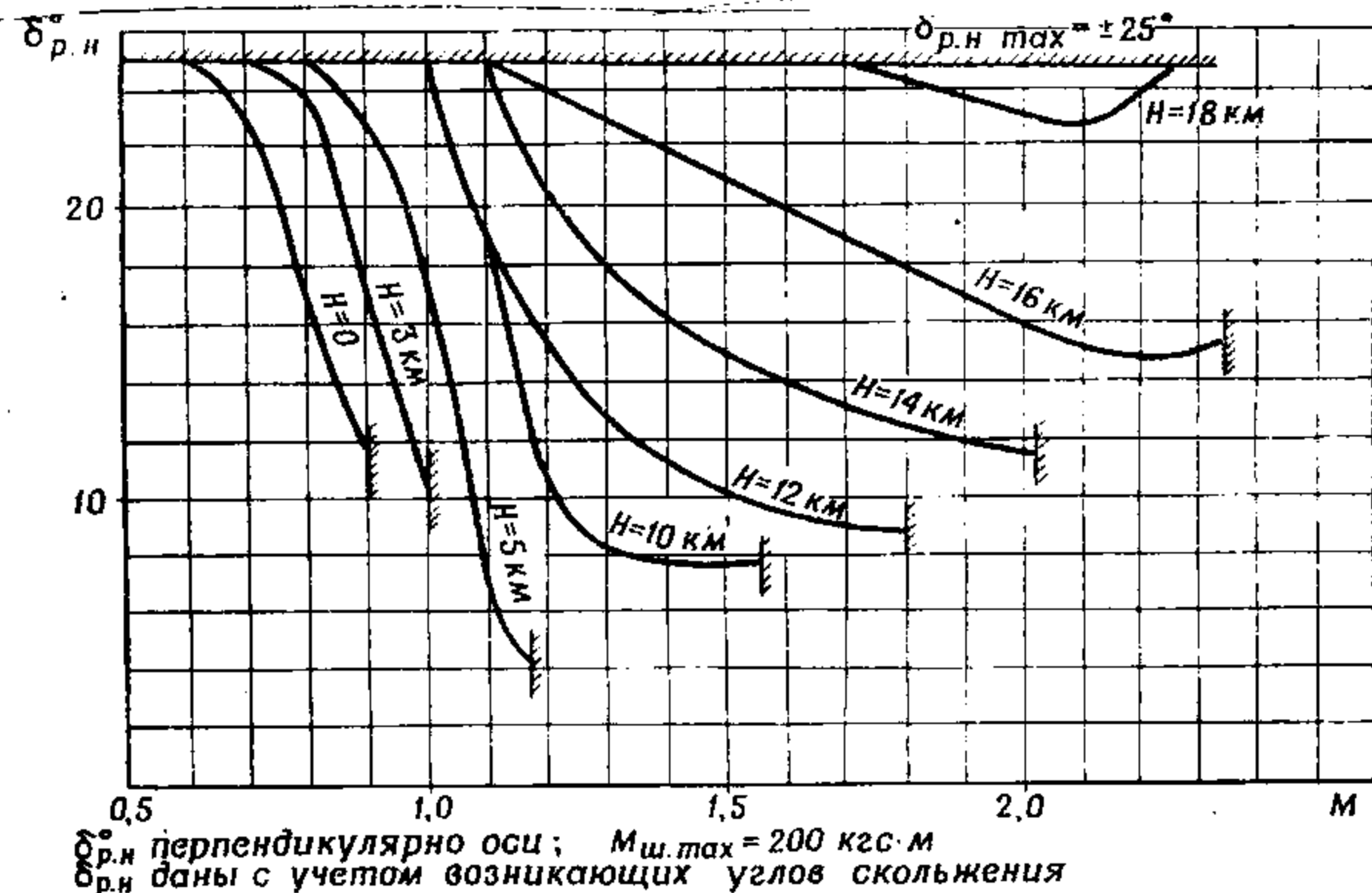


Рис. 5.31. Располагаемые углы отклонения рулей направления

Характеристики путевой управляемости

Важнейшей характеристикой путевой управляемости являются усилия на педалях, которые необходимо приложить летчику для создания 1° скольжения. Так как летчик о наличии скольжения судит по положению шарика указателя скольжения, то при рассмотрении характеристик путевой управляемости за единицу угла скольжения будем брать не градус, а один диаметр шарика указателя скольжения. При $n_y = 1,0$ одному диаметру шарика соответствует угол скольжения $\beta \approx 2^\circ$, при $n_y = 2,0$ одному диаметру шарика соответствует $\beta \approx 4^\circ$, а при $n_y = 3,0$ — $\beta \approx 6^\circ$.

На рис. 5.32 показана зависимость усилий на педалях, необходимых для создания (парирования) угла скольжения, от скорости и высоты полета. Из графика следует, что усилия на педалях, необходимые для создания (парирования) угла скольжения, сильно изменяются с изменением приборной скорости и меньше — высоты и числа M полета. Если на приборной скорости 1100 км/ч для отклонения шарика указателя скольжения на один диаметр, необходимо приложить усилие на педалях (независимо от высоты полета) 11 кгс, то на приборной скорости 600 км/ч — 15–17 кгс.

Это связано с большими потребными углами отклонения рулей направления на средних и малых приборных скоростях. Особенно велики усилия на педалях на указанных приборных скоростях в стратосфере. Для отклонения шарика указателя скольжения на два диаметра при полете с $V_{пр} = 600$ км/ч на высоте 20 км необходимо приложить усилие на педалях 23 кгс. При парировании скольжений, учитывая наличие значительных усилий при отклонении педалей, удобнее пользоваться механизмом триммерного эффекта.

При нормальной работе двигателей эффективность путевого управления для осуществления балансировки самолета достаточная на всех режимах полета. О возможностях парирования разворачивающего момента при отказе одного двигателя будет сказано ниже.

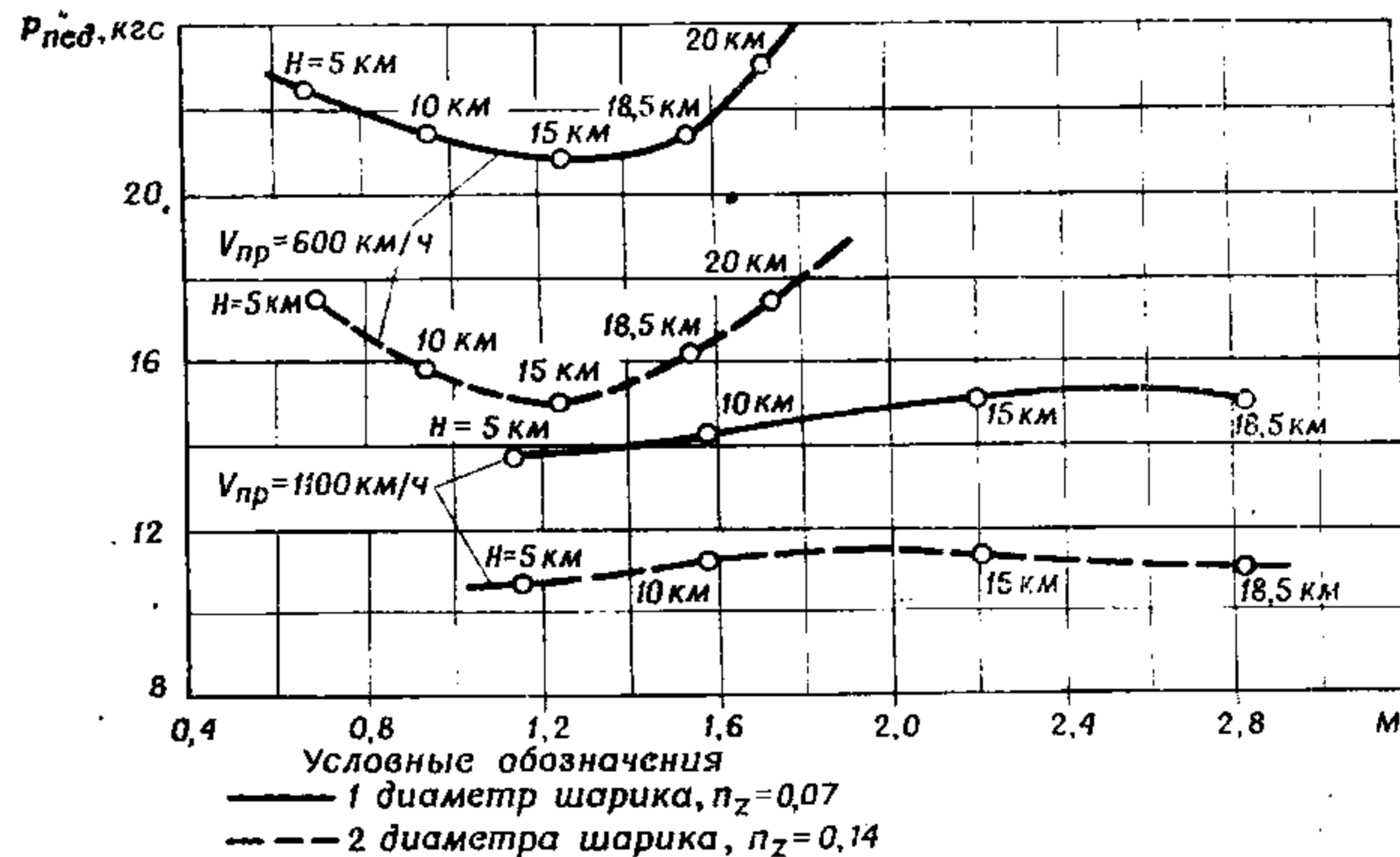


Рис. 5.32. Усилия на педалях, потребные для создания (парирования) угла скольжения

Особенности боковой балансировки при полете с несимметричной тягой двигателей

При отказе одного двигателя нарушается равновесие моментов, действующих относительно вертикальной и продольной осей координат. Причиной этому в первый момент времени является момент рыскания

$$M_{y_p} = (P + Q_{дв}) a$$

(рис. 5.33,а).

В результате действия M_{y_p} самолет, в последующий момент разворачивается на угол β и начинает «скользить» на крыло в сто-

рону работающего двигателя (рис. 5.33,б). На скольжение самолет отвечает креном (M_{x_3}) и рысканием (M_{y_3}), величина и соотношение которых определяет характер дальнейшего движения самолета, если летчик не вмешается рулями.

Как правило, заметив рыскание, летчик препятствует его развитию отклонением педалей, а с появлением крена — препятствует его развитию отклонением ручки управления. Чем раньше это сделано, тем легче удержать заданное направление полета.

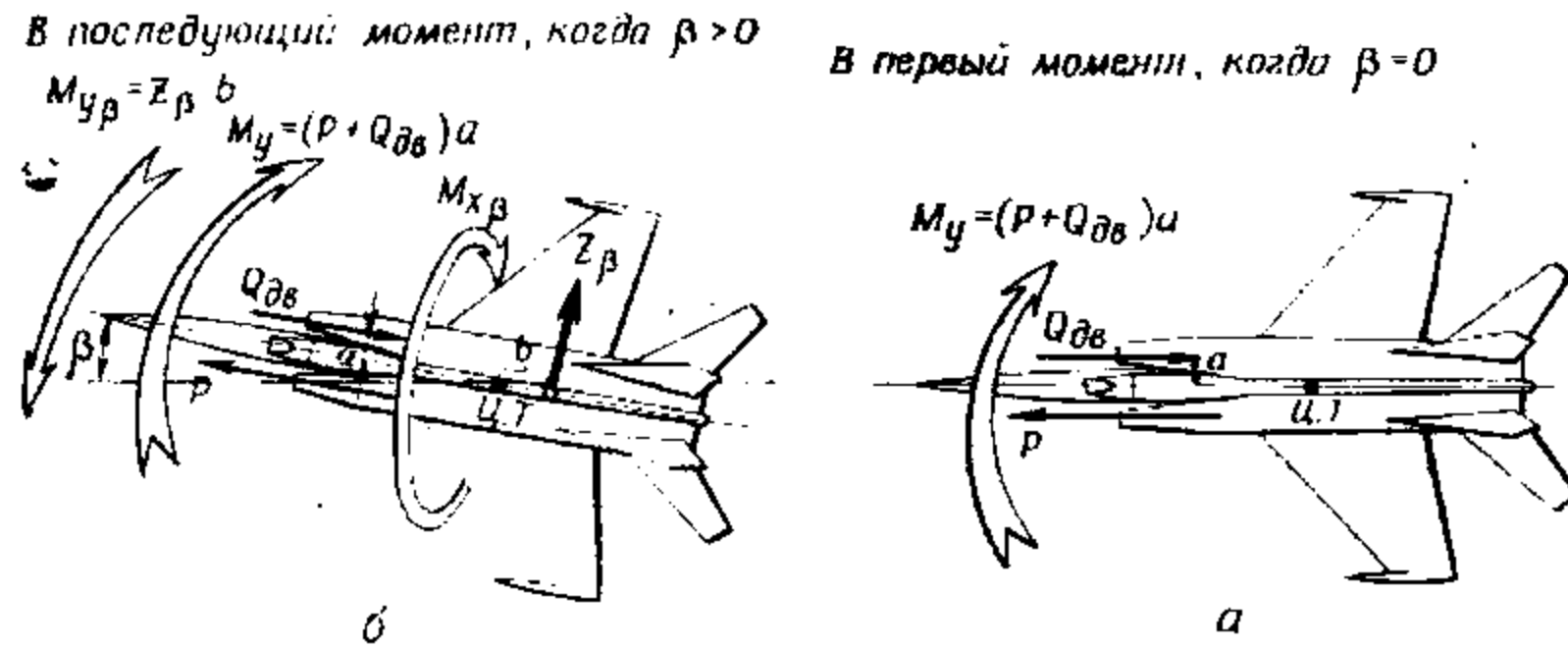


Рис. 5.33. Схема возникновения дестабилизирующих моментов при отказе одного двигателя

Условием равновесия моментов относительно вертикальной оси будет

$$(P + Q_{\Delta b}) a = M_{y_3} + M_{y_{p.н}}$$

а относительно продольной оси $M_{x_3} + M_{x_{p.н}} = M_{x_{злер}}$. Однако боковые силы Z и $Z_{p.н}$ остаются неуравновешенными. Под действием их самолет будет выполнять плоский разворот в сторону отказавшего двигателя. Для уравнивания боковых сил необходимо создавать крен γ на работающий двигатель (рис. 5.34), тогда в зависимости от величины крена $Z_{p.н} = Y \sin \gamma$ (рис. 5.34.а) или $Z + Z_{p.н} = Y \sin \gamma$ (рис. 5.34.б), либо, не создавая крена, дополнительным отклонением рулей направления создать скольжение на крыло с отказавшим двигателем, тогда Z , действуя в противоположную сторону, уравнивает $Z_{p.н}$ (рис. 5.34.в).

Первый способ (полет без скольжения с креном на работающий двигатель) обеспечивает минимальное лобовое сопротивление. Для балансировки самолета требуется меньшее отклонение рулей, так как M_{x_3} и M_{y_3} равны нулю. Полет этим способом наиболее экономичен по топливу.

Второй способ (полет с креном и скольжением в сторону работающего двигателя) целесообразен в тех случаях, когда малы запасы рулей направления для боковой балансировки.

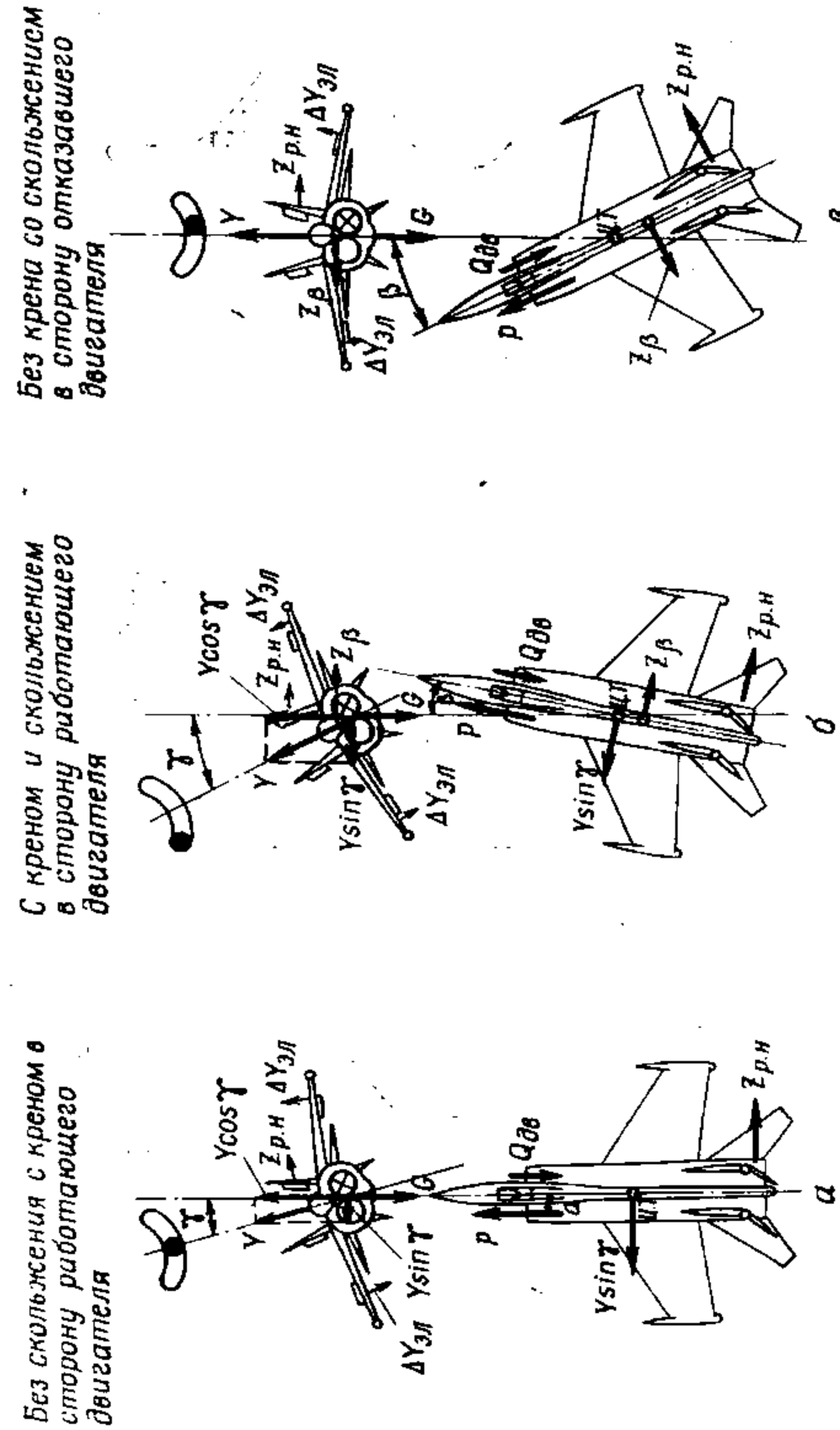


Рис. 5.34. Силы, действующие на самолет при установившемся прямолинейном полете с несимметричной тягой

Третий способ (полет без крена с небольшим скольжением в сторону отказавшего двигателя) удобен при полете в сложных метеоусловиях.

Отказ двигателя при полете самолета МиГ-25РБ на установившемся режиме всегда сопровождается падением скорости. На дозвуке увеличением тяги работающего двигателя в диапазоне скоростей установившегося горизонтального полета на одном двигателе обеспечивается сохранение заданной скорости, а на сверхзвуке заданная скорость уменьшается, даже если двигатель работает на полном форсаже. При наличии небольшого разноса двигателей от оси *OX* боковая балансировка при отказе одного двигателя на бесфорсажных режимах на всех эксплуатационных скоростях и высотах полета меняется незначительно. На этих режимах выполнение полета при ручном управлении возможно любым из указанных выше способов. При автоматическом управлении в этом случае боковая балансировка осуществляется автоматически поперечным управлением. Момент рыскания, возникающий от действия несимметричной тяги, компенсируется разворачивающим моментом, возникающим при наличии крена. Полет выполняется первым способом при нейтральном положении рулей направления.

В случае отказа одного двигателя на числах *M* полета более 1,5 или на скорости по прибору более 800 км/ч необходимо сразу выключить форсаж работающего двигателя и автоматическое управление самолетом, так как потребный расход элеронов и рулей направления близок к максимально возможному по мощности бустеров. На числах *M* более 2,0 и приборной скорости более 900 км/ч при работе одного двигателя на форсаже расхода рулей для выдерживания прямолинейного полета без крена не хватает. В случае выключения форсажа двигателя на числах *M* более 2,0 для выполнения прямолинейного полета без крена потребное отклонение рулей направления достигает 10—12° при располагаемых по мощности бустера 15°. На этих режимах полета для уменьшения расхода рулей направления отклонением элеронов и стабилизатора следует создать крен и скольжение в сторону работающего двигателя до 2—3° (второй способ).

Особенности поперечной и путевой управляемости при отказах элементов ручного управления

Надежность систем путевого и поперечного управления достаточно высокая. Для этого предусмотрены двухкамерные бустеры рулей направления с располагаемым шарнирным моментом 200 кгс·м и элеронов — с моментом 900 кгс·м.

При падении давления в одной из гидросистем располагаемый шарнирный момент бустеров уменьшается в два раза. Это отражается на величине максимальных углов отклонения элеронов и рулей направления. При одинаковой тяге двигателей такой мощности гидроусилителя элеронов при полете на максимально допустимой приборной скорости становится недостаточно, но эффектив-

ность поперечного управления за счет отклонения стабилизатора в режиме «ножниц» сохраняется достаточной.

Случай совпадения падения давления в одной из гидросистем с отказом одного двигателя маловероятен. Однако если это произошло, то боковая балансировка рулями направления, элеронами и стабилизатором в режиме «ножниц» возможна до приборной скорости 800 км/ч. Поэтому в случае одновременного проявления указанных отказов целесообразно уменьшить скорость полета, не допуская ее менее 500 км/ч по прибору.

§ 5.4. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САУ-155Р

Отличительной особенностью управления самолета является наличие системы автоматического управления (САУ) как средства облегчения и повышения точности пилотирования. Система хорошо себя зарекомендовала как при работе на автономных режимах, так и во взаимодействии с радиотехническим и пилотажно-навигационным оборудованием (комплексы «Полет-ИИ» и «Пеленг-ДР» («Пеленг-ДМ»)).

При работе в автономных режимах САУ обеспечивает:

- демпфирование короткопериодических колебаний самолета по крену, тангажу и рысканию;
- стабилизацию заданных угловых положений самолета относительно его центра тяжести и стабилизацию барометрической высоты полета;
- приведение самолета к горизонтальному полету из любого положения в пространстве;
- ограничение допустимых нормальных перегрузок и углов атаки;
- световую и звуковую сигнализацию летчику о выходе самолета на максимально допустимые перегрузки;
- световую сигнализацию о выходе самолета на максимально допустимые углы атаки;
- визуальную индикацию максимально допустимых эксплуатационных положительных и отрицательных перегрузок.

Комплексом «Полет-ИИ» обеспечивается автоматическое или директорное управление самолетом на этапах программного набора высоты, маршрутного полета, возврата на запрограммированный аэродром посадки, захода на посадку до высоты 50 м и повторного захода. Системой «Пеленг-ДР» («Пеленг-ДМ») обеспечивается программный набор высоты, выход на линию заданного пути, выполнение полета по заданному маршруту, состоящему из частных ортодромий, возврат на аэродром вылета или один из двух запрограммированных запасных аэродромов с любой точки маршрута и выход на маршрут после непреднамеренного или вынужденного схода с него при автоматическом или директорном управлении самолетом.

5.4.1. Особенности применения автономных режимов САУ

Система САУ в режиме демпфирования искусственно повышает собственное демпфирование самолета относительно продольной, поперечной и вертикальной осей. При включенном режиме демпфирования амплитуда собственных колебаний самолета относительно центра тяжести меньше, чем при выключенном режиме демпфирования, и колебания затухают быстрее. Это отличие особенно заметно в полете на высотах более 10 000 м, где демпфирование более эффективно.

Повышение демпфирования самолета обеспечивается путем быстрого короткого отклонения независимо от действий летчика рулевых поверхностей для парирования колебаний самолета по сигналу от датчика угловой скорости. Усиленный сигнал поступает в рулевой агрегат РАУ-107 в системах продольного, поперечного и путевого управлений. Изменением длины раздвижной тяги РАУ-107 обеспечивается перемещение золотника бустера, отклоняющего рулевую поверхность.

Применение режима демпфирования разрешается во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и высот полета (на МиГ-25РУ кроме высот менее 300 м при $V_{пр} > 750$ км/ч).

Режим стабилизации позволяет автоматически сохранять положение самолета в пространстве, заданное летчиком с помощью ручки управления. САУ работает в режиме стабилизации только при освобожденной по усилиям ручки управления. При приложении к ручке управления усилий 1,7 — 1,9 кгс в продольном направлении или 0,9 — 1,3 кгс в поперечном направлении стабилизация соответствующего углового положения самолета прескачается, но система продолжает отслеживать текущие углы крена, тангажа и курса. После освобождения ручки управления по усилиям режим стабилизации включается в работу, обеспечивая стабилизацию тех углов самолета, которые были в момент освобождения ручки.

Пользоваться режимом стабилизации угловых положений в соответствии с инструкцией летчику разрешается во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и высот полета при углах крена не более 80° и углах тангажа не более 60° (на МиГ-25РУ — при углах тангажа не более 85° ; кроме того, на МиГ-25РУ запрещается пользоваться режимом стабилизации на высотах менее 300 м при $V_{пр} > 750$ км/ч, а прохождение диапазона $1,05 > M > 0,95$ при стабилизации высоты на всех высотах необходимо выполнять с обжатými концевыми выключателями на ручке управления).

В процессе полета с включенным режимом стабилизации в основном работает рулевой агрегат РАУ-107, а механизм триммерного эффекта вступает в работу, когда отклонения рулевого органа от РАУ-107 недостаточно.

Система обеспечивает стабилизацию угловых положений самолета в следующих пределах:

— угол крена $\pm 7 \div 80^\circ$; при крене более 7° стабилизируется угол крена, а при крене менее 7° — курс самолета;

— угол тангажа $\pm 0 \div 85^\circ$; при угле тангажа более 80° стабилизация крена, а при угле тангажа более 40° стабилизация курса отключается.

При работе САУ в режиме стабилизации работает и режим демпфирования.

Режим приведения к горизонту предназначен для автоматического вывода самолета в горизонтальный прямолинейный полет при потере летчиком пространственной ориентировки. Рекомендуется также включать этот режим при длительном прямолинейном горизонтальном полете с установившейся скоростью для стабилизации высоты и курса самолета.

Прямолинейный горизонтальный полет с включенным режимом приведения разрешается выполнять с установившейся скоростью на высотах не менее 500 м (на МиГ-25РУ на высотах 300 м) над рельефом местности. Проход диапазона $1,05 < M < 0,95$ на МиГ-25РУ выполняется с обжатými концевыми выключателями на ручке управления.

Система САУ приводит самолет к горизонтальному прямолинейному полету из углов крена $\pm 180^\circ$ и углов тангажа $\pm 90^\circ$.

Включение режима приведения к горизонту для вывода самолета в горизонтальный прямолинейный полет из углов крена более 60° или углов тангажа более 30° в учебных целях **запрещается**.

Приведение самолета к горизонту по тангажу обеспечивается с различной перегрузкой в зависимости от начального угла тангажа, но не менее 0,2 при приведении из кабрирования и не более 2,5 — при приведении из пикирования.

Приведение к горизонту по крену обеспечивается с различными угловыми скоростями (в зависимости от начального угла крена, высоты и скорости полета), но не менее $30^\circ/\text{с}$ на высотах до 20 000 м и $6^\circ/\text{с}$ на высотах 20 000 м и более.

В режиме приведения к горизонту работает и режим демпфирования. При входе самолета в зону углов крена $\pm 7^\circ$ включается стабилизация курса, а при входе в зону углов тангажа ($-5 \div +15^\circ$) — стабилизация высоты полета.

Если в процессе приведения к горизонту летчик вмешивается в управление (прикладывает усилие к ручке управления самолетом, достаточное для срабатывания концевых выключателей), то при этом автоматический режим приведения не выключается. Сигналы крена и тангажа не снимаются. Самолет реагирует на больший сигнал — от ручки или от САУ.

Ручное управление самолетом при включенном режиме приведения к горизонту необычно и затруднительно. Это связано с перестройкой механизма триммерного эффекта сигналом от САУ. Поэтому включение режима приведения в полете с длительными маневрами или с частым изменением траектории полета не рекомендуется.

При приведении к горизонту из режима снижения на небольших сверхзвуковых скоростях в случае перехода числа $M = 1,0$ с торможением самолет выходит на режим тряски, не выходя на $C_{y_{св}}$.

При этом на числе $M = 0,8$ имеют место незатухающие колебания по высоте.

5.4.2. Некоторые особенности применения САУ во взаимодействии с бортовыми системами «Пеленг-ДР» и «Повет-1И»

При автоматическом управлении управляющие сигналы поступают на исполнительные механизмы (рулевые агрегаты РАУ-107 и механизмы триммерного эффекта), которые, отклоняя золотники бустеров, управляют движением самолета. Кроме того, управляющие сигналы поступают и на директорные стрелки командно-пилотажного прибора КПП (рис. 5.35), по отклонениям которых летчик контролирует правильность работы САУ. При автоматическом управлении задача летчика заключается в управлении двигателями и в контроле за работой всех систем.

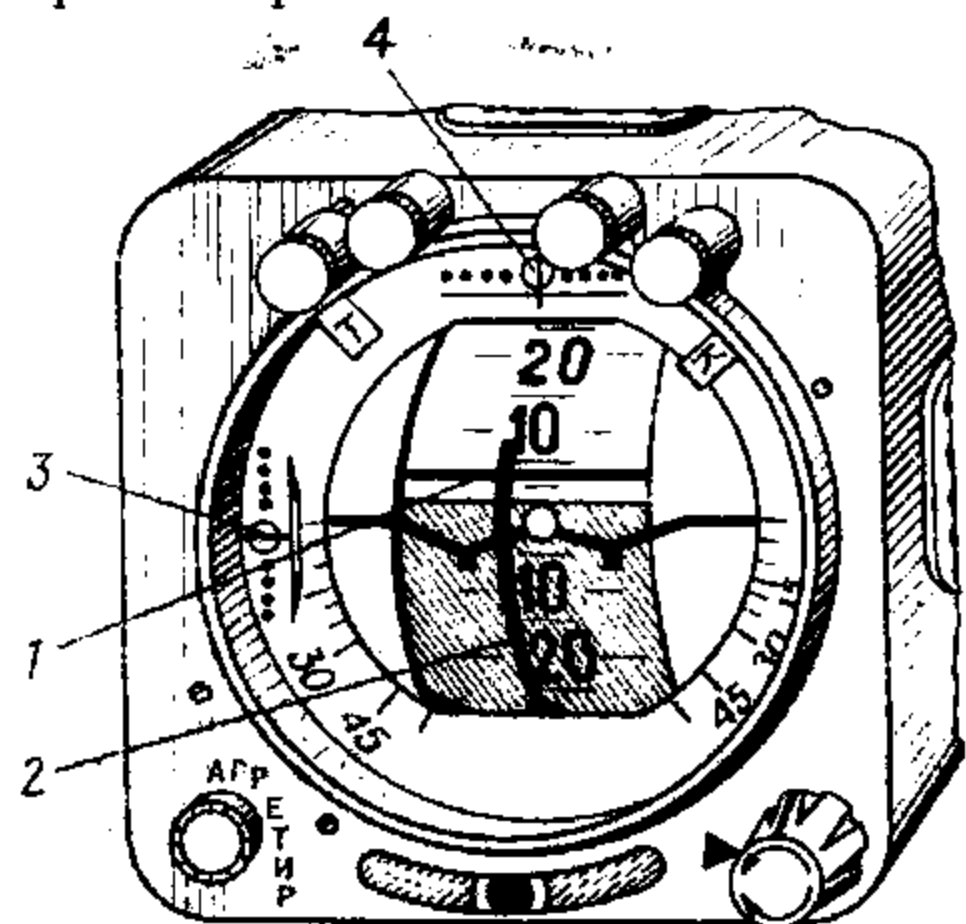


Рис. 5.35. Командно-пилотажный прибор КПП:

1 и 2 — директорные стрелки тангажа и курса; 3 и 4 — планки положения самолета в вертикальной и горизонтальной плоскостях

При директорном управлении управляющие сигналы поступают только на директорные стрелки КПП. Для выдерживания запрограммированного режима полета летчику необходимо, отклоняя рулевые органы самолета, удерживать директорные стрелки в пределах кружка (рис. 5.35). Отклонение директорных стрелок пропорционально отклонению самолета от заданных управляющих параметров, которыми являются заданный крен $\gamma_{зад}$ для управления самолетом в горизонтальной плоскости и заданная перегрузка $n_{зад}$ для управления самолетом в вертикальной плоскости. Отклонение планок положения прибора КПП пропорционально отклонению самолета от заданной траектории полета. Направление отклонения директорной стрелки показывает, в какую сторону необходи-

мо создать угловую скорость крена или тангажа. Направление отклонения планки положения показывает, где относительно самолета находится заданная траектория полета.

Стрелки директорного управления и планки положения могут показывать неодинаково. Рассмотрим такие случаи на примере предпосадочного снижения при директорном управлении по продольному каналу и каналу курса.

По продольному каналу. Пусть самолет, выполняя предпосадочное снижение с заданным углом тангажа $\theta_{зад}$, отклонился от заданной траектории вниз (рис. 5.36, а). Фактический угол наклона траектории $\theta_{факт}$ оказался больше заданного $\theta_{зад}$. На командно-пилотажном приборе стрелка и планка занимают одинаковое положение: планка положения показывает, где находится глиссада, а отклонение директорной стрелки в ту же сторону показывает необходимый маневр. Выполняя рекомендацию директорной стрелки, летчик начинает изменять угол тангажа и угол атаки. Когда перегрузка достигнет значения, рекомендуемого системой автоматического управления для выхода на заданную траекторию снижения, директорная стрелка займет нейтральное положение, а планка будет занимать положение, близкое к исходному (рис. 5.36, б). По мере приближения к заданной траектории планка приближается к нейтральному положению, а директорная стрелка начинает отклоняться в противоположную сторону, рекомендуя в данном случае уменьшить θ и α (рис. 5.36, в), что летчик и делает, устанавливая директорную стрелку в нейтральное положение (рис. 5.36, д). Если летчик своевременно не уменьшит θ и α при подходе к $\theta_{зад}$ (о чем покажет планка положения), то планка в момент выхода на заданную глиссаду будет стоять нейтрально, а директорная стрелка будет сильно отклонена (рис. 5.36, е). В этом случае самолет начинает отклоняться от заданной глиссады в другую сторону, и вся последовательность изменения положений стрелок будет повторяться.

По каналу курса. Пусть самолет, выдерживая посадочный курс, отклонился от заданной глиссады вправо (рис. 5.37, а). На командно-пилотажном приборе отклонения планки положения и директорной стрелки будут в одну сторону. Планка положения покажет направление, где находится заданная глиссада, а директорная стрелка в ту же сторону — необходимый маневр. Разворачиваясь на директорную стрелку, летчик создает левый крен. По мере создания крена директорная стрелка приближается к нейтральному положению, и при достижении заданного крена она займет его (рис. 5.37, б). По мере приближения к заданной траектории по курсу директорная стрелка начинает отклоняться вправо, «рекомендуя» уменьшить крен, что летчик и делает, устанавливая стрелку нейтрально (рис. 5.37, в). При выдерживании директорной стрелки нейтрально самолет выходит на заданную траекторию по курсу. И планка и стрелка при отсутствии бокового ветра занимают нейтральные положения (рис. 5.37, г).

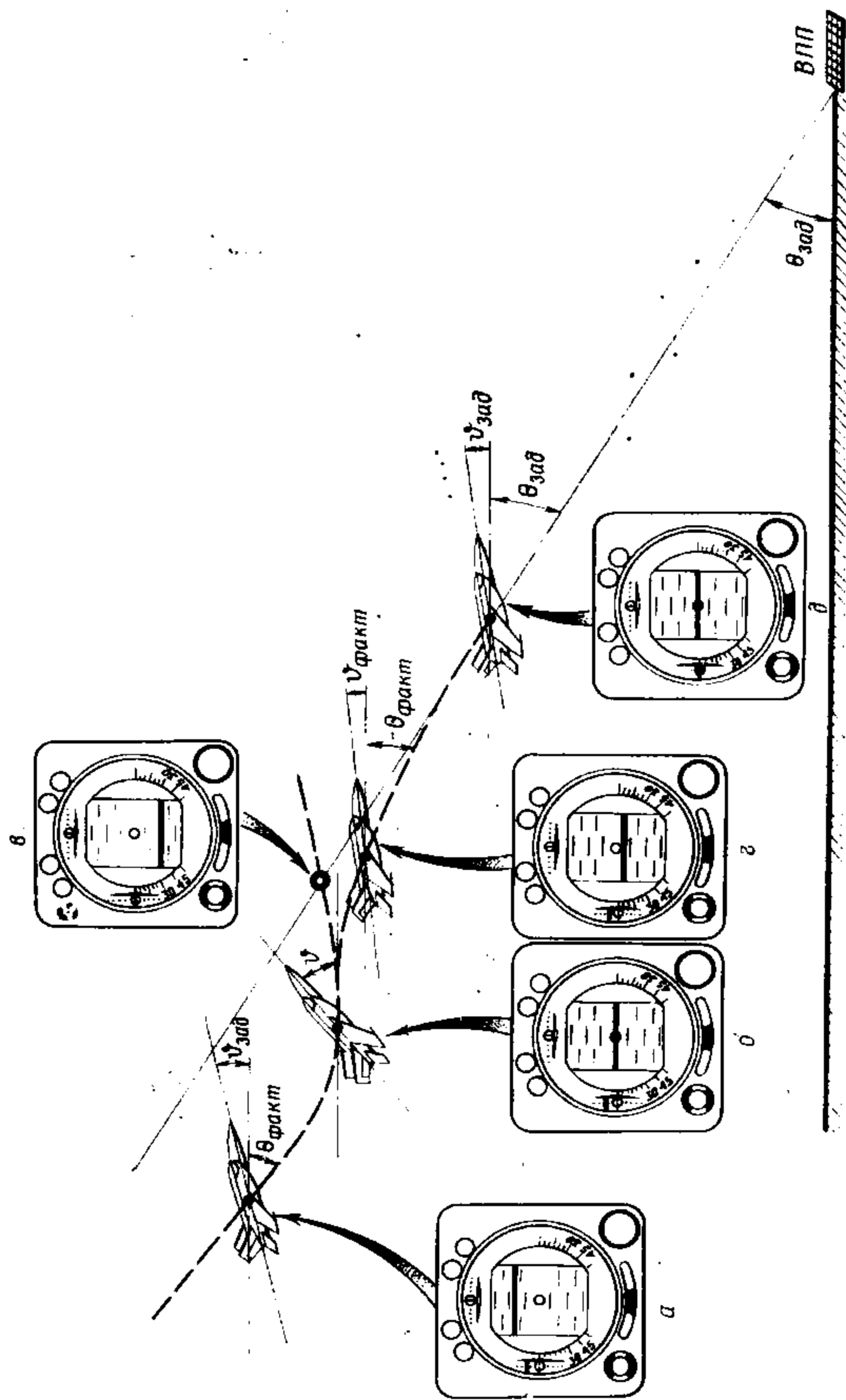


Рис. 5.36. Положение стрелок КПП продольного канала при снижении в директорном режиме управления

Если летчик при подходе к заданной траектории не уменьшит крен, (не выполнит «команду» директорной стрелки), то на заданной траектории планка положения будет стоять нейтрально, а директорная стрелка будет отклонена вправо. Самолет отклонится влево, и процесс вывода его на заданную траекторию повторится (рис. 5.37, д).

При наличии бокового ветра показания приборов и методика выхода на заданную траекторию по курсу аналогичны указанному выше, но при выполнении «команд» директорной стрелки самолет будет выполнять выход и полет по заданной траектории с упреждением на угол сноса.

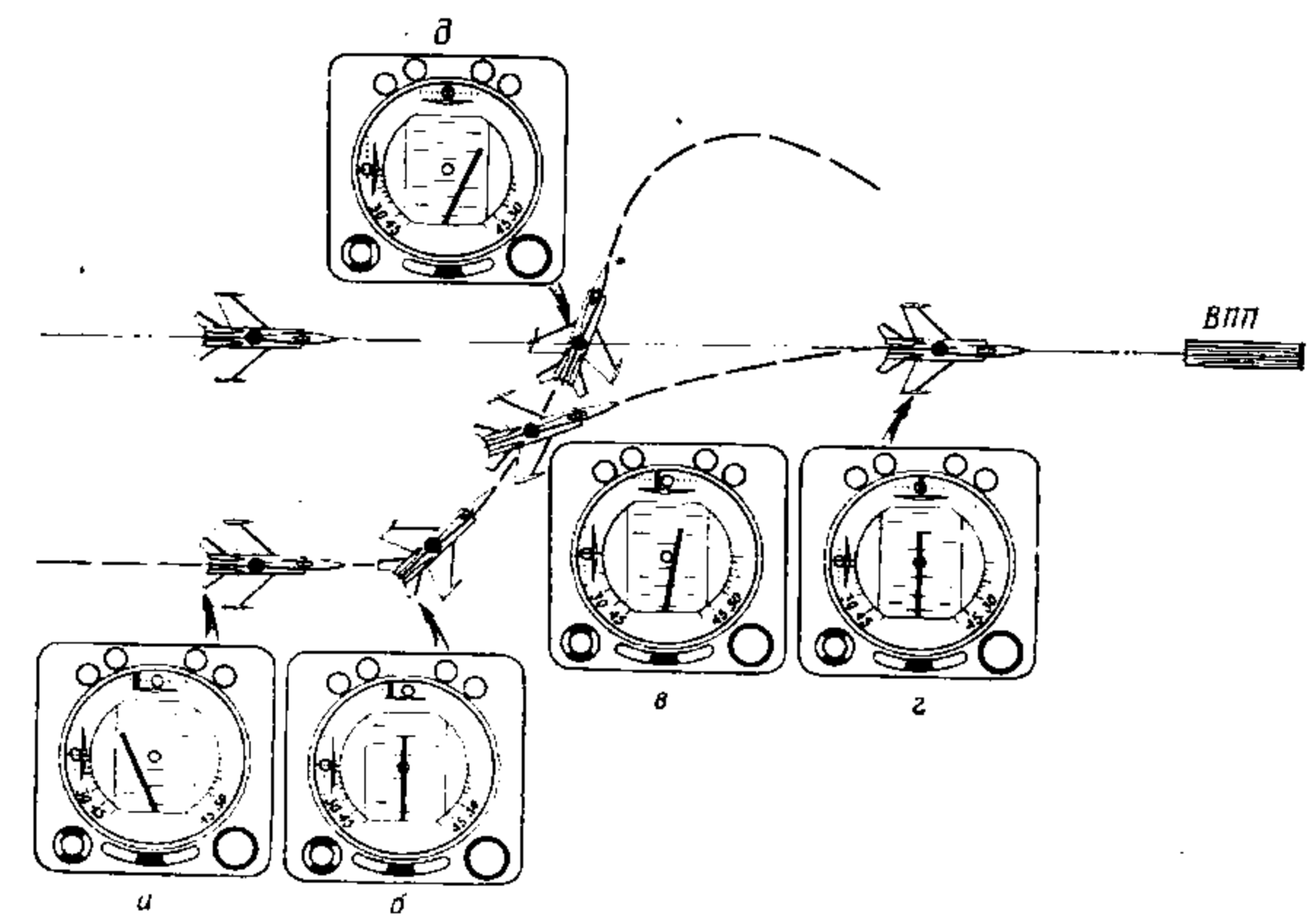


Рис. 5.37. Возможные положения стрелок КПП канала курса в директорном режиме управления

Указанные показания директорной стрелки и планки положения КПП продольного канала и канала курса аналогичны их показаниям при полете с использованием системы «Пеленг».

5.4.3. Мероприятия по обеспечению безопасности при полете с включенной САУ

Для обеспечения безопасности полета как при безотказной работе, так и при отказах в системе САУ предусмотрено следующее:

1. Автоматическое ограничение допустимых нормальных перегрузок и углов атаки. Система автоматического ограничения вертикального маневра предназначена для ограничения текущих зна-

чений нормальных перегрузок и углов атаки самолета, а также для ограничения величины управляющего сигнала в режимах автоматического и директорного управления.

Система состоит из двух независимых каналов:

— основного, работающего в автоматическом и директорном режимах работы САУ;

— дублирующего, работающего независимо от САУ и ограничивающего текущие значения нормальных перегрузок и углов атаки самолета в течение всего полета.

Уровень перегрузок, ограничиваемых основным ограничителем, зависит от положения переключателей «Мин. — Норм.» на пульте САУ. В зависимости от остатка топлива и положения переключателя «Мин. — Норм.» максимально допустимые перегрузки приведены на графике рис. 6.2. Кроме того, независимо от положения переключателя, основным ограничителем ограничиваются углы атаки: $+15^\circ$ на кабрирование, а минус $2,5^\circ$ на пикирование на $M < 1,5$ и $+0,5^\circ$ на $M > 1,5$. При достижении указанных углов атаки и перегрузок основной ограничитель снимает управляющий сигнал с МТЭ продольного канала, не допуская этим их дальнейшего увеличения. При этом на индикаторе перегрузок загорается желтая лампа.

При включении летчиком дублирующего ограничителя ограничиваются текущие перегрузки и угол атаки при достижении их предельно допустимых значений. Значение положительной предельно допустимой перегрузки вычисляется в дублирующем ограничителе в зависимости от веса топлива на самолете. Значение отрицательной предельно допустимой перегрузки постоянно и равно минус 2,0. Положительный угол атаки ограничивается величиной 17° . Значение предельно допустимого отрицательного угла атаки вычисляется в зависимости от числа M полета. При числе $M \leq 1,5$ отрицательный $\alpha_{\text{доп}}$ равен минус 4° , а при числе $M > 1,5$ — минус 1° .

При достижении самолетом предельно допустимых значений перегрузок и углов атаки дублирующий ограничитель снимает управляющий сигнал с рулевого агрегата и МТЭ продольного канала и одновременно воздействует на гидроцилиндр бустера БУ-170, который ограничивает дальнейшее отклонение стабилизатора в сторону увеличения n_y и α и толкает импульсами с частотой 6—8 Гц ручку управления усилием 5,5—15 кгс в зависимости от величины плеча МПЧС в сторону уменьшения перегрузок и углов атаки. При этом на индикаторе перегрузок загорается красная лампа.

Уровень сигнала дублирующего канала ограничителя превышает уровень сигнала основного канала ограничителя.

Дублирующий ограничитель на самолете МиГ-25РБ временно может быть отключенным.

В полете необходимо следить, чтобы стрелка текущей перегрузки индикатора перегрузок не заходила на красный подвижный сектор положительной и за индекс отрицательной допустимых перегрузок.

2. Ограничение управляющего сигнала заданного крена величиной 30° на дозвуковом и 42° на сверхзвуковом режимах полета.

3. Ограниченный ход рулевых органов самолета от быстродействующего исполнительного механизма — рулевого агрегата РАУ-107:

элеронов $\pm 6^\circ$;

— стабилизатора $\pm 3,4^\circ$ на большом и $\pm 1,5^\circ$ на малом плече АРУ-9А (см. Инструкцию летчику самолета МиГ-25РБ).

4. Применение тихоходных исполнительных механизмов триммерного эффекта для отклонения элеронов и стабилизатора на полный ход.

5. Возможность вмешательства летчика в управление в любой момент времени.

5.4.4. Отказы элементов системы автоматического управления и их проявление в полете

Длительный период совершенствования и испытаний САУ показал, что она достаточно надежна в эксплуатации. Однако возможны отдельные отказы и неисправности в системе, и летчик должен знать их проявление в полете. Для этого рассмотрим наиболее характерные из них.

Отказы исполнительных устройств

Рулевой агрегат РАУ-107 хотя и обрабатывает управляющий сигнал с большой скоростью, но может отклонять рули только на малый угол. Это обеспечивает летчику при отказах РАУ резерв по углу отклонения руля, так как он может ручкой управления парировать отклонение руля, вызванное отказавшим РАУ.

Механизм МП-100, обеспечивая отклонение рулей на большой угол, обрабатывает сигнал с малой скоростью, что дает летчику резерв по времени при возможных отказах механизма. Естественно, что опасность отказов агрегата РАУ-107 и механизма МП-100 зависит от режима полета (скорости и высоты), так как он определяет и эффективность рулей, и резерв времени у летчика для парирования отказа.

Изолированные отказы МТЭ были рассмотрены ранее.

Отказы рулевых агрегатов управления сводятся к выходу штока РАУ-107 на упор, обрыву цепи жесткой обратной связи и к обрыву цепи гибкой обратной связи.

Выход штока РАУ-107 на упор. Приводит к быстрому отклонению стабилизатора на дополнительный угол до $1,5 \div 3,4^\circ$ в зависимости от плеча АРУ. Вследствие этого в установившемся прямолинейном полете самолет переходит на кабрирование или пикирование с приращением перегрузки не более $\pm 1,0$. При управлении от летчика с включенным режимом демпфирования при таком отказе может произойти вывод самолета на недопустимые перегрузки, если маневр осуществляется на $V_{\text{пр}} > 750$ км/ч и $H <$

< 5000 м, а отклонение стабилизатора отказавшим РАУ направлено в сторону отклонения ручки. На указанных скоростях при выполнении маневров с $n_y = 1,8 \div 2,0$ приращение перегрузки может составить $\Delta n_y = 1,5 \div 2,0$.

Отказ с выходом штока РАУ-107 в канале крена приводит к вращению самолета относительно продольной оси с угловой скоростью $17-35^\circ/\text{с}$ в зависимости от высоты и скорости полета.

Отказ РАУ-107 в канале рулей направления приводит к скольжению самолета, соответствующему отклонению шарика до двух диаметров.

Парирование крена или перегрузки при таких отказах производится отклонением ручки управления (педалей) с последующим отключением САУ.

Обрыв цепи жесткой обратной связи. При обрыве цепи жесткой обратной связи рулевого агрегата РАУ-107 в любом канале самолет удерживается на заданной траектории. При этом возникают незатухающие колебания самолета с частотой 1 Гц. Так как в этом случае шток РАУ может перемещаться от упора до упора, то автоматическое управление и режим демпфирования необходимо отключить и перейти на директорное управление. Попытка парирования возникших колебаний вследствие естественного запаздывания реакции летчика может привести к раскачке самолета с выводом его на недопустимые перегрузки.

При обрыве цепи жесткой обратной связи агрегата РАУ-107 появление колебаний самолета можно объяснить, например, в канале крена следующим образом. Появление любого возмущающего сигнала на входе САУ приводит к перемещению штока РАУ до упора и отклонению элеронов на угол до 6° . Самолет начинает вращаться вокруг продольной оси до тех пор, пока в САУ результирующий командный сигнал не изменит знак на противоположный. Наличие сигнала другого знака приведет к отклонению штока РАУ в противоположную сторону до упора и так далее.

При обрыве цепи жесткой обратной связи в каналах тангажа, крена и рулей направления возникают колебания самолета соответственно с амплитудами: $\pm 0,2$ ед. перегрузки, $\pm 2 \div 3^\circ$ угла крена и до $\pm 5^\circ/\text{с}$ угловой скорости рыскания.

Обрыв цепи гибкой обратной связи. При обрыве цепи гибкой обратной связи происходят автоколебания органов управления с частотой 3—8 колебаний в секунду, которые не вызывают отклонений самолета от заданной траектории. При таком отказе в продольном канале ощущается тряска самолета. Появление колебаний органов управления можно объяснить следующим образом.

Для обеспечения плавного подхода и остановки электродвигателя рулевого агрегата в согласованном положении, когда сигнал жесткой обратной связи станет равным суммарному управляющему сигналу, релейный усилитель сервопривода охвачен гибкой обратной связью. При обрыве связи электродвигатель подходит к согласованному положению с максимальной скоростью, по инерции

проходит это положение, включается в другую сторону (за счет жесткой обратной связи) и снова переходит положение равновесия. Далее этот процесс повторяется и возникают незатухающие колебания выходного штока РАУ с большой частотой. Эти колебания передаются как на гидроусилитель, так и на органы управления.

При появлении этих колебаний инструкцией летчику предписывается выключить САУ.

Возможные отказы управляющей части САУ

Отказы управляющей части САУ приводят к пропаданию отдельных управляющих сигналов или сопровождаются выдачей ложных сигналов.

Такие отказы в продольном канале и канале крена могут вызвать отклонение рулей только одним РАУ или после выхода его на упор по концевым выключателям сопровождаться дополнительным отклонением рулей в пределах зоны действия МП-100. Поэтому характер возмущений при отказах управляющей части может быть совершенно различным и приводить к сохранению единичной перегрузки и нулевого угла крена, длительному маневру с перегрузкой в вертикальной плоскости $0,2 \leq n_y \leq 2,5$ и виражу с креном до 30° на дозвуковых скоростях и 42° на сверхзвуковых, колебаниям по крену, тангажу и рысканию и, наконец, к непрерывному нарастанию перегрузки n_y или крена.

Во всех случаях отказа САУ летчик должен своевременно определить его и выключить систему.

§ 5.5. ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ. СВАЛИВАНИЕ, ШТОПОР САМОЛЕТА

5.5.1. Поведение самолета на больших углах атаки. Сваливание

Под большими углами атаки понимают такие углы, когда на крыле самолета могут возникать срывные явления, сопровождающиеся тряской и изменением характеристик устойчивости и управляемости. Выход на большие углы атаки может быть в прямолинейном полете ($n_y = 1,0$) с торможением или в процессе маневра с увеличением $n_y > 1,0$ как без уменьшения скорости, так и при ее уменьшении. Поведение самолета на больших углах атаки во многом определяет безопасность полета.

Рассмотрим поведение МиГ-25РБ на этих углах. При увеличении α при торможении в прямолинейном полете с $n_y = 1,0$ или в процессе криволинейного маневра с $n_y > 1,0$ на углах атаки $\alpha \geq 7^\circ$ (у МиГ-25РУ на $\alpha \geq 11^\circ$ *) начинают появляться местные срывы

* Характеристики полета на больших углах атаки, сваливания и штопора самолета МиГ-25РУ приводятся на основании результатов испытаний самолета МиГ-25ИМ.

потока на крыле, которые летчик замечает как аэродинамическую тряску самолета. Коэффициент подъемной силы, соответствующий началу аэродинамической тряски $C_{y_{тр}}$ на числе $M=0,45$ равен 0,8—0,85, на числе $M=0,75$ $C_{y_{тр}}=0,5$, а на числе $M=0,9$ $C_{y_{тр}}=0,49$ (у МиГ-25РУ на числе $M=0,45$ $C_{y_{тр}}=0,82$, на числе $M=0,75$ $C_{y_{тр}}=0,73$, а на числе $M=0,9$ $C_{y_{тр}}=0,77$, рис. 2.6). При торможении в прямолинейном полете это соответствует приборным скоростям, указанным в таблице 4.1.

При увеличении угла атаки в криволинейном полете начало аэродинамической тряски появляется при перегрузках, указанных в табл. 5.1.

Таблица 5.1

Параметры	МиГ-25РБ				МиГ-25РУ			
У земли								
Число М	$\frac{0,22}{0,29}$	0,4	0,6	—	$\frac{0,24}{0,31}$	0,4	0,6	—
$n_{унач.тр}$	$\frac{1,0}{1,0}$	$\frac{2,3}{1,57}$	$\frac{4,15}{2,78}$	—	$\frac{1,0}{1,0}$	$\frac{2,2}{1,5}$	$\frac{4,7}{3,15}$	—
На высоте 5 км								
Число М	$\frac{0,36}{0,42}$	0,5	0,7	0,8	$\frac{0,35}{0,44}$	0,5	0,7	0,8
$n_{унач.тр}$	$\frac{1,0}{1,0}$	$\frac{1,72}{1,13}$	$\frac{2,42}{1,59}$	$\frac{2,85}{1,87}$	$\frac{1,0}{1,0}$	$\frac{1,86}{1,22}$	$\frac{3,33}{2,19}$	$\frac{4,34}{2,85}$
На высоте 10 км								
Число М	$\frac{0,65}{0,8}$	0,8	0,9	—	$\frac{0,53}{0,67}$	0,7	0,8	0,9
$n_{унач.тр}$	$\frac{1,0}{1,0}$	$\frac{1,4}{1,0}$	$\frac{1,8}{1,2}$	—	$\frac{1,0}{1,0}$	$\frac{1,63}{1,08}$	$\frac{2,12}{1,4}$	$\frac{2,8}{1,85}$

Примечание. У земли и на высоте 5 км в числителе приведены данные для $G=25$ тс, в знаменателе — для $G=38$ тс. На высоте 10 км в числителе приведены данные для $G=25$ тс, в знаменателе — для $G=35$ тс.

Появление тряски не приводит к ухудшению статической продольной устойчивости по перегрузке. Продольная управляемость самолета не нарушается. Характер и интенсивность ее при полетной конфигурации самолета по мере увеличения угла атаки изменяется незначительно. Во взлетно-посадочной конфигурации самолета начинается аэродинамическая тряска на тех же скоростях, что и в полетной конфигурации, но она менее интенсивна. Тем не менее она вполне ощутима для летчика.

Коэффициенты подъемной силы, соответствующие сваливанию самолета без подвесок с выключенной и включенной САУ, различны. С выключенной САУ при $M=0,45$ $C_{y_{св}}=1,1\div 1,25$, а при $M=0,75$ $C_{y_{св}}=1,05\div 1,15$. При прямолинейном торможении самолета с включенной САУ при $M=0,4$ $C_{y_{св}}=1,45\div 1,49$. Коэффициент подъемной силы, соответствующий сваливанию самолета МиГ-25РУ без подвесок, при $M=0,45$ равен 1,1—1,15, а при $M=0,75$ этот коэффициент равен 1,07.

Запас C_y от начала аэродинамической тряски до сваливания у самолета при $M=0,45$ составляет 25—30%, а при $M=0,75$ —55%. Запас C_y от начала аэродинамической тряски до сваливания у самолета МиГ-25РУ при $M=0,45$ составляет 20%, а при $M=0,75$ —30%. Учитывая, что допустимый угол атаки при маневрировании должен быть на 15—20% меньше угла атаки, соответствующего сваливанию, на самолете МиГ-25РУ удобно ограничивать углы атаки (перегрузки) началом аэродинамической тряски. При этом запас углов атаки до сваливания близок к указанному. Принять за допустимый угол атаки $\alpha_{тр}$ у самолета МиГ-25РБ не рационально, так как запас α до сваливания будет слишком велик (25—55%), а $n_{утр}$ — мала (табл. 5.1).

Инструкцией летчику самолета МиГ-25РБ углы атаки при ручном управлении ограничены, как и у самолета МиГ-25РУ, началом аэродинамической тряски. Однако при летных испытаниях самолета МиГ-25РБ допускался угол атаки, соответствующий $C_y=0,7\div 0,8$, то есть такой, при котором начинается аэродинамическая тряска самолета МиГ-25РУ.

Как уже было отмечено, в прямолинейном полете с торможением на высоте 10 000—12 000 м аэродинамическая тряска самолета МиГ-25РБ начинается примерно за 150 км/ч (МиГ-25РУ примерно за 50 км/ч) до сваливания.

Для улучшения контроля за величиной угла атаки на самолете установлены основной и дублирующий ограничители, которые при достижении угла атаки 15—17° подают световую (загораются лампы на индикаторе перегрузок) и звуковую (речевая информация) сигнализацию, а также механически не позволяют дальнейшее отклонение ручки управления на себя. Основной ограничитель работает только при включенной САУ в режим автоматического управления, а дублирующий включается летчиком.

Испытания самолетов МиГ-25РБ и МиГ-25ИУ на штопор показали, что выйти на $C_{y_{св}}$ можно только на числах $M \leq 0,95 \div 0,85$. На числах M более указанных вследствие уменьшения эффективности стабилизатора (из-за увеличения запаса статической продольной устойчивости самолета по перегрузке) самолет с полностью взятой на себя ручкой управления достигает только $C_{y_{расп}}$ по $\Phi_{ст}$ (рис. 2.6).

В общем случае сваливание начинает развиваться следующим образом. Как уже было указано, на углах атаки, близких к сваливанию, часть крыла самолета, летящего без скольжения, охвачена симметричными местными срывами потока. В условиях слабой путевой устойчивости при малых демпфирующих моментах крена вероятность возникновения больших углов скольжения увеличивается. При возникновении скольжения местные срывы потока становятся несимметричными. Сзади идущая консоль крыла будет охвачена срывами сильнее. У стреловидного крыла небольшого удлинения зона местных срывов распространяется тем быстрее, чем больше угол стреловидности крыла. Из-за большой скорости распространения область срыва у сзади идущей консоли начнет быстро разрастаться и вскоре может охватить большую часть консоли, тогда как на впереди идущей консоли область срыва за короткий промежуток времени еще не успевает развиваться. Это приводит к уменьшению подъемной силы на сзади идущей консоли и появлению сравнительно больших кренящих, а также заворачивающих моментов. Возникает движение самолета по спиралеобразной траектории — сваливание по спирали.

Следует иметь в виду, что при наличии скольжения $C_{y_{св}}$ самолета уменьшается. Угол скольжения $\beta \approx 5^\circ$ приводит к уменьшению $C_{y_{св}}$ самолета на 0,1, то есть на 10%. Это связано с тем, что внешние возмущения сильно влияют на отрыв пограничного слоя крыла сверхзвукового самолета в связи с его разбуханием на концах из-за наличия перетекания пограничного слоя от корневой части крыла к концевой. Кроме того, с появлением скольжения происходит изменение эффективной стреловидности и удлинения консолей стреловидного крыла. Это важно знать летчику, так как характеристики боковой устойчивости и управляемости самолета МиГ-25РБ при полете на больших углах атаки существенно хуже, чем при полете на малых. Ранее было показано (см. разделы 5.3.1 и 5.3.2), что на больших углах атаки путевая устойчивость самолета заметно уменьшается, а поперечная — становится излишне большой. Это указывает на сравнительную легкость возникновения угла скольжения и крена самолета. Парирование возмущений (порывов ветра) отклонением только элеронов в прямолинейном полете может привести к преждевременному сваливанию. Парирование возмущений отклонением рулей направления или совместно рулей направления и элеронов оттягивает наступление сваливания на меньшие скорости. Отклонение элеронов летчиком в процессе сваливания на малую величину, не превышающую $5-6^\circ$ как в сторону сваливания,

так и в сторону, противоположную сваливанию, не влияет на характер сваливания. Положение элеронов оказывает заметное влияние на характер сваливания при отклонении их более $1/3$ хода. Так парирование крена в процессе вывода из сваливания может привести к входу самолета в штопор. Это объясняется увеличением области местных срывов потока у опускающейся консоли при отклонении элерона вниз. Отклонение элеронов в сторону сваливания незначительно сокращает время выхода из сваливания.

Сваливание при прямолинейном торможении с $n_y = 1,0$ происходит, как правило, вправо (на МиГ-25РУ — влево). Это связано с влиянием гироскопического момента двигателей и особенностью аэродинамической компоновки самолета. При работе двигателей на малом газе оно происходит менее интенсивно, а направление вращения по крену менее устойчивое, чем на максимальном и форсажном режимах работы двигателей. Двигатели при сваливании в прямолинейном полете независимо от режима работы, как правило, работают нормально, без признаков помпажных срывов. Сваливание самолета во взлетно-посадочной конфигурации более плавное и возможно как влево, так и вправо. Угловая скорость крена при сваливании самолета с $n_y = 1,0$ составляет $40-60^\circ/\text{с}$.

Характер сваливания при перетягивании ручки управления в криволинейном маневре с числом $M < 0,6$ такой же, как и при торможении с $n_y = 1,0$. На числах $M \approx 0,6 \div 0,75$ сваливание становится более энергичным, сопровождается резким креном с $\omega_x = 80 \div 90^\circ/\text{с}$ и ω_y до $50^\circ/\text{с}$. Оно происходит, как правило, в сторону выполняемого виража без заброса перегрузки.

Сваливание с прямолинейного полета и с виражей-спиралей при включенной САУ характеризуется более плавным нарастанием угловых скоростей. На остальные характеристики САУ не влияет. При сваливании в прямолинейном полете при работе двигателей на малом газе они работали нормально. При сваливании с $n_y > 1,0$ была отмечена остановка одного двигателя, причем на повышенных режимах работы, близких к максимальному. Его остановка не сопровождалась ростом температуры газов за турбиной T_4^* . В момент остановки двигателя РУД переводились в положение «Стоп».

Вывод самолета из сваливания. Вывод самолета из сваливания как из прямолинейного, так и криволинейного полета с $n_y > 1,0$ надежно обеспечивается отдачей ручки управления в нейтральное либо несколько за нейтральное положение при нейтральном положении элеронов и рулей направления. Если отдача ручки управления произведена сразу после начала сваливания, то запаздывание выхода самолета из сваливания не превышает $4-6$ с (у МиГ-25РУ $5-7$ с). Если после сваливания ручка управления отдана от себя несвоевременно, то самолет успевает, особенно при сваливании с $n_y = 1,0$, приобрести значительную угловую скорость ω_y , развивается штопор.

Если на выводе из сваливания ручку управления отдать вперед до упора, то возможна «прокрутка» самолета по крену — штопорная спираль. Время запаздывания при выводе из сваливания в этом

случае возрастает до 5—7 с. Запаздывание выхода из сваливания с «виража — спирали» несколько меньше, чем с прямолинейного полета, и составляет 3—5 с.

Потеря высоты при выводе самолета из сваливания, считая от момента законченной постановки стабилизатора «на пикирование» до выхода в горизонтальный полет, составляет 3200—3800 м, при высоте начала вывода 10 000—11 000 м. Вывод из пикирования необходимо производить на $V_{кр} \geq 450$ км/ч с перегрузкой, соответствующей началу аэродинамической тряски ($C_y = 0,7 \div 0,8$). После выхода из сваливания, который определяется по росту приборной скорости, самолет некоторое время вращается относительно оси ОХ или совершает колебания по крену. Эти вращения и колебания следует парировать рулями только на приборной скорости, равной или более 450 км/ч. Пока самолет не достигнет этой скорости, рули должны находиться в нейтральном положении. Скорость при выводе из сваливания нарастает медленно. Вывод из пикирования на $V_{кр} < 450$ км/ч может привести к повторному сваливанию.

Неправильные или нечеткие действия при выводе из сваливания могут приводить к увеличению времени запаздывания при выводе из сваливания или входу самолета в штопор. К числу основных ошибок пилотирования при выводе из сваливания можно отнести следующие:

- несвоевременная отдача ручки управления от себя;
- резкая отдача ручки управления от себя до упора;
- отклонение элеронов для парирования сваливания.

Несвоевременная отдача ручки управления в положение, рекомендуемое для вывода из сваливания, приводит к тому, что самолет успевает развить достаточно большие угловые скорости вращения. Вследствие этого вывод самолета происходит уже из штопора. Эта ошибка чаще возникает при сваливании на маневрах с $n_y > 1,0$.

Резкая отдача ручки управления от себя до упора может привести к забросу угловых скоростей крена ω_x и рыскания ω_y (особенно ω_x) с последующим постепенным уменьшением, то есть самолет выполняет нормальную спираль с ростом скорости.

Достаточно большие отклонения элеронов для парирования крена более 1/3 хода усугубляют положение при сваливании. Самолет может войти в штопор.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае сваливания самолета на высотах менее 4000 м летчик должен катапультироваться.

5.5.2. Штопорные характеристики самолета

Особенности штопора самолета

Штопором принято называть следующее за сваливанием движение самолета по сильно вытянутой спиралевидной траектории с самовращением (авторотацией) при закритических углах атаки (рис. 5.38). Преднамеренный вход в штопор на самолете запрещается. Развитие штопора является результатом ошибочных или не-

своевременных действий при сваливании. Самолет попадает в штопор только при грубых ошибках в технике пилотирования. Испытания самолетов МиГ-25РБ и МиГ-25ПУ показали, что такими ошибками при сваливании являются несвоевременная отдача ручки

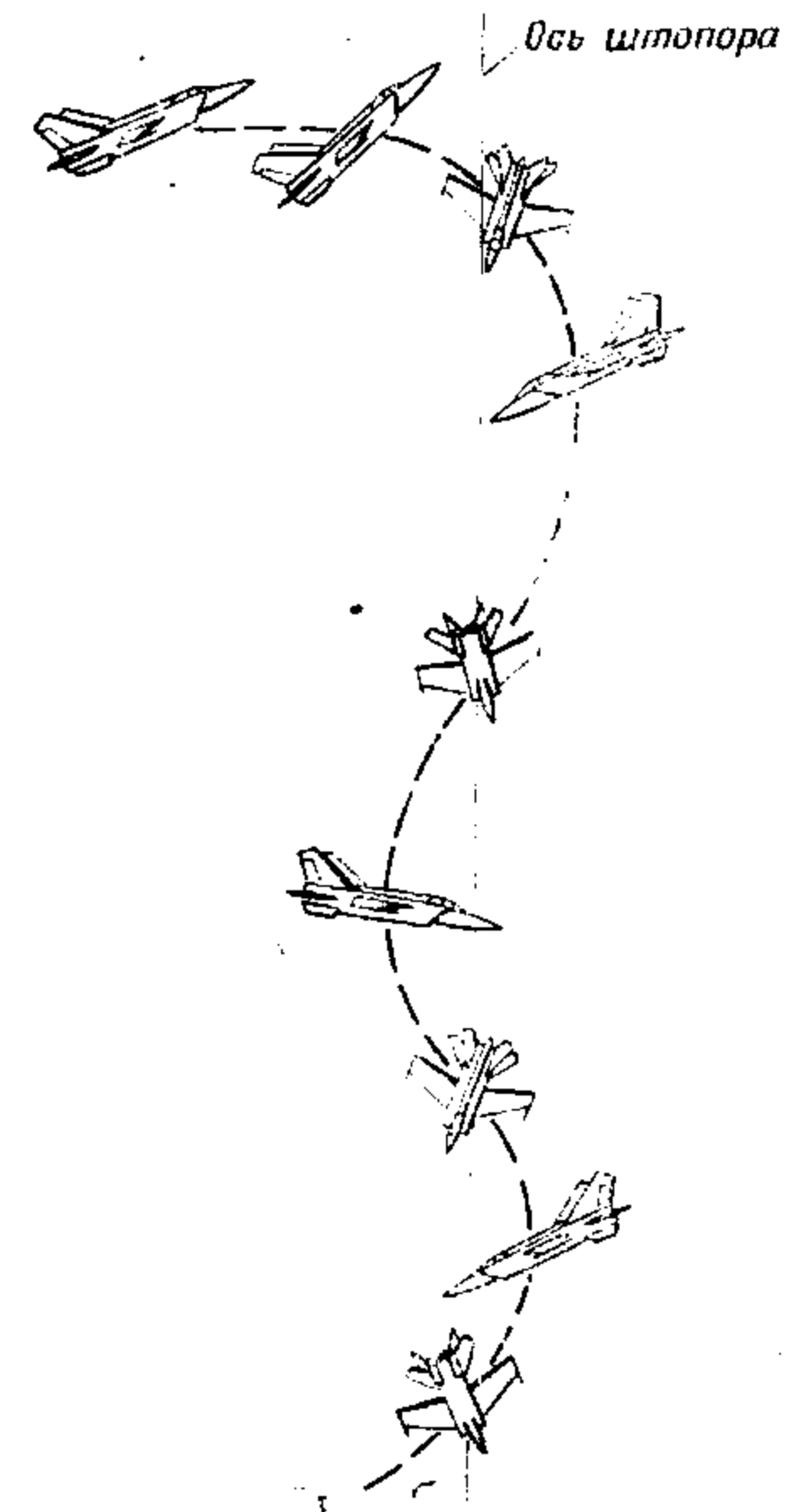


Рис. 5.38. Схематическое представление характера движения самолета в нормальном штопоре

управления от себя, отклонение элеронов для парирования сваливания, нечеткие, «размазанные» действия рулями. Вход в штопор и штопорное движение у самолета могут иметь неустойчивый характер, и летчик не всегда готов сразу оценить направление сваливания и штопора. Однако резкое падение скорости по указателю и интенсивное вращение по курсу свидетельствуют о входе в штопор. Вращение сопровождается бросками по крену, тангажу и рысканию с действием значительных знакопеременных перегрузок.

Чем больше высота входа в штопор, тем сильнее неравномерность и колебательность движения самолета. Испытания показали, что самолет может войти как в нормальный, так и перевернутый штопор.

Особенности нормального штопора. Нормальный штопор самолета может быть устойчивым и неустойчивым.

Устойчивый штопор самолета МиГ-25РБ характеризуется неравномерностью вращения и в зависимости от положения рулей может быть крутым и плоским. Причем плоский штопор при самом неблагоприятном положении рулей через некоторое время самопроизвольно превращается в крутой. Устойчивый штопор самолета МиГ-25РУ бывает и равномерным плоским, и неравномерным крутым.

Неустойчивый штопор характеризуется большими колебаниями крена, рыскания, тангажа, периодическими остановками и изменением направления вращения. Его характер движения напоминает падение листа.

Характеристики нормального штопора самолета МиГ-25РБ и МиГ-25РУ приведены в табл. 5.2.

Таблица 5.2

Параметр	Устойчивые штопоры				Неустойчивые штопоры типа «падение листа»
	Неравномерные штопоры			Равномерный штопор (плоский)	
	крутой		плоский		
	МиГ-25РБ	МиГ-25РУ		МиГ-25РБ	
Средний угол атаки, градусов	30—50	45—50	50—60	60—65	—
V_y , м/с	60—100	90—110	60—100	90—110	100—120
Потеря высоты за виток, м	420—700	450—650	420—700	400—600	—
ω_{xcp} , °/с	35—45	35—45	35—45	40—50	0
ω_{ycp} , °/с	35—45	35—45	35—45	50—65	0
n_{ycp}	0,6—1,0	0,5—1,0	0,6—1,0	0,5—1,0	0,8—1,2
n_{zcp}	0,2—0,6	0,6—0,8	0,2—0,6	0	0
Время одного витка, с	4—6	5—6	4—6	4,5—5,5	—

Правый нормальный штопор самолета существенно отличается от левого. В правый (на МиГ-25РУ в левый) штопор самолет входит охотнее. При нейтральном положении элеронов правый (на МиГ-25РУ левый) штопор является устойчивым, неравномерным, крутым, с изменением угловых скоростей вращения. Установлено, что при попадании в правый (на МиГ-25РУ в левый) штопор с полностью отклоненными ручкой управления на себя (при нейтральных элеронах) и педалями в сторону штопора самолет выполняет 2—2,5 витка устойчивого неравномерного крутого штопора с большими колебаниями по тангажу с последующим переходом в режим неустойчивого штопора.

Левый (на МиГ-25РУ правый) нормальный штопор при нейтральном положении элеронов неустойчивый, напоминающий падение листа.

Влияние отклонения элеронов на характеристики нормального штопора. Небольшое отклонение элеронов (на угол менее 5—6°) не влияет на характеристики штопора. Однако отклонение элеронов более чем на 1/3 хода оказывает существенное влияние на характер режима штопора.

Вход в нормальный штопор с элеронами, отклоненными «по штопору», или отклонение их «по штопору» в режиме нормального штопора приводит к появлению неустойчивых режимов левого и правого штопоров типа «падение листа» с последующей остановкой и переходом в режим устойчивого неравномерного (на МиГ-25РУ неравномерного или равномерного, см. ниже) штопора противоположного направления вращения. Отклонение элеронов в положение «против штопора» при входе в нормальный штопор приводит к появлению устойчивого неравномерного (на МиГ-25РУ устойчивого равномерного) штопора. Вследствие того, что самолет охотнее входит в правый (на МиГ-25РУ в левый) штопор, неодинаков режим этих устойчивых штопоров с элеронами, отклоненными «против штопора». На самолете МиГ-25РБ устойчивый неравномерный левый штопор является крутым и происходит на углах атаки $\alpha_{cp} = 45^\circ$ со сравнительно небольшими (примерно равными $45^\circ/\text{с}$) угловыми скоростями ω_x и ω_y , а устойчивый неравномерный правый штопор близок к плоскому. Он происходит на углах атаки $\alpha_{cp} = 45 \div 60^\circ$ с $\omega_{xcp} = 50 \div 55^\circ/\text{с}$ и $\omega_{ycp} = 50^\circ/\text{с}$.

На самолете МиГ-25РУ устойчивый равномерный правый штопор с элеронами, отклоненными «против штопора» при входе и в режиме штопора, является плоским, при этом самолет склонен к быстрому раскачиванию по угловым скоростям и самопроизвольному переходу в неустойчивый штопор. Отклонение элеронов в положение «против штопора» в правом неустойчивом штопоре, как правило, не приводит к переходу в правый устойчивый штопор. Левый нормальный штопор самолета МиГ-25РУ с элеронами, отклоненными «против штопора» при входе и в режиме штопора, является устойчивым равномерным плоским. Углы атаки в левом штопоре изменяются сильно, от 45 до 60°, а угловые скорости выше, чем в правом штопоре. Самолет раскручивается до угловых скоростей $\omega_{xcp} = 40 \div 45^\circ/\text{с}$ и $\omega_{ycp} = 80 \div 85^\circ/\text{с}$.

Особенности перевернутого штопора. Склонности перехода самолета из нормального в перевернутый штопор нет. Более того, установлена сложность ввода самолетов МиГ-25РБ и МиГ-25РУ в перевернутый штопор. В отличие от нормального штопора различий в режимах правого и левого перевернутых штопоров не отмечено. Перевернутый штопор является устойчивым с небольшими колебаниями ω_x , ω_y и ω_z без остановки и изменений направления вращения. Характеристики перевернутого штопора следующие:

$\omega_{xcp} \approx 30 \div 40^\circ/\text{с}$; $\omega_{ycp} \approx 35 \div 55^\circ/\text{с}$; $\omega_{zcp} \approx 0$; $\alpha_{cp} = -50 \div -55^\circ$;
 $n_{ycp} = -0,8 \div -1,2$; $n_{zcp} \approx 0$.

Потеря высоты за виток перевернутого штопора составляет 600—800 м, а время одного витка 5—7 с. При попадании в перевернутый штопор на высоте 10 000—12 000 м вертикальная скорость снижения достигает 120—150 м/с. Отклонение элеронов в положение «против штопора» в режиме перевернутого штопора делает его более устойчивым. Уменьшаются колебания угловой скорости крена, увеличиваются отрицательные углы атаки и скорость вращения самолета вокруг вертикальной оси.

Вывод самолета из штопора

Неподготовленному летчику вывод самолета из штопора представляет большую трудность, так как с учетом условий и характера движения он не всегда может правильно действовать. Попытка вывести самолет из штопора оправдана тогда, когда есть запас высоты. При палиции запаса высоты для того, чтобы избежать рефлексных и панических неправильных действий, следует перед выводом сконцентрировать внимание на кабине, выключить САУ кнопкой «Выкл. АП» на ручке управления, сбросить подвесной топливный бак, перевести взгляд в кабину и сознательно действовать рулями. Временное отвлечение внимания от обзора внешнего пространства будет только полезно. Положение РУД до вывода самолета из штопора не изменять как при устойчивой работе двигателей, так и при самовыключении их.

Вывод самолета из нормального штопора. Наличие разновидностей нормального штопора обуславливает применение различных методов вывода. Для вывода самолета из штопора с четко определенным направлением вращения необходимо педали полностью отклонить «против штопора», а ручку управления одновременно (на МиГ-25РУ через 2—3 с) — за нейтральное положение по тангажу (на МиГ-25РУ полностью от себя) при нейтральном положении по крену. После прекращения вращения или в момент перехода самолета на отрицательную нормальную перегрузку рули направления энергично поставить в нейтральное положение и, контролируя нарастание скорости и высоту, обеспечить устойчивый разгон и вывод из пикирования. На самолете МиГ-25РУ ручку управления на вывод самолета из штопора необходимо отклонять от себя резко, с темпом не более $20^\circ/\text{с}$. При более резком отклонении на ручке управления возникают большие усилия, которые могут быть восприняты летчиком как естественный упор отклонению стабилизатора. Поэтому отклонение ручки управления в продольном направлении необходимо контролировать визуально по ее положению относительно приборной доски. Запаздывание с выходом самолета МиГ-25РБ из штопора от момента постановки рулей на вывод до прекращения вращения составляет 5—7 с (на самолете МиГ-25РУ 5—7 с, если $\omega_{ycp} < 40 \div 50^\circ/\text{с}$, и 7—9 с, если $\omega_{ycp} > 50^\circ/\text{с}$).

При выводе из устойчивого штопора самолета МиГ-25РУ одновременной постановкой педалей и ручки управления в нейтральное положение запаздывание с выходом составляет 12—14 с, а потеря высоты за вывод 4300—4500 м. По этой причине выводить самолет из нормального устойчивого штопора одновременной постановкой педалей и ручки управления в нейтральное положение не рекомендуется.

Вывод самолета из неустойчивого штопора осуществляется постановкой ручки управления и педалей в нейтральное положение и удерживанием их в этом положении до прекращения вращения и перехода в пикирование, пока самолет не достигнет скорости 450 км/ч. Запаздывание с выходом из штопора от момента постановки рулей на вывод до прекращения вращения составляет 4—6 с (у МиГ-25РУ 5—7 с). За время запаздывания самолет теряет 1600 м высоты.

Наиболее часто встречающейся ошибкой летчика при выводе самолета из штопора является поспешный вывод из послештопорного пикирования, не дожидаясь нарастания скорости до 450 км/ч и уменьшения угла атаки до эксплуатационного, с перегрузкой, превышающей допустимую, что может привести к повторному сваливанию. Вывод из пикирования в этом случае необходимо осуществлять на скорости не менее 450 км/ч с перегрузкой, соответствующей началу аэродинамической тряски.

Потеря высоты за вывод самолета из нормального штопора (от момента отдачи ручки управления для вывода из штопора до выхода в горизонтальный полет) при высоте начала вывода 10—12 км составляет 3500—4000 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При попадании в нормальный штопор или при безуспешном выводе из него на высотах менее 5000 м летчик должен катапультироваться.

Вывод самолета из перевернутого штопора. Осуществляется полным отклонением педалей в положение «против штопора» с одновременным отклонением ручки управления на себя за нейтральное положение при нейтральном положении ее по крену. Запаздывание с выходом из штопора от момента постановки рулей на вывод до прекращения вращения составляет не более 5—7 с (у МиГ-25РУ 7—9 с). Потеря высоты за вывод самолета из перевернутого штопора (от момента постановки рулей на вывод до выхода в горизонтальный полет после запуска одного двигателя) при высоте начала вывода 10—11 км составляет 4500—5500 м. Перегрузка на выводе из послештопорного пикирования $n_{y_{выв}} = 2,5 \div 3,0$ и не должна быть больше перегрузки, соответствующей началу аэродинамической тряски самолета ($C_y \approx 0,7 \div 0,8$).

В случае если заглохли двигатели самолета, минимально возможная потеря высоты при выводе из пикирования определяется не величиной $n_{y_{выв}}$, а необходимостью достижения и выдерживания в процессе пикирования скорости не менее 550 км/ч по прибору, необходимой для надежного запуска двигателей. Если двига-

тели не заглохли, то максимальная потеря высоты определяется величиной $n_{y_{\text{ншв}}}$, которая должна быть равной $n_{y_{\text{тр}}}$, соответствующей $C_y \approx 0,7 \div 0,8$.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При попадании в перевернутый штопор или при безуспешном выводе из него на высоте менее 6000 м летчик должен катапультироваться.

Работа силовой установки на штопоре

В режиме нормального штопора при работе на режиме «Малый газ» двигатели работают устойчиво, а при работе на максимальном или форсажном режимах возможно заглохание одного или обоих двигателей. При попадании самолета в перевернутый штопор возможно заглохание одного или обоих двигателей как при работе их на режиме «Малый газ», так и на режимах «Максимал» и «Форсаж».

В исследованном диапазоне высот ввода (12—10 км) двигатели глохнут без повышения температуры газов за турбиной T_4^* . Во всех случаях штопора как при устойчивой работе двигателей, так и при заглохании их положение РУД до вывода самолета из штопора не изменять.

После вывода из штопора двигатели запускаются надежно с первой попытки.

Глава 6

МАНЕВРЕННЫЕ И ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА*

В соответствии с предназначением самолета выполнение разведывательных полетов или бомбометание на предельную дальность, близкую к тактическому радиусу действия, осуществляется в основном на сверхзвуковых режимах максимальной дальности: на высотах 19 500—22 000 м «по потолкам» с числами $M = 2,35 \div 2,4$ на форсаже, либо на дозвуковых режимах максимальной дальности: на высотах 9000—10 000 м при $M = 0,8 \div 0,9$ без форсажа. В условиях противодействия сильной ПВО противника при полете «по потолкам» на высотах 19 500—22 000 м обеспечивается самолету неуязвимость как от большинства истребителей вероятного противника, так и средств ЗУР. Однако новые ракетные комплексы по высотности действия ракет позволяют оказывать ему противодействие. В этом случае для обеспечения неуязвимости самолет выполняет противоракетный маневр. На высотах 20 000—22 000 м возможности системы «Найк-Геркулес» сравнительно малы. Поэтому самолет МиГ-25РБ способен выполнять эффективные противоракетные маневры. Так, например, на дальностях до позиции ракет 45—90 км эффективен маневр самолета в горизонтальной плоскости даже с $n_y = 1,5$. В этих условиях выполнение змейки с предельными по тяге перегрузками позволяет предотвратить поражение самолета. При выполнении боевых задач разведки и бомбометания на высотах 9000—10 000 м в интересах неуязвимости становятся необходимыми криволинейные противоракетные и противоистребительные маневры как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскостях.

На малых и средних высотах, где самолет имеет ограниченные максимально допустимые приборные скорости и перегрузки n_y , он уступает современным истребителям вероятного противника по возможностям выполнения маневра. Поэтому выполняются боевые задачи на этих высотах сравнительно редко. Хотя использование складок местности при полете на предельно малых высотах и способствует успешному преодолению ПВО противника, радиус действия оказывается ограниченным.

* В главе использованы параметры и методика выполнения маневров, полученных при летных испытаниях. Те из них, которые выходят за рамки маневров, изложенных в КБП, должны быть приняты летным составом только к сведению.

Следовательно, успех выполнения боевой задачи во многом зависит от умения применять те или иные маневры. При этом важно знать и учитывать маневренные возможности и характеристики эксплуатируемого самолета в зависимости от условия его полета.

Прежде чем приступить к оценке маневренности самолета, следует отметить, что ее характеристики зависят от того, какие ускорения в различных направлениях могут быть сообщены самолету в полете. Это обстоятельство дает возможность использовать общий показатель маневренности. Таким наиболее общим показателем является перегрузка.

§ 6.1. ПЕРЕГРУЗКА

Перегрузка \vec{n} представляет собой отношение результирующей аэродинамической силы \vec{R} и силы тяги \vec{P} , действующих на самолет, к весу \vec{G} . В векторном выражении она определяется равенством

$$\vec{n} = \frac{\vec{R} + \vec{P}}{\vec{G}}$$

Для анализа движения вместо вектора перегрузки удобнее пользоваться его составляющими по осям координат в скоростной системе (рис. 6.1). Перегрузка, действующая на самолет, раскладывается на составляющие по осям: OX — продольная, OY — нормальная и OZ — боковая.

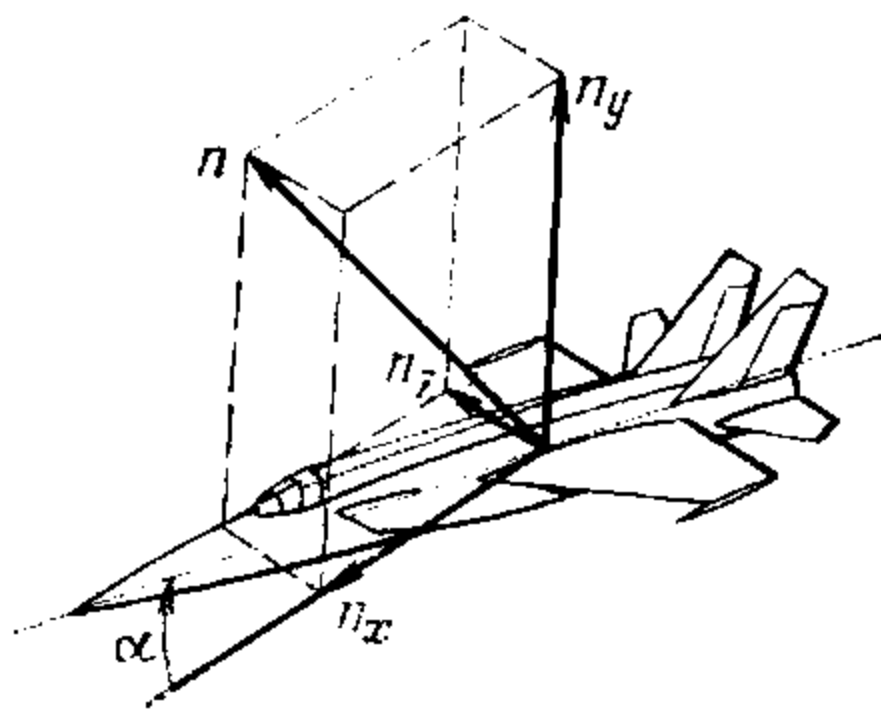


Рис. 6.1. Составляющие перегрузки самолета

6.1.1. Продольная перегрузка n_x

При полете без скольжения величина продольной перегрузки определяется уравнением

$$n_x = \frac{P_x - Q}{G},$$

где P_x — проекция тяги двигателей на направление скорости.

При полете на небольших углах атаки тяга двигателей практически совпадает с направлением движения. Тогда уравнение принимает вид

$$n_x = \frac{P - Q}{G}.$$

Продольная перегрузка характеризует способность самолета изменить скорость горизонтального полета по величине и является основным показателем горизонтального разгона и торможения. При установившемся горизонтальном полете $n_x = 0$. В эксплуатационном диапазоне скоростей и высот полета самолета продольные перегрузки изменяются в пределах от $+0,8$ до $-0,4$.

Продольная перегрузка действует на летчика в направлении «грудь — спина» при разгоне, прижимая его к спинке кресла, и «спина — грудь» при торможении, отклоняя его вперед от спинки кресла. В отношении продольных перегрузок конструктивная прочность самолета и переносимость летчиком достаточно высокие и по ним никаких ограничений в эксплуатации не накладывается.

6.1.2. Нормальная перегрузка n_y

Величина нормальной перегрузки определяется уравнением

$$n_y = \frac{P_y + Y}{G},$$

где P_y — проекция силы тяги двигателей на ось OY .

Если проекция силы тяги двигателей на ось OY сравнительно невелика, то

$$n_y \approx \frac{Y}{G}.$$

Нормальная перегрузка характеризует интенсивность разворота, то есть изменение направления вектора скорости самолета в вертикальной или горизонтальной плоскости. В частном случае, когда происходит горизонтальный прямолинейный полет, $n_y = 1,0$, то есть искривления траектории полета не происходит. В практике эксплуатации самолета нормальные перегрузки меняются в широких пределах от отрицательных до сравнительно больших положительных.

Нормальные положительные перегрузки $n_y > 1,0$ действуют на летчика в направлении «голова — таз», прижимая летчика к чашке кресла, а $n_y < 1,0$ — в направлении «таз — голова», ослабляя воздействие давления чашки кресла на летчика, вплоть до отселения его от чашки кресла.

При уменьшении перегрузки от $1,0$ до 0 , если летчик оказывается не привязанным ремнями, он ощущает потерю своего веса до невесомости, а далее при возрастании отрицательных перегрузок — ощущает действие плечевых привязных ремней. В силу того, что по конструктивной прочности самолета и переносимости летчика нор-

мальная максимально допустимая величина положительных и отрицательных перегрузок сравнительно невелика, она ограничивается. Ограничивается также и время полета с отрицательными или нулевыми нормальными перегрузками по причине воздействия невосомости на положение топлива в баках и подачу его в двигатели. Могут быть и другие ограничения отрицательных перегрузок, например, из условия обеспечения нормальной управляемости самолета.

6.1.3. Боковая перегрузка n_z

Боковые перегрузки возникают только при полете со скольжением, когда на самолет действует боковая аэродинамическая сила Z . Величина боковой перегрузки определяется уравнением

$$n_z = \frac{P_z + Z}{G},$$

где P_z — проекция тяги двигателей на ось OZ . Так как величина P_z имеет малые значения, то

$$n_z \approx \frac{Z}{G}.$$

В прямолинейном полете $n_z = 0$. Действие на самолет перегрузки n_z , отличной от нуля, искривляет траекторию полета в плоскости XOZ в сторону действия боковой силы Z . В практике эксплуатации самолета величина n_z изменяется в пределах от 0 до $\pm 0,5$. Действие боковой перегрузки на летчика выражается в отклонении тела в правую или левую сторону в зависимости от знака n_z .

Все рассмотренные выше перегрузки по осям приложены в центре тяжести. Однако при наличии угловых скоростей вращения самолета относительно принятых осей в точках на продольной оси самолета OX , отстоящих от центра тяжести, действуют перегрузки, отличающиеся по величине, которые принято называть местными перегрузками. Если поворота самолета относительно центра тяжести нет, то местные перегрузки, действующие в любой точке, равны перегрузкам в центре тяжести. Этим объясняется различие перегрузок в процессе маневров, регистрируемых прибором летчика и К9-51. Прибор летчика и К9-51 измеряют перегрузку по осям связанной системы координат. Для анализа движения самолета, как уже отмечалось, обычно пользуются перегрузкой, действующей по осям скоростной системы координат. Связь перегрузок в скоростной и связанной системах координат приведена в приложении 3.

§ 6.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛЫ АТАКИ САМОЛЕТА ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ

6.2.1. Максимально допустимая положительная эксплуатационная перегрузка по прочности ($n_{у\text{макс. доп}}^{\circ}$)

При выполнении маневра с увеличением положительной нормальной перегрузки n_y возрастает аэродинамическая нагрузка на крыло и самолет в целом. Величина максимально допустимой эксплуатационной перегрузки у самолета определяется, как правило, прочностью крыла, то есть прочностью его силовых элементов.

Величина максимально допустимой эксплуатационной перегрузки устанавливается по результатам статических и динамических испытаний самолета на прочность. Нагружением крыла положительной нагрузкой, по характеру близкой к нагрузке в полете, определяется величина разрушающей подъемной силы ($Y_{\text{разр}}$), при которой возникают остаточные деформации конструкции или разрушение ее отдельных силовых элементов.

При этих испытаниях выявляется разрушающая перегрузка

$$n_{у\text{разр}} = \frac{Y_{\text{разр}}}{G}.$$

$n_{у\text{макс. доп}}^{\circ}$ назначается с некоторым запасом прочности.

$$n_{у\text{макс. доп}}^{\circ} = \frac{Y_{\text{разр}}}{Gf},$$

где $Y_{\text{разр}}$ — разрушающая подъемная сила, определяемая при статических испытаниях;

G — вес самолета;

f — коэффициент запаса прочности (обычно принимается 1,5), которым учитывается возможное расхождение прочности серийного самолета от эталонного образца, также ослабление конструкции с течением времени эксплуатации.

Как видно из формулы, $n_{у\text{макс. доп}}^{\circ}$ зависит от веса самолета, и в частности от остатка топлива. По мере выработки топлива при сбросе подвесок эта перегрузка увеличивается. С учетом изменения полетного веса максимально допустимая эксплуатационная перегрузка у самолета меняется от 2,7 при G_{max} до 3,8 при G_{min} . Величины $n_{у\text{макс. доп}}^{\circ}$ в зависимости от полетного веса самолета без подвесок соответствуют табл. 6.1.

Таблица 6.1

Вес самолета, тс	20	25	26	28	30	32	34	36	37,75	39	40
$n_{у\text{макс. доп}}^{\circ}$	3,8	3,8	3,7	3,5	3,35	3,2	3,0	2,85	2,7	2,7	2,7

Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка по прочности конструкции в зависимости от запаса топлива и подвесок бомб показана на рис. 6.2.

При автоматическом управлении самолетом о выходе на $n_{у\text{ макс. доп}}$ летчика предупреждает световая и звуковая сигнализация: на индикаторе перегрузок (рис. 6.3) загорается желтая лампа и подается речевая информация «Предельная перегрузка».

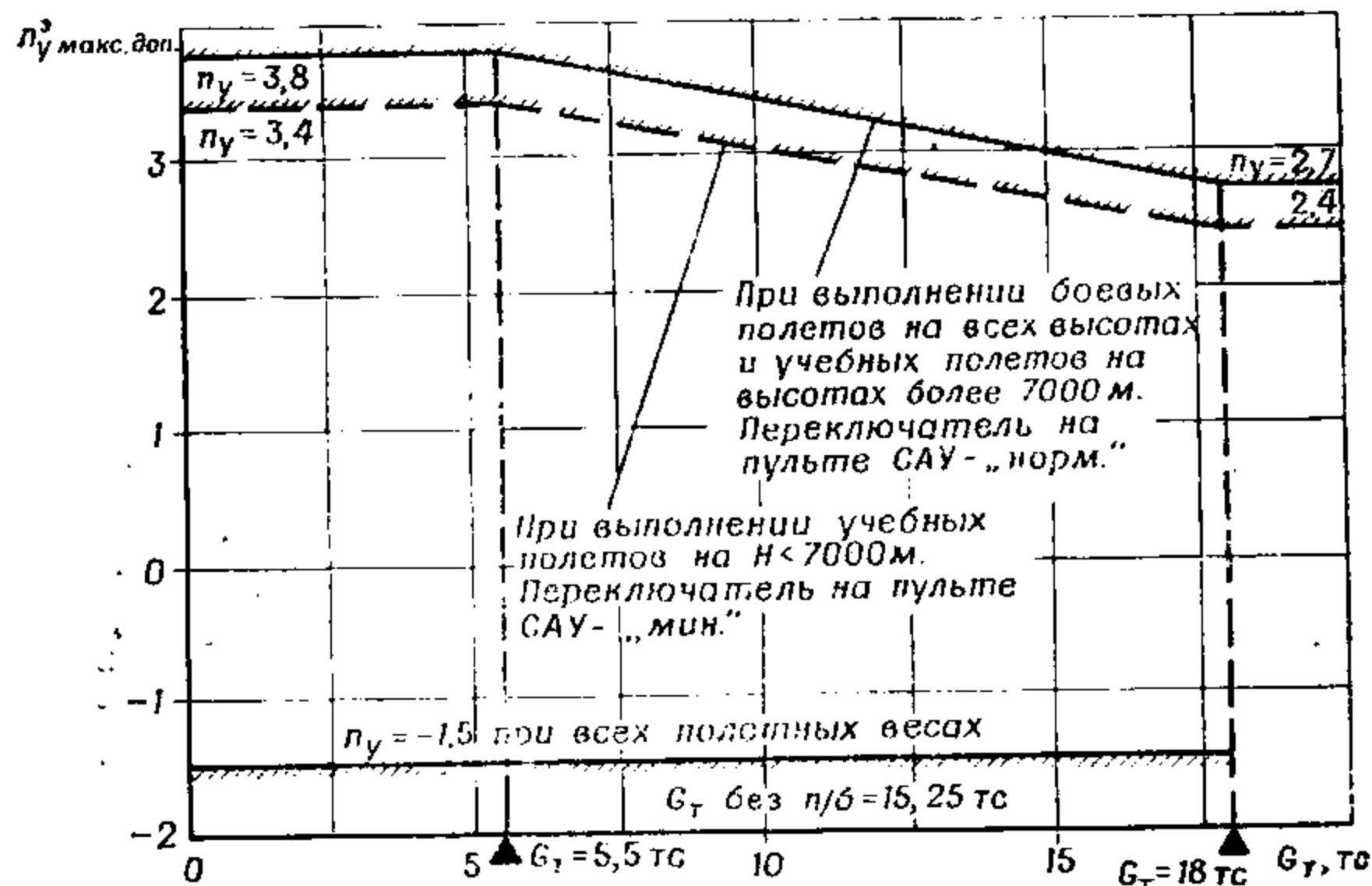


Рис. 6.2. Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки по прочности конструкции

(При эксплуатации самолета в настоящее время сигнал «Предельная перегрузка» в систему речевой информации не заведен.) Величина максимально допустимой перегрузки автоматически ограничивается за счет снятия управляющего сигнала с МТЭ на увеличение перегрузки.

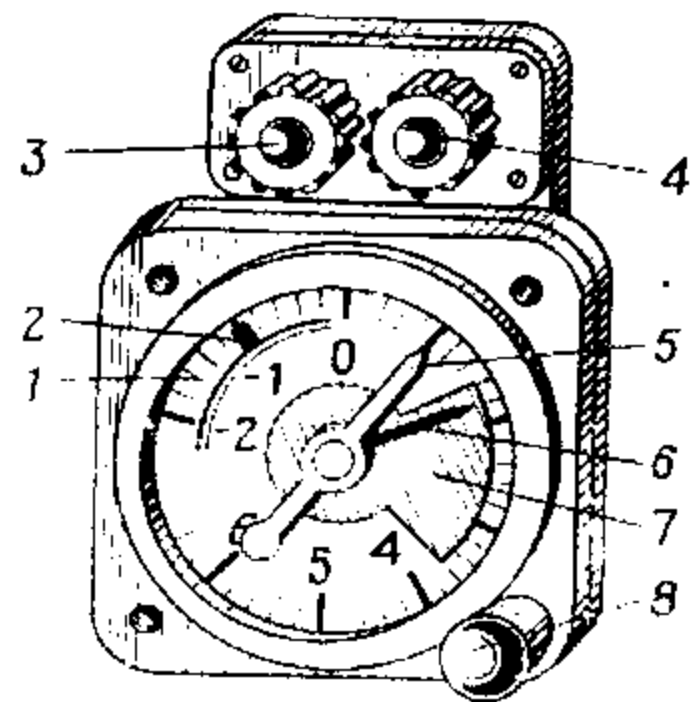


Рис. 6.3. Индикатор перегрузок НИИ-155:

1 — шкала; 2 — стрелка — индекс максимальной отрицательной перегрузки; 3 — лампа сигнализации (красная) срабатывания дублирующего ограничителя; 4 — лампа сигнализации (желтая) срабатывания основного ограничителя; 5 — стрелка текущей перегрузки; 6 — стрелка — фиксатор максимальной положительной перегрузки; 7 — шторка (красная) допустимой положительной перегрузки; 8 — кнопка возврата фиксирующей стрелки

При ручном управлении самолетом для предупреждения летчика о выходе на $n_{у\text{ макс. доп}}$ предусмотрен дублирующий ограничитель, который выдает световую (загорается красная лампа индикатора перегрузок) и звуковую информацию и ограничивает автоматически перегрузку, отклоняя небольшими импульсами ручку управления на пикирование.

Для удобства контроля режима полета по $n_{у\text{ макс. доп}}$ на указателе перегрузок шкала допустимых положительных перегрузок ограничена подвижным красным сектором, который смещается в зависимости от остатка топлива (рис. 6.3), а отрицательных — неподвижным индексом. Пилотирование самолета с выходом стрелки на красный сектор или за неподвижный индекс инструкцией не допускается.

Перегрузки оказывают влияние на работоспособность летчика. Работоспособность летчика в полете и переносимость перегрузок зависят не только от величины перегрузки, но и от продолжительности ее действия, использования в полете противоперегрузочного костюма (ППК) и натренированности летчика. Нормальная работоспособность летчика сохраняется при длительном воздействии перегрузок без ППК не более 4,0—5,0, а в ППК — 6,0—7,0.

Следует иметь в виду, что при полете с большими перегрузками снижается точность пилотирования. Установлено, что даже у хорошо натренированного летчика при перегрузках, близких к $n_{у\text{ макс. доп}}$, отклонения ее от заданного значения оказываются не менее $\pm 0,5$. При перегрузках более 9—10 летчик теряет способность управлять самолетом.

При указанном выше уровне эксплуатационных перегрузок в соответствии с классификацией ОТТ ВВС самолет отнесен к классу:

- неманевренных самолетов (3 класс) при $G > 29\,500$ кгс;
- ограниченно-маневренных (2 класс) при $G < 29\,500$ кгс.

6.2.2. Допустимая перегрузка по углу атаки ($n_{у\text{ тр}}$)

Кроме ограничения по прочности конструкции нормальные перегрузки на дозвуковых скоростях имеют ограничение по максимально допустимому углу атаки с учетом необходимого запаса до сваливания самолета. Этот запас должен гарантировать от сваливания при случайных отклонениях в выдерживании перегрузки и скольжения. Для самолета МиГ-25РБ, как уже отмечалось, удобно и целесообразно за допустимый коэффициент подъемной силы $C_{y\text{ доп}}$ принять $C_{y\text{ тр}}$, соответствующий началу аэродинамической труски.

Величина $n_{у\text{ тр}}$ определяется по формуле

$$n_{у\text{ тр}} = \frac{Y_{\text{тр}}}{G} = \frac{C_{y\text{ тр}} \frac{\rho V^2}{2} S}{G}$$

Из формулы видно, что эта перегрузка зависит от скорости, высоты полета и полетного веса. Зависимость $n_{yтр}$ от высоты и числа M полета для самолета весом 28 000 кгс приведена на графике рис. 6.4.

Для определения $n_{yтр}$ можно воспользоваться номограммой для определения режима полета (рис. 6.5). Для этого достаточно задать приборную скорость, высоту полета, вес самолета и, проведя линии так, как показано на рис. 6.5, замкнуть их на перегрузке.

$n_{yтр}$, $n_{yм.д.}$, $n_{yрасп. по \varphi}$

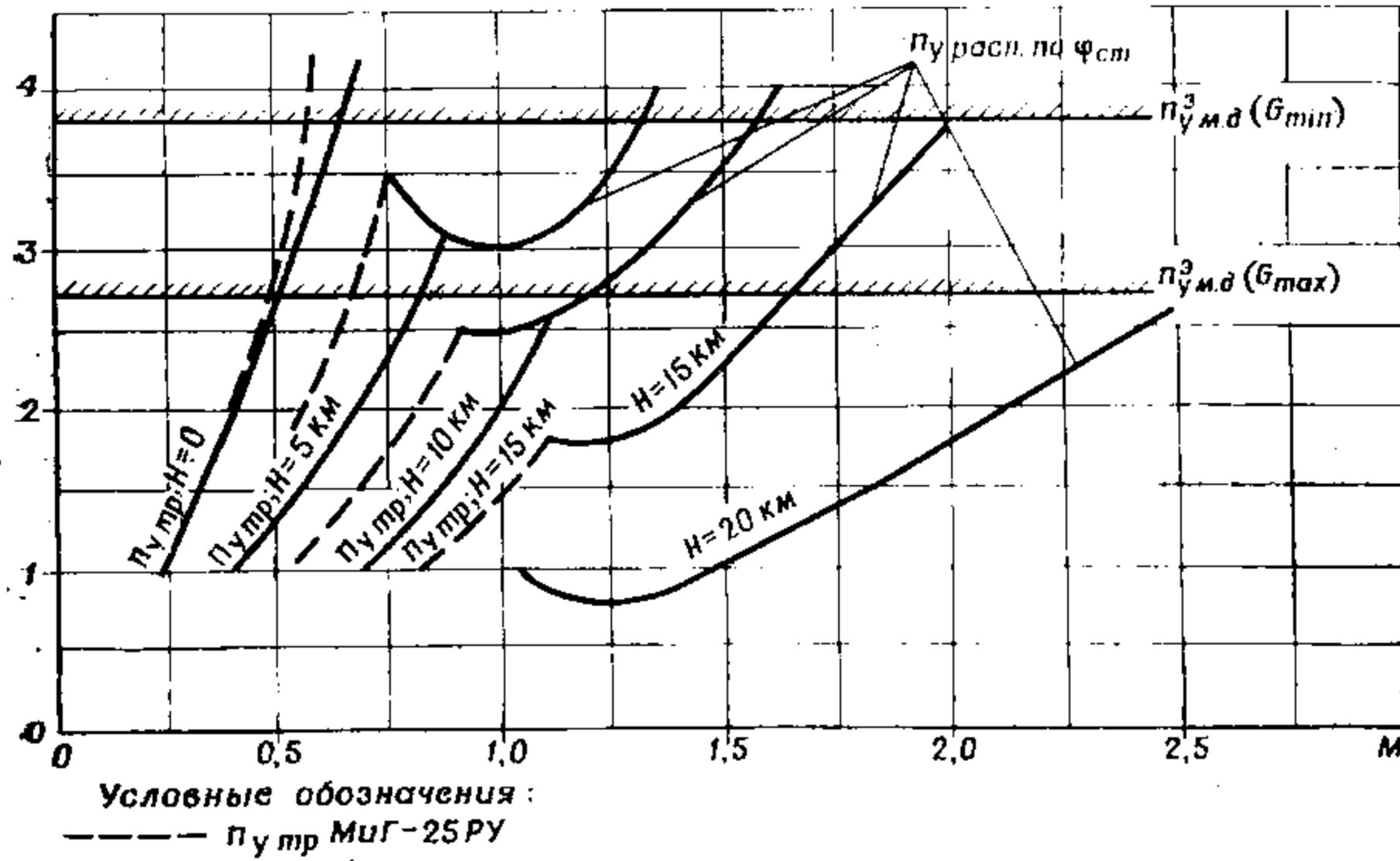


Рис. 6.4. Максимально допустимые перегрузки самолета ($G=28\,000$ кгс)

При маневрировании с включенной САУ-155Р n_y по углу атаки ограничиваются. Так, при достижении $\alpha = 15^\circ$ основной ограничитель снимает управляющий сигнал с МТЭ. При этом загорается желтая лампа ИП-155.

При полете на всех высотах с выключенными САУ и дублирующим ограничителем можно рекомендовать летчику величину допустимой перегрузки по углу атаки определять по ощущению аэродинамической тряски самолета.

6.2.3. Максимально допустимая отрицательная перегрузка

Максимально допустимые отрицательные перегрузки ограничены из условия обеспечения прочности конструкции и устойчивой работы двигателей. Для всех полетных весов самолета МиГ-25РБ установлена максимально допустимая отрицательная перегрузка по прочности конструкции, равная минус 1,5 (рис. 6.2).

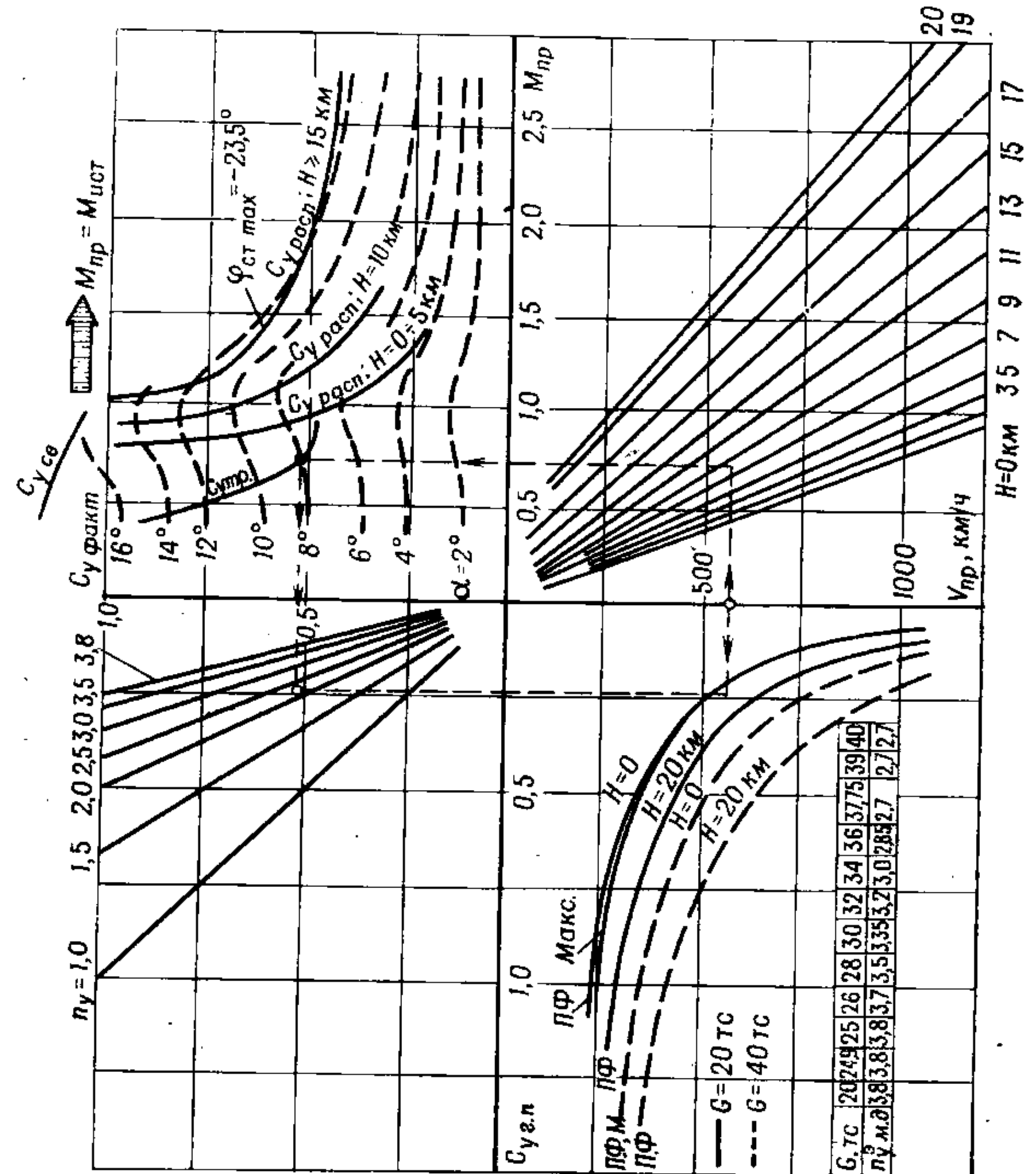


Рис. 6.5. Номограмма для определения режима полета самолета МиГ-25РБ

Однако отрицательные углы атаки из условия обеспечения устойчивой работы двигателей разрешается создавать только на числах $M < 1,5$. В то же время из условия обеспечения безопасности полета при возможных отказах САУ допустимые отрицательные углы атаки при автоматическом и директорном управлении назначены меньшими, чем при ручном. Так, если при ручном управлении $\alpha_{доп} = -4^\circ$ на числе $M < 1,5$ и -1° на числе $M > 1,5$, то при автоматическом или директорном управлении $\alpha_{доп} = -2,5^\circ$ на числе $M < 1,5$ и $+0,5^\circ$ на числе $M > 1,5$. При выходе на $\alpha_{доп}$ с включенной САУ основной ограничитель снимает управляющий сигнал с МТЭ и загорается желтая лампа ИП-155. При выключенной САУ необходимо быть внимательным, чтобы не выйти за ограничение.

Время полета на числе $M < 1,5$ с отрицательной перегрузкой ограничено в соответствии с временем выработки топлива из отсека отрицательных перегрузок 15 с — на бесфорсажных режимах работы двигателей и 5 с — при работе двигателей на форсаже. Околонулевые перегрузки допускаются как переходные за время не более 1—2 с также из условия обеспечения устойчивой работы двигателей. Повторное создание отрицательных перегрузок допускается не ранее чем через 1 мин полета с положительной перегрузкой, то есть по истечении времени, необходимого для заполнения топливом отсека отрицательных перегрузок.

На высотах менее 5000 м создавать отрицательную перегрузку запрещено из условия обеспечения безопасности полета при возможном отказе одной гидросистемы.

Создание отрицательных перегрузок при наличии топлива в системе менее 1100 кг запрещено из-за возможного самовыключения двигателей. По этой же причине при маневрировании на $V_{гр} < 600$ км/ч отрицательные перегрузки допустимы при работе двигателей на режиме не ниже максимала.

6.2.4. Предельная перегрузка самолета по тяге

Предельной перегрузкой самолета по тяге ($n_{у пред. по P}$) называется наибольшая величина нормальной перегрузки, при которой в процессе криволинейного маневра скорость полета остается постоянной ($n_x = 0$). Предельная перегрузка по тяге характеризует энергетические возможности криволинейного маневра самолета в горизонтальной плоскости. Если в полете создать перегрузку больше предельной по тяге, то в процессе криволинейного маневра самолет будет терять или скорость, или высоту, или одновременно высоту и скорость.

Величина предельной перегрузки по тяге пропорциональна тяговооруженности самолета $\left(\frac{P}{G}\right)$ и аэродинамическому качеству самолета на вираже (K_v)

$$n_{у пред. по P} = \frac{P}{G} K_v$$

У самолета МиГ-25РБ изменение тяговооруженности и аэродинамического качества на вираже в зависимости от скорости на форсажном режиме работы двигателей таково, что при увеличении скорости горизонтального полета на высотах менее 18000 м происходит интенсивное увеличение предельной перегрузки по тяге двигателей, вплоть до максимально допустимой приборной скорости (рис. 6.6—6.8). На высотах более 18000 м $n_{у пред. по P}$, достигая максимального значения, на числе $M = 2,6 \div 2,7$ начинает незна-

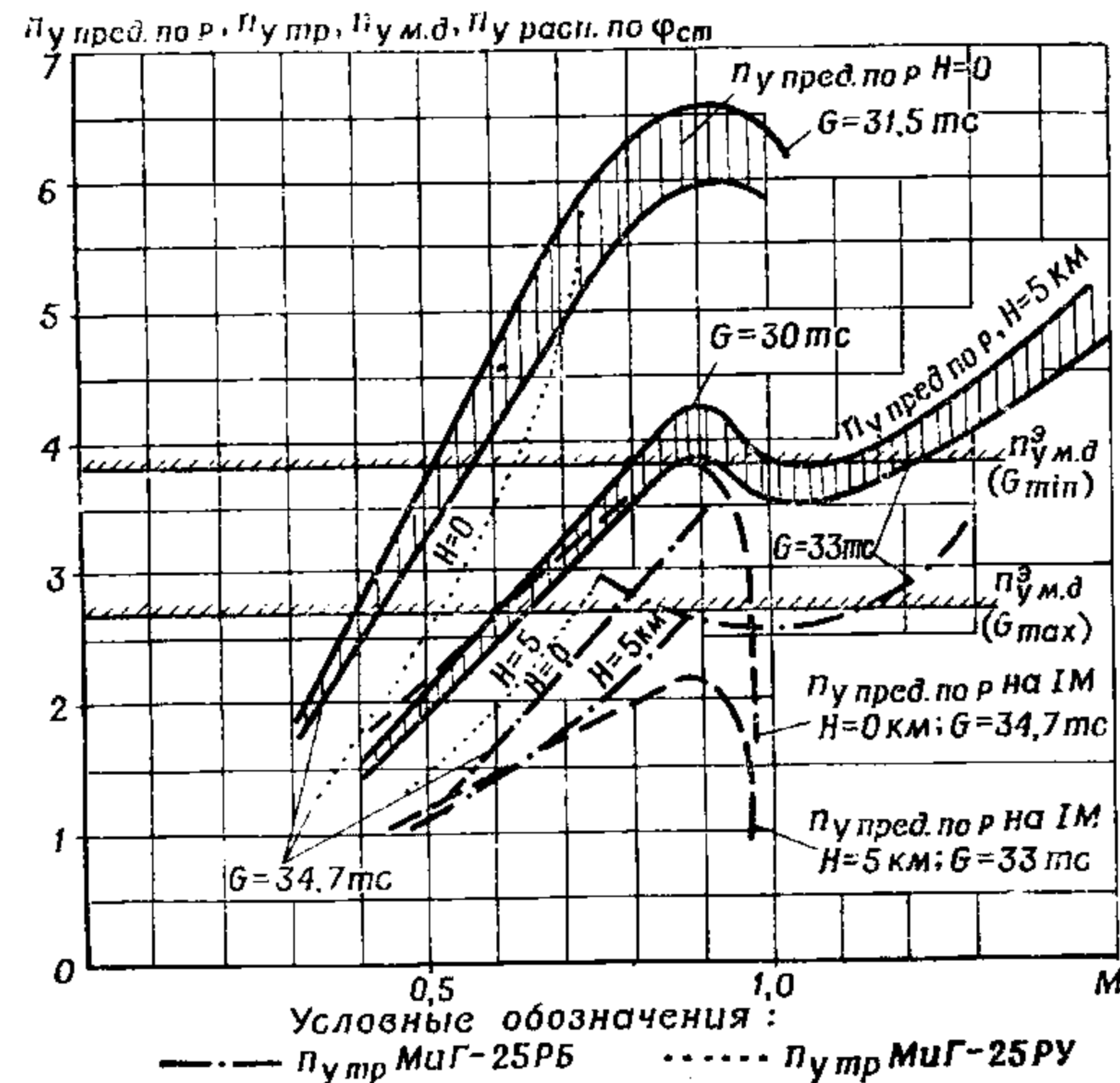


Рис. 6.6. Сравнение $n_{у пред. по P}$, $n_{у тр}$, $n_{у макс. доп}$ и $n_{у расп. по Фст}$ на $H = 0$ и 5 км

чительно уменьшаться, но этим можно пренебречь. Наличие подвесок приводит к более раннему и существенному уменьшению предельной по тяге перегрузки, с числа $M = 2,3$. Однако величина $n_{у пред. по P}$ с увеличением высоты уменьшается существеннее. Если у земли максимальное значение на полном форсаже $n_{у пред} = 5,0$ на числе $M_{макс. доп} \approx 0,8$, то на $H = 15000$ м на числе $M \approx 2,2$ она равна 3,0, а на высоте 20000 м — 1,5.

На рис. 6.6 и 6.7 показано изменение предельной по тяге перегрузки самолета без подвесок при максимальном режиме работы двигателей в зависимости от скорости, высоты и полетного веса.

На всех высотах $n_{y\text{пред}}$ до числа $M = 0,9$ нарастает, а на числах $M > 0,9$ резко уменьшается до 1,0 на числе $M \approx 0,98$. Это связано с интенсивным увеличением лобового сопротивления самолета, начинающегося на числе $M = 0,85$ в связи с проявлением волнового кризиса. С увеличением высоты полета предельная по тяге перегрузка на максимальном режиме работы двигателей также умень-

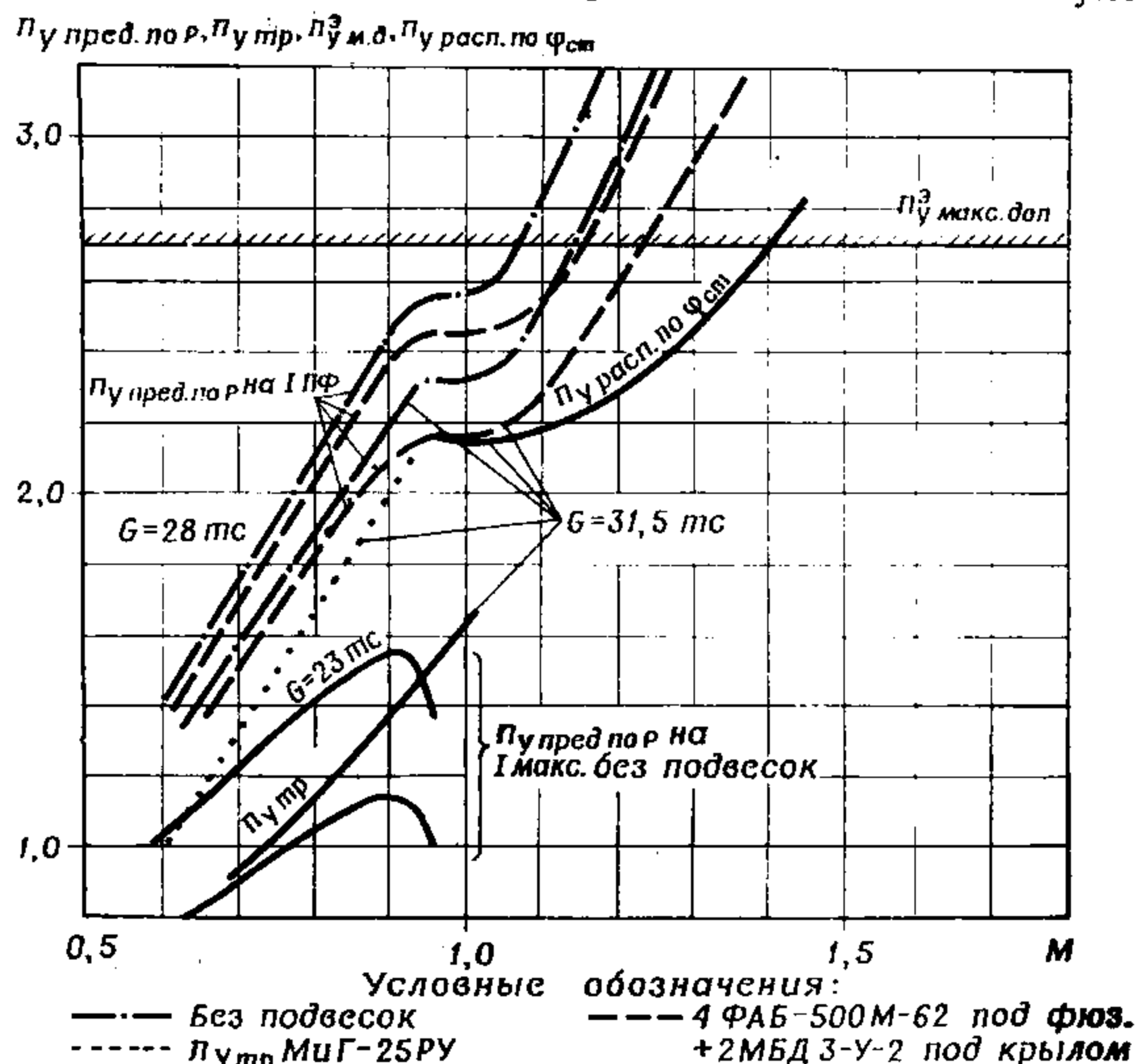


Рис. 6.7. Сравнение предельных перегрузок по тяге с $n_{y\text{тр}}$, эксплуатационными и располагаемыми по $\varphi_{ст}$ перегрузками на высоте 10 000 м

шается. У земли ее максимальное значение, соответствующее числу $M = 0,9$, равно 3,5—3,8, на высоте 5000 м — 2,0—2,5, а на высоте 10 000 м — 1,1—1,5. Уменьшение $n_{y\text{пред. по R}}$ с увеличением высоты и с уменьшением $M < 0,9$ легко видеть на следующем примере (рис. 6.6).

Выполнить правильный вираж с креном 60° ($n_y = 2,0$) на высоте 2000 м при $V_{пр} = 600$ км/ч (число $M = 0,57$) удастся. Однако следует только набрать высоту 4000 м, как $V_{пр} = 600$ км/ч (число $M = 0,65$) при крене 60° уже не удерживается постоянной. Скорость при максимальном режиме работы двигателей падает. На рис. 6.6 видно, что выполнять правильный вираж с креном 60° на

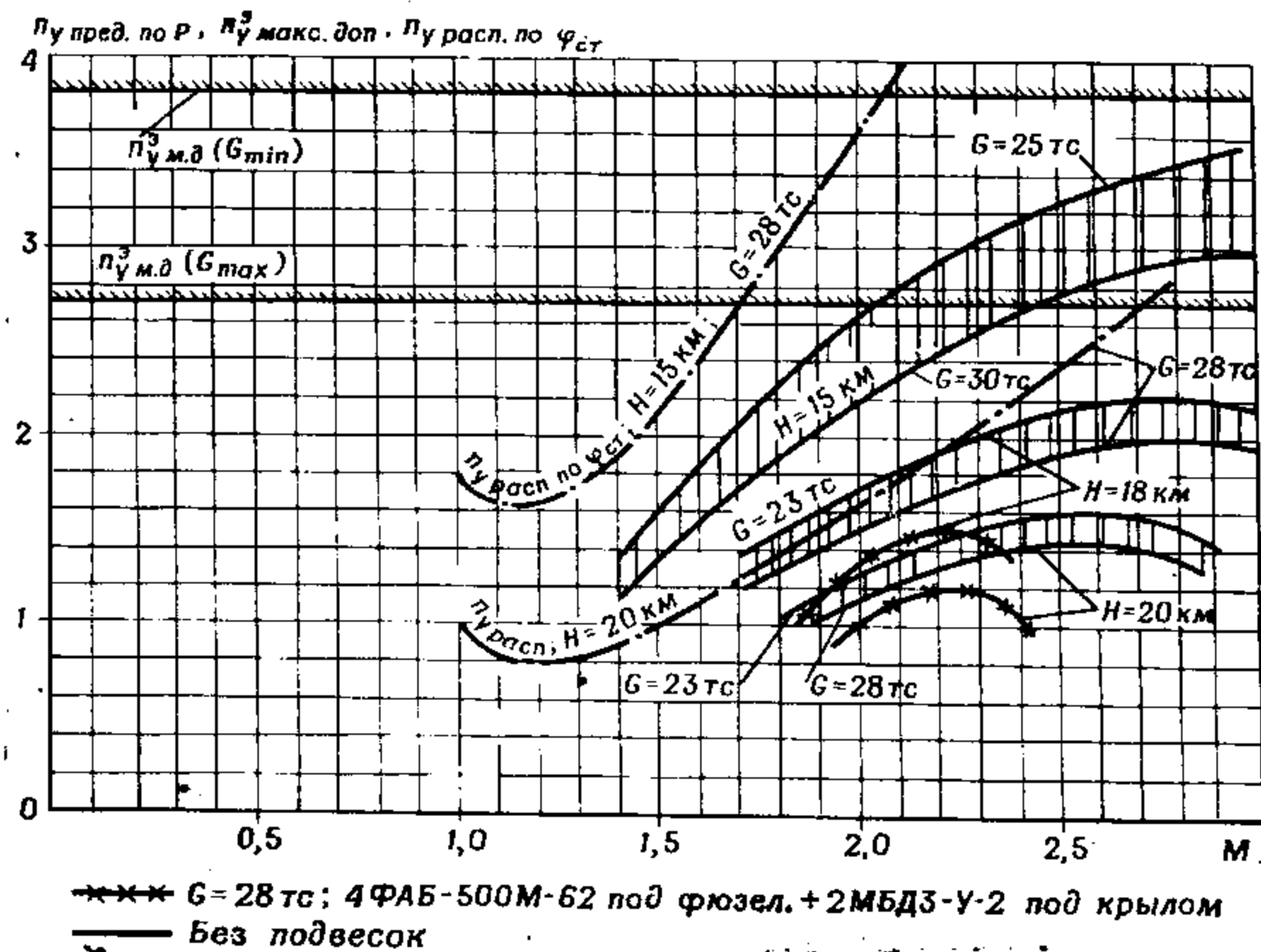


Рис. 6.8. Сравнение $n_{y\text{пред. по R}}$, $n_{y^3\text{ макс. доп}}$ и $n_{y\text{расп. по } \varphi_{ст}}$ на высотах 15, 18 и 20 км

$H = 3500$ м нужно при скорости не менее 620 км/ч (число $M = 0,65$), на $H = 4000$ м — на скорости не менее 650 км/ч (число $M = 0,7$), на $H = 5000$ м — не менее 700 км/ч ($M = 0,8$).

6.2.5. Сравнение предельных перегрузок по тяге с $n_{y\text{max}}$, $n_{y\text{тр}}$ и располагаемыми по эффективности стабилизатора $n_{y\text{расп по } \varphi_{ст}}$

Характеристики предельного правильного виража для соответствующего веса самолета и подвесок зависят от предельной перегрузки по тяге на тех скоростях, высотах и режимах работы двигателей, на которых $n_{y\text{пред. по R}}$ меньше $n_{y^3\text{ макс. доп}}$, $n_{y\text{тр}}$ и $n_{y\text{расп по } \varphi_{ст}}$. На рис. 6.6—6.9 показано сравнение предельных перегрузок по тяге с $n_{y^3\text{ макс. доп}}$ по прочности, n_y по углу атаки и $n_{y\text{расп по } \varphi_{ст}}$. Из графиков видно, что на малых, средних и больших высотах в эксплуатационном диапазоне скоростей полета самолета без подвесок и с подвесками 4 авиабомб ФАБ-500М-62 при работе двигателей на форсажных режимах $n_{y\text{пред. по R}}$ превосходит эксплуатационную по

прочности, допустимую по углу атаки и располагаемую при полном отклонении ручки управления перегрузки. Поэтому на высотах менее 15 000 м выполнить предельный правильный вираж на форсажных режимах работы двигателей невозможно. Самолет разгоняется. Сравнение предельной перегрузки по тяге двигателей, работающих на полном форсаже, с $n_{у макс. доп}$ и $n_{у расп. по \varphi_{ст}}$ на высоте 15 000 м

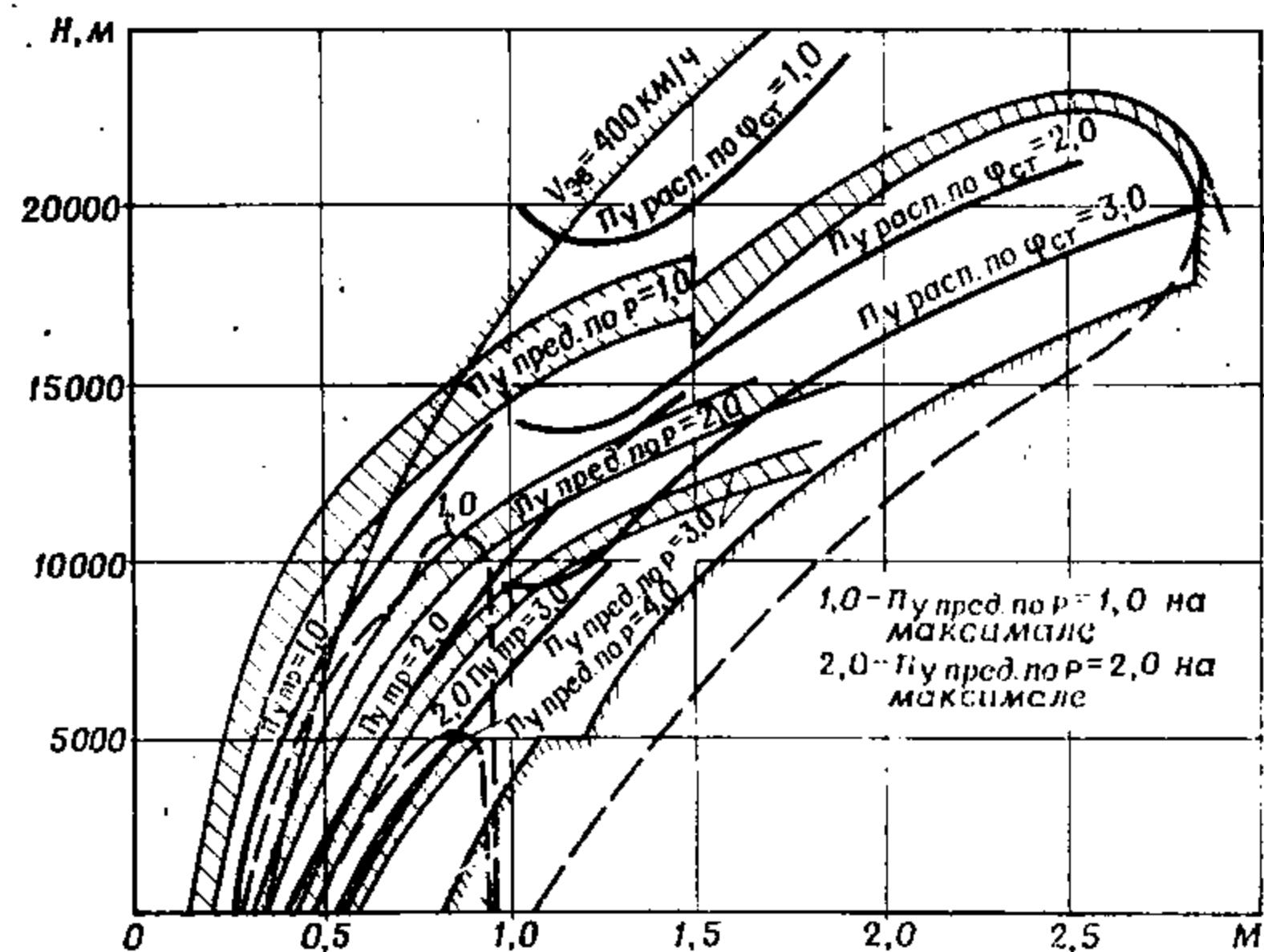


Рис. 6.9. Сравнение предельных перегрузок по тяге с $n_{у тр}$ и $n_{у расп. по \varphi_{ст}}$ самолета МиГ-25РБ без подвесок для полетных весов, указанных на рис. 6.6—6.8

показывает, что предельный правильный вираж на полном форсаже может выполняться в широком диапазоне скоростей, соответствующих числам $M = 1,3 \div 2,2$. Причем $n_{у пред. по P}$ меньше

$n_{у макс. доп}$ и $n_{у расп. по \varphi_{ст}}$ и изменяется от 1,0 до 2,7 ÷ 3,0 на приборной скорости 1100 км/ч. На высотах более 15 000 м возможности самолета по выполнению предельного правильного виража на полном форсаже все более ограничиваются. На высоте 20 000 м предельный правильный вираж возможно выполнять в диапазоне чисел $M = 2,0 \div 2,83$ с предельной перегрузкой по тяге двигателей. Однако возможности по выполнению виражей ограничены максимальным значением $n_{у пред. по P}$, не превышающим 1,5.

На максимальном режиме работы двигателей предельный правильный вираж можно выполнять на высотах от 0 до 10 000 м. Причем эксплуатационный диапазон скоростей, в котором возможно выполнение этих маневров, по мере увеличения высоты сужает-

ся. У земли предельный правильный вираж на максимальном режиме работы двигателей самолета без подвесок можно выполнять в диапазоне чисел $M = 0,35 \div 0,78$ ($V_{пр} = 400 \div 900$ км/ч). В диапазоне чисел $M = 0,35 \div 0,5$ предельная перегрузка по тяге двигателей практически совпадает с допустимой по углу атаки и изменяется от 1,2 до $n_{у макс. доп}$. На числах $M > 0,45 \div 0,5$ предельный

правильный вираж выполняется с $n_{у макс. доп}$ по прочности конструкции 2,7 ÷ 3,8 в зависимости от полстного веса самолета. На высоте 5000 м выполнение предельного правильного виража возможно в диапазоне чисел $M = 0,47 \div 0,98$ с предельной по тяге перегрузкой, которая изменяется от 1,1 до 2,2 на числе $M = 0,9$ и до 1,5 на числе $M = 0,98$. На высоте 10 000 м предельный правильный вираж на максимальном режиме работы двигателей можно выполнять в узком диапазоне скоростей, соответствующих числам $M = 0,75 \div 0,95$, с предельной перегрузкой по тяге двигателей, которая имеет небольшие значения, не превышающие $n_y = 1,5$.

6.2.6. Располагаемые продольные перегрузки и их связь с нормальными

Как уже было отмечено, продольная положительная и отрицательная перегрузки n_x характеризуют интенсивность изменения скорости соответственно при горизонтальном разгоне и торможении.

Наибольшие положительные располагаемые продольные перегрузки n_x самолета как с подвесками, так и без них при работе двигателей на полном форсаже приведены на графике рис. 6.10.

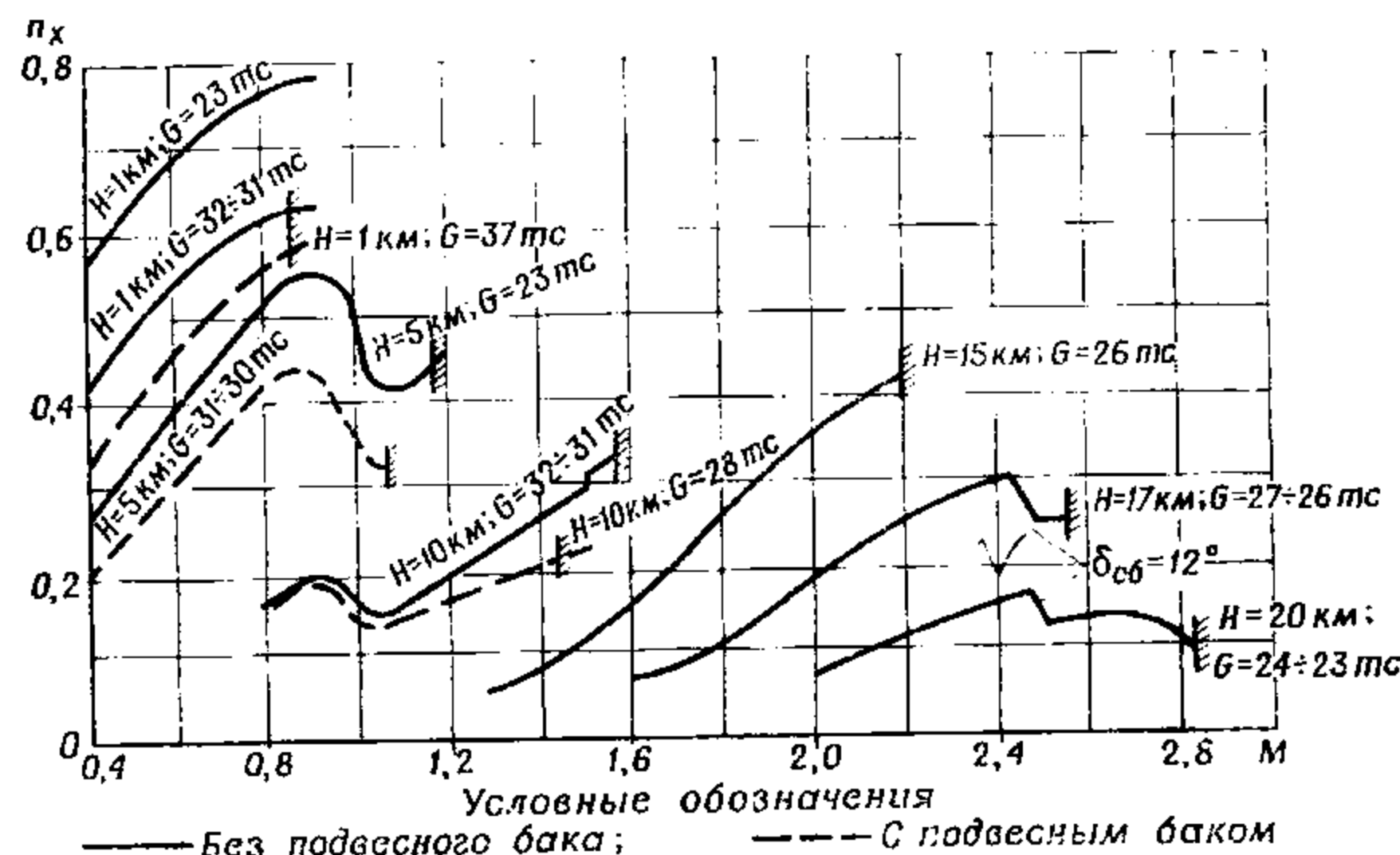


Рис. 6.10. Продольная перегрузка n_x на полном форсаже ($T=T_{фс}$)

Из графика следует, что на малых и средних высотах по мере увеличения числа M до 0,85—0,9 наблюдается интенсивный рост n_x вследствие увеличения тяги двигателей и уменьшения лобового сопротивления самолета. Наибольшее значение n_x соответствует числам $M = 0,85 \div 0,9$ и составляет на малых высотах 0,6—0,8, на средних — 0,5—0,55. На малых высотах это число M соответствует скорости, близкой к максимально допустимой приборной по жесткости конструкции. Это требует повышенного внимания за скоростью, так как нарастание ее происходит с темпом до 15—20 км/ч за 1 с. Увеличение числа M более 0,85—0,9 на средних высотах сопровождается незначительным уменьшением продольной перегрузки из-за увеличения волнового сопротивления самолета. С ростом высоты разгона вследствие уменьшения тяги двигателей продольная перегрузка уменьшается. Если у земли максимальная продольная перегрузка, соответствующая числу $M = 0,85 \div 0,9$, составляет 0,8, то на высоте 5000 м — около 0,5. Обращают на себя внимание малые n_x на этих числах M на высоте 10 000 м, где $n_x = 0,2$. С переходом на сверхзвуковые скорости n_x интенсивно увеличивается. Это связано с преобладающим ростом располагаемой тяги двигателей над лобовым сопротивлением. В этом диапазоне скоростей максимальная продольная перегрузка на высотах до 15 000 м соответствует максимально допустимой приборной скорости. На высотах более 7000 м максимум n_x на сверхзвуковой скорости превосходит перегрузку дозвукового максимума. Так, на высоте 10 000 м наибольшая продольная перегрузка при числе $M = 0,9$ равна 0,2, а при $M = 1,5$ равна 0,3. На высоте 15 000 м наибольшая n_x при $M = 2,2$ равна 0,4—0,45. На высотах 16 000 м и более появляется сверхзвуковой максимум продольной перегрузки при числе $M = 2,35 \div 2,4$. На высоте 17 000 м наибольшая перегрузка сверхзвукового максимума равна 0,3. Следует заметить, что при таком высоком уровне продольных перегрузок на высотах до 20 000 м в горизонтальном полете возможно превышение ограничения самолета по скорости. На высоте 20 000 м при числе $M = 2,35 \div 2,4$ перегрузка $n_x = 0,15$.

При разгоне на скоростях более указанных n_x незначительно уменьшается за счет уменьшения располагаемой тяги двигателей.

Изменение полетного веса самолета оказывает примерно одинаковое влияние на n_x как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета. С достаточной для практики точностью можно считать, что при изменении полетного веса на 1000 кгс продольная перегрузка самолета без подвесок при работе двигателей на полном форсаже изменяется на 0,015. Существенное влияние на продольную перегрузку оказывает подвесной бак. Уменьшение продольной перегрузки при разгоне самолета с подвесным баком связано как с увеличением лобового сопротивления, так и веса самолета. Так, если при разгоне самолета без подвесок на высоте 1000 м при числе $M = 0,6$ $n_x = 0,55$, то с подвесным баком — 0,45. Перестановка нижней обечайки воздухозаборника в III положение при прохождении числа $M = 2,5$ сопровождается незначительным

уменьшением n_x на 0,05—0,06, связанным с уменьшением располагаемой тяги двигателей.

Возможности самолета по выполнению горизонтального разгона при работе двигателей на максимальном режиме определяются величиной продольной перегрузки, указанной на графике рис. 6.11. Из графика следует, что n_x при максимальном режиме работы двигателей во всем диапазоне скоростей и высот меньше, чем на форсажном режиме. Это объясняется меньшей располагаемой тягой двигателей. Максимум n_x с увеличением высоты сдвигается от числа $M = 0,55$ на высоте 1000 м до $M = 0,85 \div 0,9$ на высоте 8000—9000 м, что связано с изменением тяги двигателей и лобового сопротивления, а n_x уменьшается. Уменьшение n_x происходит вследствие уменьшения тяги двигателей. Если на высоте 1000 м наибольшая n_x самолета весом 32 000 кгс равна 0,175, то на высоте 9000 м — 0,04. Влияние изменения полетного веса самолета без подвесок на продольную перегрузку n_x при работе двигателей на максимальном режиме слабее, чем на n_x при работе двигателей на полном форсаже. При изменении полетного веса на 1000 кгс n_x на максимале изменяется на 0,01. Подвеска топливного бака приводит к значительному уменьшению n_x . Например, на высоте 1000 м это приводит к уменьшению ее на 0,05 (рис. 6.11).

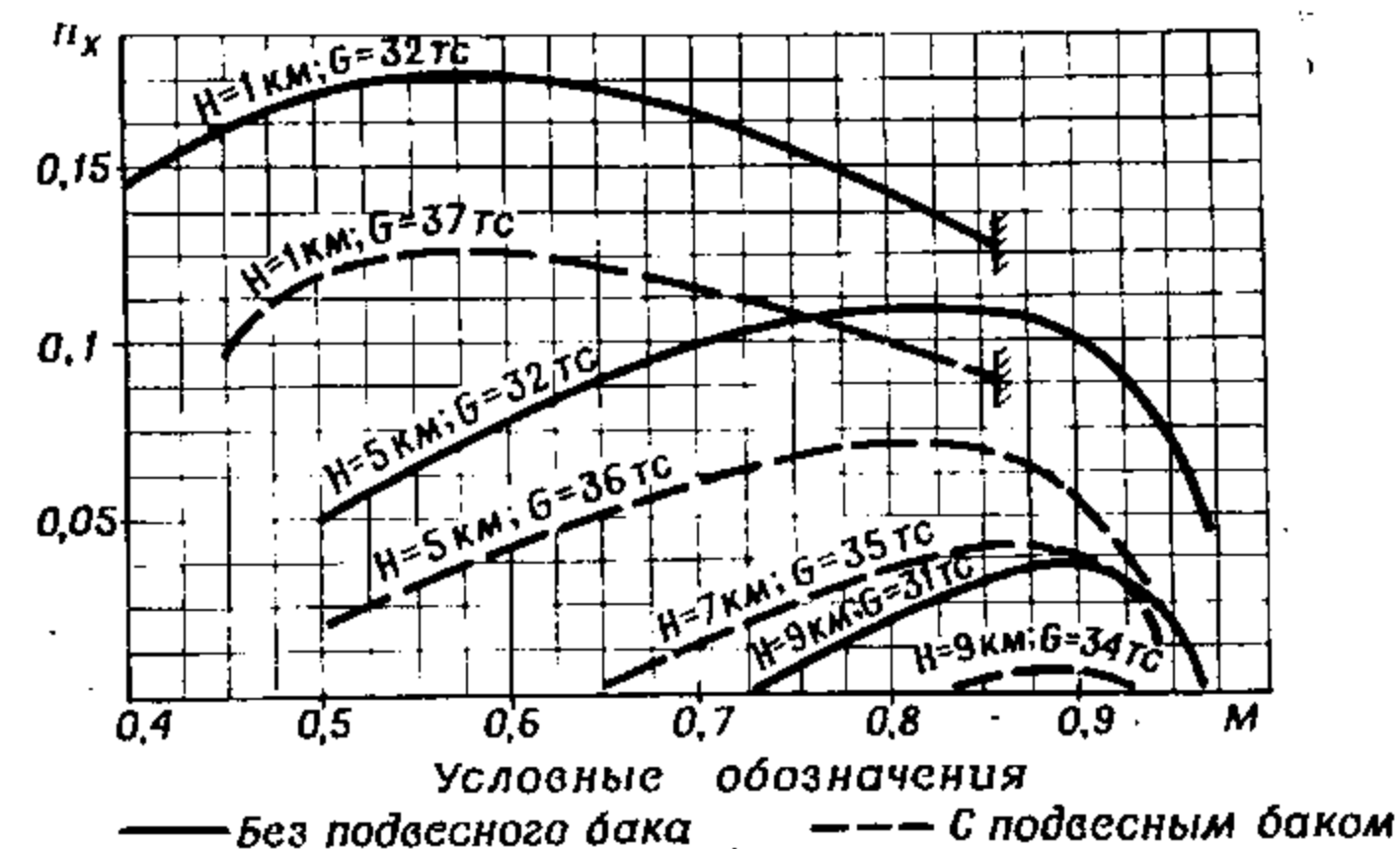


Рис. 6.11. Продольная перегрузка n_x на I максимале ($T = \bar{T}_{ст}$)

Величина продольной перегрузки однозначно связана с величиной нормальной перегрузки, так как между ними происходит перераспределение энергии. С увеличением нормальной перегрузки располагаемая n_x уменьшается. Связь продольной и нормальной перегрузок выражается соотношением

$$n_x = \frac{P - Q_0 - Q_{инд. г.} \pi n_y^2}{G}$$

Продольные перегрузки при горизонтальном торможении самолета приведены на рис. 6.12. Из графиков следует, что наибольшая величина отрицательной продольной перегрузки имеет место на максимальной скорости полета. По мере уменьшения ее перегрузка уменьшается. Это связано с уменьшением лобового сопротивления самолета. Исключение составляет изменение перегрузки на высотах 20—23 км, где она остается примерно постоянной. Это объясняется характером изменения лобового сопротивления самолета в этом диапазоне скоростей. На числе $M = 2,2$ при дросселировании двигателей до малого газа происходит скачкообразное увеличение отрицательной продольной перегрузки на $\Delta n_x = 0,04$. На сверхзвуковых скоростях полета n_x при увеличении высоты торможения уменьшается. Так, при числе $M = 2,0$ на $H = 15\ 000$ м $n_x = -0,33$, на $H = 21\ 000$ м — $n_x = -0,245$, а на высоте 22 000 м — $n_x = -0,235$. Существенное влияние на увеличение продольной перегрузки оказывает выпуск тормозных щитков. На числах $M < 1,5$ при нажатии на кнопку выпускается толь-

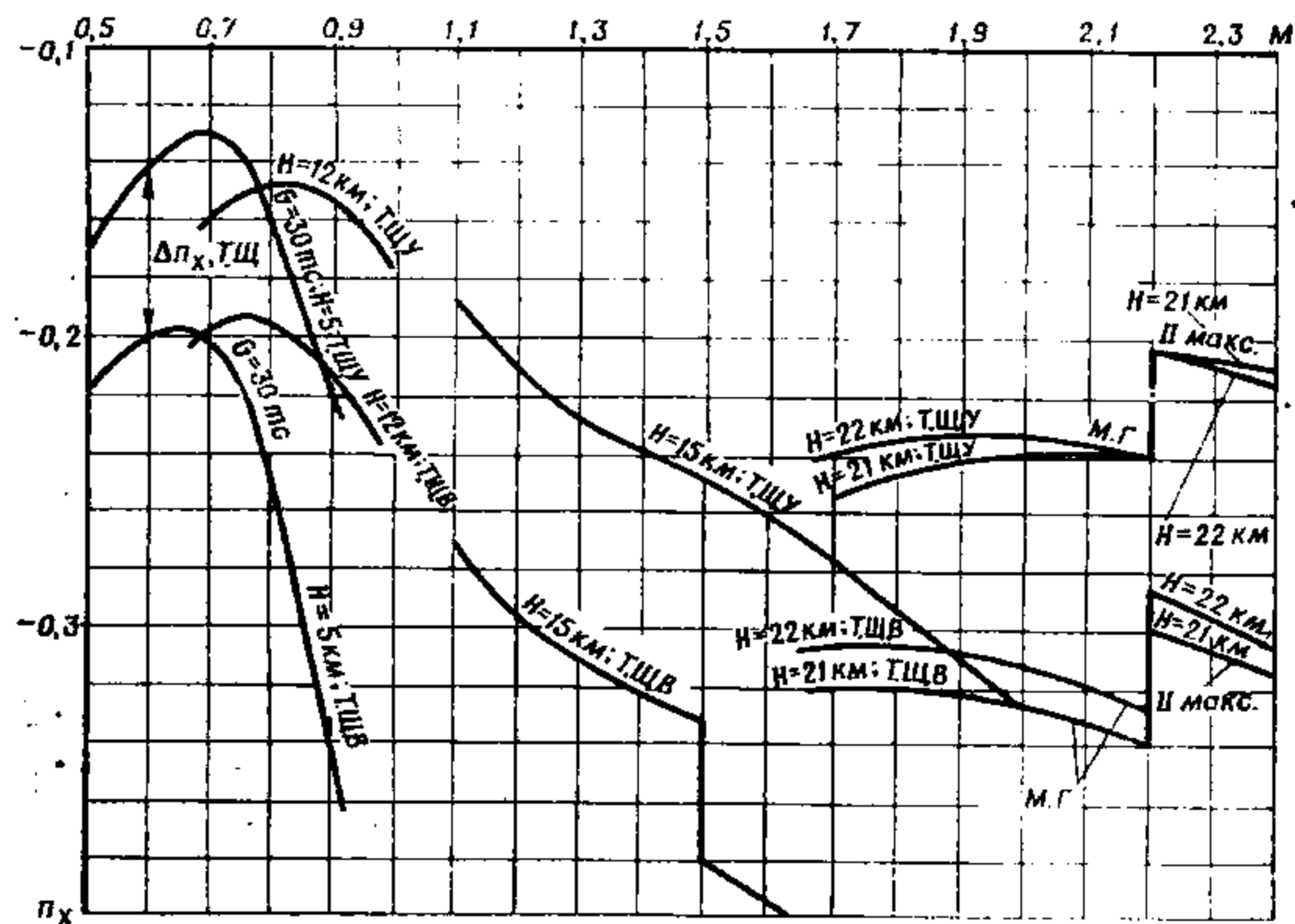


Рис. 6.12. Продольные перегрузки при горизонтальном торможении самолета; $G = 23$ тс (на $H = 5$ км $G = 30$ тс)

ко верхний тормозной щиток. На числах $M > 1,5$ при нажатии на кнопку выпускаются и верхний и нижний тормозные щитки. При их выпуске на числе $M = 2,35$ и высоте 22 000 м n_x увеличивается с минус 0,21 до минус 0,3 при работе двигателей на максимальном режиме. Дросселирование двигателей до малого газа на числе $M = 2,2$ приведет к дополнительному увеличению n_x до минус 0,33. Следует, однако, иметь в виду, что при полете с выпущенными тор-

мозными щитками на числах $M > 1,5$ возникают колебания самолета по крену, курсу и тангажу, связанные с периодическими неравномерными срывами потока со щитков. Из-за сильного воздействия неравномерных потоков воздуха на кили и рули направления, связанными с такими срывами, в диапазоне чисел $M = 0,85 \div 1,1$ выпускать верхний тормозной щиток на высотах менее 7000 м запрещается.

Рассмотренные продольные перегрузки характеризуют интенсивность горизонтального разгона или торможения. Если разгон или торможение самолета осуществляется в наклонной плоскости, то их характеристики определяются не только величиной n_x , но и углом наклона траектории θ . От них зависит продольное ускорение j_x :

$$j_x = g(n_x \pm \sin \theta),$$

где g — ускорение силы тяжести $9,81$ м/с²;
 θ — угол наклона траектории.

§ 6.3. МАНЕВРЕННЫЕ И ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА НА МАЛЫХ, СРЕДНИХ И БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ

6.3.1. Разгон

Разгоном самолета называется маневр с увеличением скорости полета. В зависимости от характера траектории он может осуществляться в горизонтальной или наклонной плоскости, в прямолинейном или криволинейном полете. В общем случае, как уже было сказано, интенсивность нарастания скорости характеризуется продольным ускорением. Чем больше величина продольного ускорения, тем интенсивнее увеличивается скорость. Поэтому способность самолета увеличивать скорость называют иногда его приемистостью по скорости.

Основными характеристиками разгона являются время, путь и расход топлива. Так как ускорение разгона является переменной величиной в соответствии с изменением продольной перегрузки n_x и угла наклона траектории, то время, путь и расход топлива являются интегральными величинами и могут быть определены методом численного интегрирования — путем последовательного суммирования Δt_i , ΔL_i и ΔG_{T_i} за конечно малые i -тые изменения скорости в заданном интервале скоростей разгона. В том случае, когда ускорение разгона j_x в заданном диапазоне скоростей ΔV меняется мало, расчет времени Δt , пути ΔL и расхода топлива ΔG_T можно производить, пользуясь формулами:

$$\Delta t = \frac{\Delta V}{j_x};$$

$$\Delta V = V_2 - V_1;$$

$$\Delta G_T = Q_{ср} \Delta t;$$

$$V_{\text{ср}} = \frac{V_2 + V_1}{2},$$

$$\Delta L = V_{\text{ср}} \Delta t;$$

где $Q_{\text{ср}}$ — секундный расход топлива, средний в данном интервале скоростей, кг/с.

Интенсивность разгона самолета в процессе боевого маневрирования очень важна, так как ею определяется возможность догона, ухода от преследования и разгона до максимальной скорости в условиях преодоления зоны ПВО противника. Характеристики разгона приведены на рис. 6.13—6.15.

Из характеристик разгона самолета МиГ-25РБ можно сделать следующие выводы:

1. Использование форсажа двигателей позволяет осуществлять эффективный разгон во всем разрешенном диапазоне скоростей и высот. На малых и средних высотах разгон самолета без подвесок на полном форсаже от $V_{\text{эв}}$ до числа $M = 0,9$ в стандартных условиях и при расчетном полетном весе $34 \div 33$ тс происходит за время 40—50 с, на пути около 10 км и при затратах топлива 700—600 кг. На больших высотах разгон самолета весом 31 000 кгс от $V_{\text{эв}}$ до $V_{\text{пр макс. доп}}$ осуществляется за время 150—160 с, на пути 50 км, при $G_{\text{T}} = 1300 \div 1400$ кгс.

2. Разгон на полном форсаже более выгоден по сравнению с разгоном на максимале не только по времени и пути, но и расходу топлива. Причем если при разгоне без подвесок экономия топлива мало ощутима, то при наличии подвесного бака G_{T} на форсаже существенно меньше, чем при разгоне на максимале. Так, при разгоне от $V_{\text{эв}}$ до числа $M = 0,9$ на высоте 5000 м эта разница достигает 600 кг.

3. С началом развития волнового кризиса ($M = 0,85$) по мере увеличения скорости на высотах 5000—10 000 м характеристики разгона ухудшаются. На высотах до 8000—10 000 м, на которых уровень продольных перегрузок довольно высок, влияние волнового кризиса не сильно отражается на характеристиках разгона. На высотах более указанных характеристики разгона значительно хуже. Наиболее целесообразно проходить этот диапазон скоростей на высотах 7000—8000 м.

4. Наличие подвесного бака ухудшает характеристики разгона. Поэтому при необходимости разгон с ним целесообразно осуществлять на несколько меньшей высоте по сравнению с разгоном без подвесок.

6.3.2. Торможение

Торможением называется маневр самолета с уменьшением скорости. Оно подразделяется на прямолинейное или криволинейное, горизонтальное или в наклонной плоскости. Среди маневров с уменьшением скорости наиболее широко распространенным является торможение в горизонтальном прямолинейном полете.

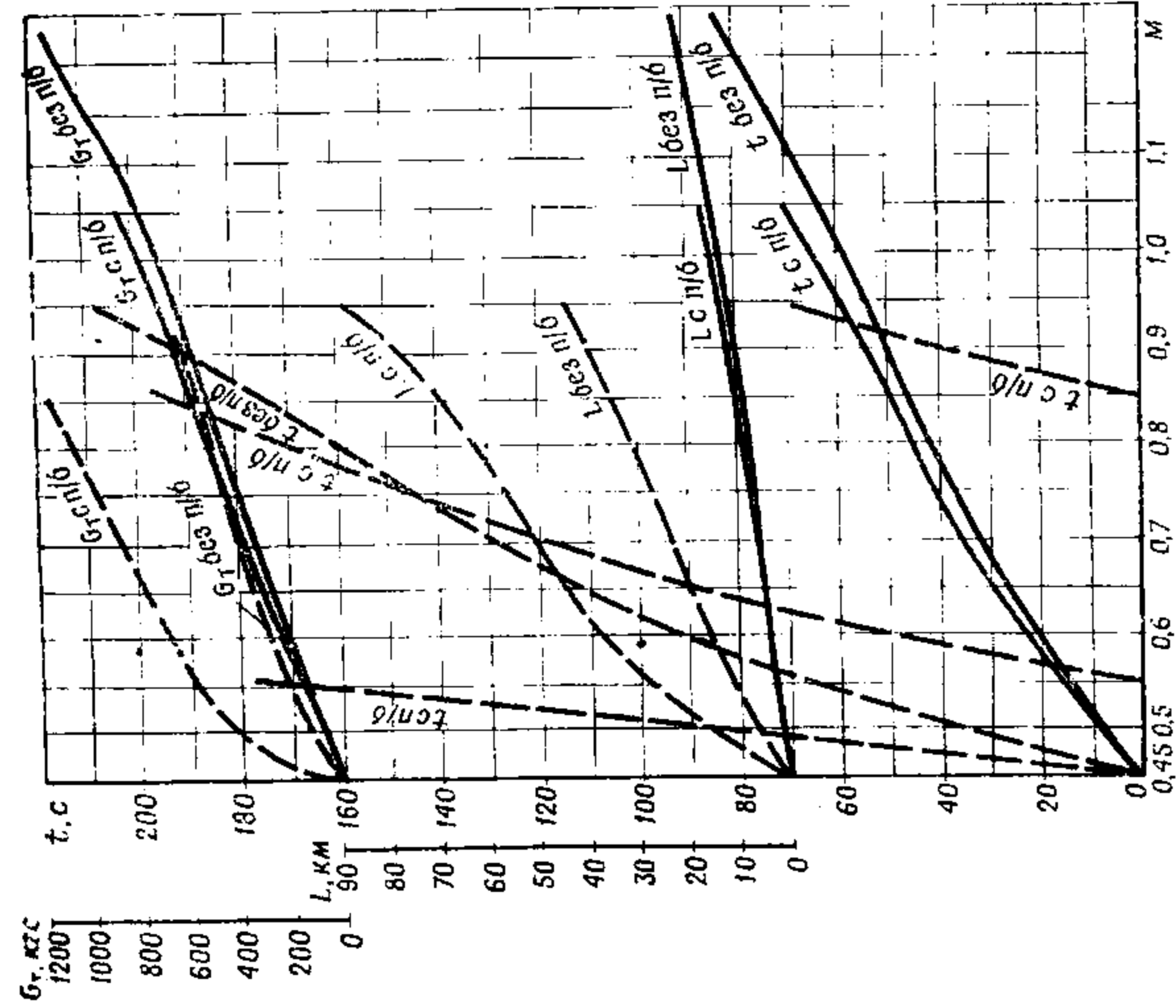


Рис. 6.14. Характеристики горизонтальных разгонов на $H = 5000$ м самолета без п/б $G = 33$ тс и с п/б $G = 38$ тс

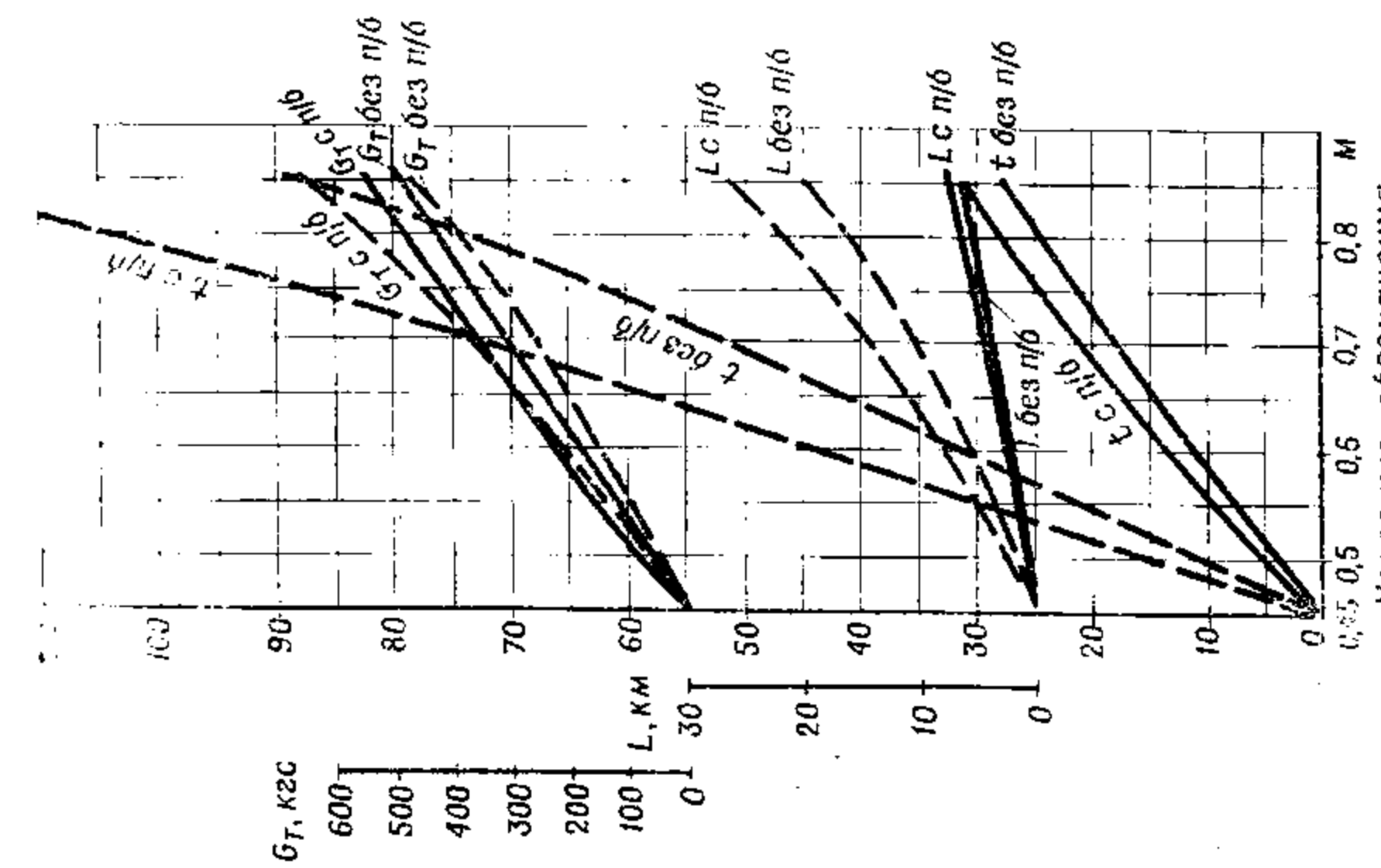


Рис. 6.13. Характеристика горизонтальных разгонов на $H = 1000$ м самолета без п/б $G = 34$ тс и с п/б $G = 39$ тс

— Полный форсаж — Максимальное обозначение

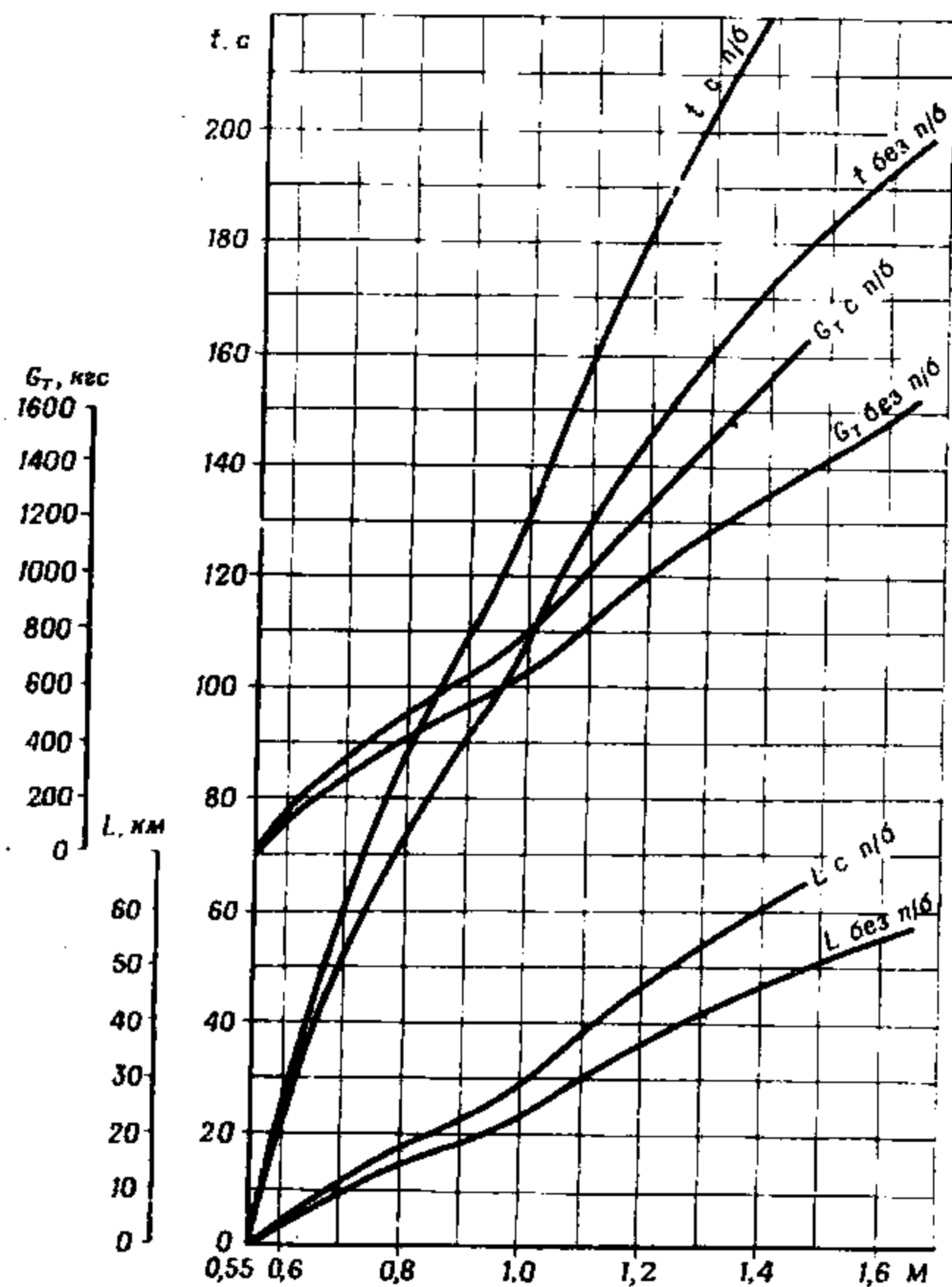


Рис. 6.15. Характеристики горизонтальных разгонов на $H=10\,000$ м на полном форсаже самолета без п/б $G=31$ тс и с п/б $G=36$ тс

Торможение самолета происходит в том случае, когда продольное ускорение j_x является отрицательным

$$j_x = \frac{g(P - Q - G \sin \theta)}{G} = g(n_x - \sin \theta).$$

Продольное ускорение является отрицательным в том случае, когда составляющие сил по продольной оси ($P - G \sin \theta$) меньше лобового сопротивления Q . Наибольшее значение отрицательного ускорения и перегрузки n_x соответствует наименьшему значению тяги двигателей и наибольшему значению лобового сопротивления. Поэтому наиболее быстрое уменьшение скорости происходит при дросселировании двигателей до малого газа и повышении лобового сопротивления за счет изменения конфигурации самолета (вы-

пуска тормозных щитков), а также за счет увеличения нормальной перегрузки (выполнения криволинейного маневра).

На самолете МиГ-25РБ, выполняющем полеты в стратосфере с большими сверхзвуковыми скоростями, горизонтальное торможение на больших, средних и малых высотах применяется сравнительно редко. Вследствие того, что эксплуатационный диапазон скоростей на этих высотах невелик, маневр выполняется быстро. На рис. 6.16 приведены характеристики горизонтального торможения самолета с убранными тормозными щитками без подвесок весом 23 000 кгс на высоте 12 000 м при работе двигателей на режиме малого газа. Как видно из графика, торможение от числа $M=1,0$ до эволютивной скорости $V_{пр} = 400$ км/ч ($M=0,7$) осуществляется за 50 с. При этом самолет проходит путь около 10 км, израсходовав 20 кг горючего.

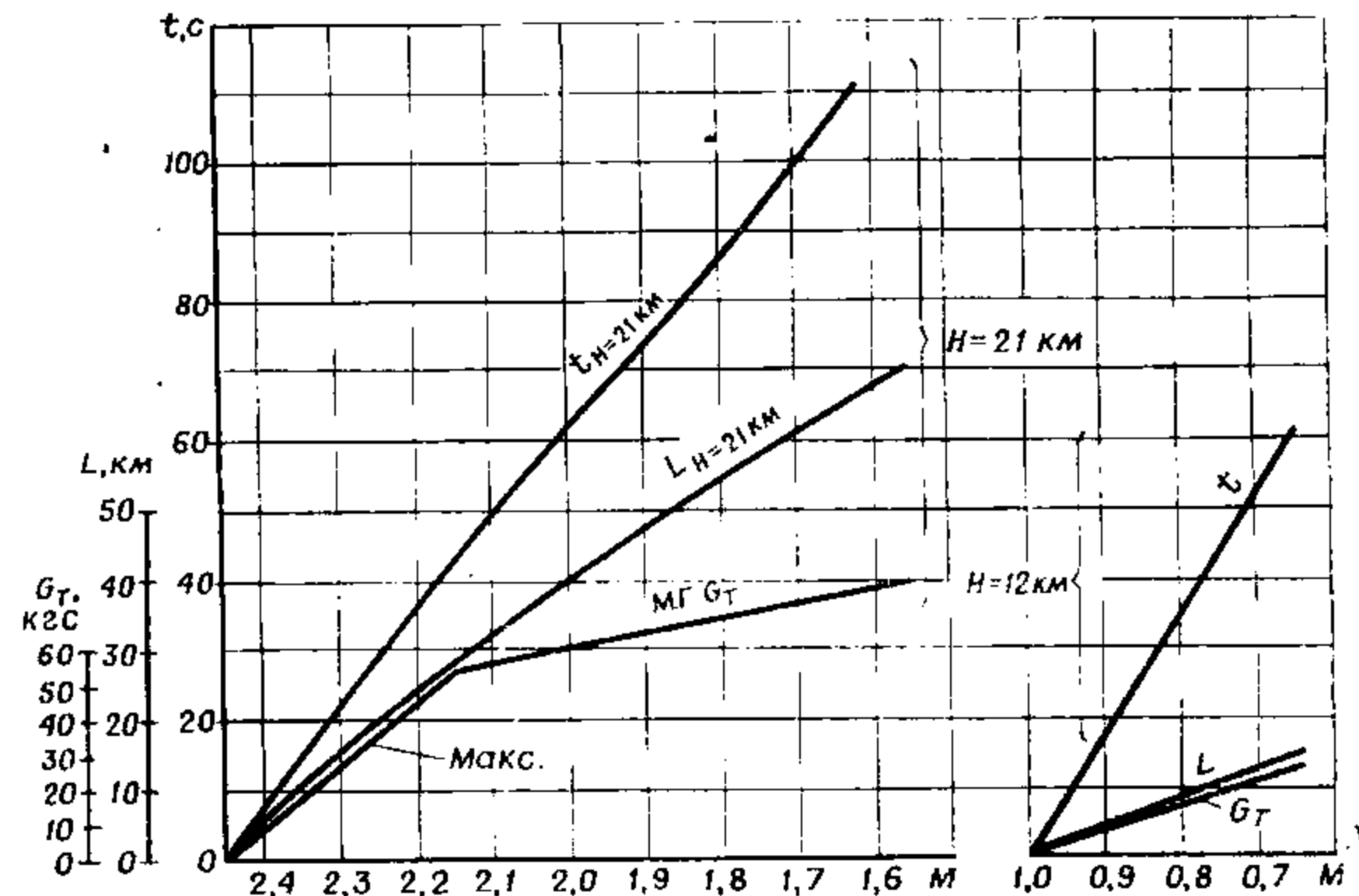


Рис. 6.16. Характеристики горизонтального торможения самолета без подвесок ($G=23$ тс)

Гораздо чаще самолет выполняет торможение на этих высотах со снижением при выдерживании постоянной приборной скорости. Такое торможение более длительное. Так, торможение со снижением на $V_{пр} = 550$ км/ч от числа $M=0,95$ на высоте 12 000 м до числа $M=0,5$ на высоте 2000 м происходит за 7,5 мин и при этом самолет проходит путь около 120 км, израсходовав 450 кг топлива (см. § 4.5).

6.3.3. Виращ

Виращ — криволинейный маневр самолета в горизонтальной плоскости с постоянным или переменным радиусом кривизны, при котором самолет разворачивается на 360° .

Часть виража называется разворотом.

Вираж с креном до 45° называется мелким, а с креном более 45° — глубоким. Вираж, при выполнении которого крен и скорость сохраняются постоянными, называется установившимся. Если установившийся вираж выполняется координированно (без скольжения), он называется правильным. Вираж, выполняемый с максимальным креном и перегрузкой, равными предельному значению по тяге, с постоянной заданной скоростью, называется предельным по тяге. Вираж, выполняемый с креном и перегрузкой, превышающими предельную по тяге, с уменьшением скорости, называется форсированным.

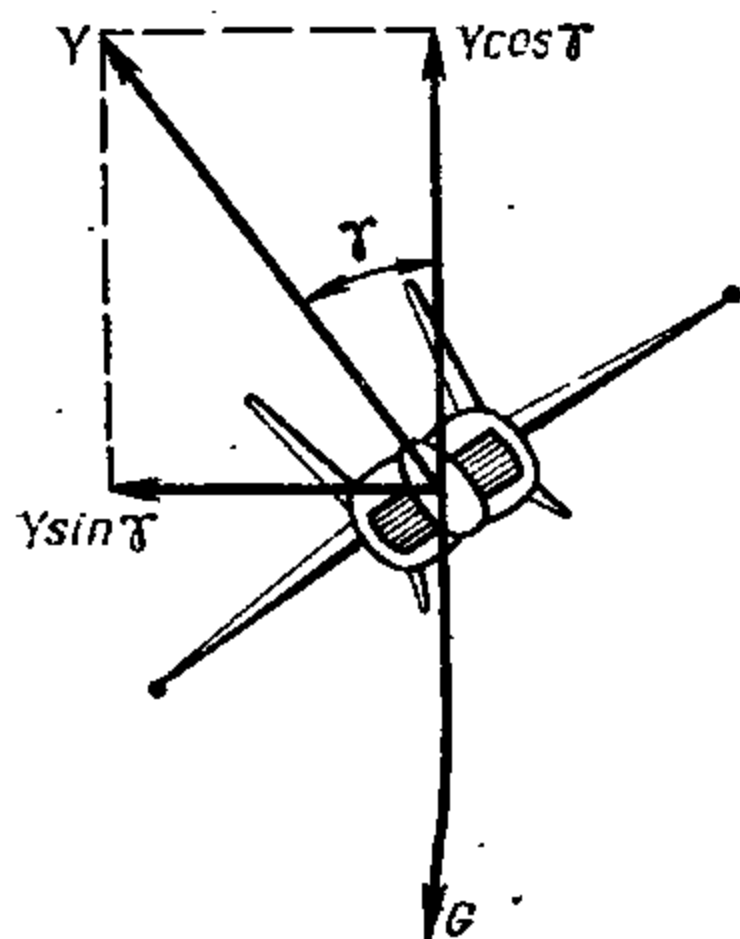


Рис. 6.17. Схема сил, действующих на самолет при выполнении виража

Искривление траектории движения самолета в горизонтальной плоскости происходит за счет создания крена и действия на самолет неуравновешенной силы $Y \sin \gamma$ (рис. 6.17). Постоянство высоты обеспечивается равенством вертикальной составляющей подъемной силы $Y \cos \gamma$ и веса G . Поэтому для сохранения постоянной высоты по мере накрепления самолета одновременно приходится увеличивать подъемную силу, поддерживая равенство $Y \cos \gamma = G$. Следовательно, при выполнении правильного виража заданному крену соответствует вполне определенная нормальная перегрузка $n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$. Характерно, что по мере увеличения крена от нуля до 90° перегрузка прогрессивно возрастает от 1,0 до бесконечности. Из этого следует, что вираж с креном, близким к 90° , выполнить можно только с наличием скольжения.

Так как на самолете МиГ-25РБ на малых, средних и больших высотах выполнение форсированного виража на форсажных режимах работы двигателей невозможно вследствие разгона самолета, то далее речь пойдет только о правильном вираже.

Правильный вираж во многом определяет возможность горизонтального маневра с постоянной скоростью. Условием постоян-

ства скорости на вираже является равенство силы тяги лобовому сопротивлению ($P = Q$). Таким образом, увеличивая крен соответственно возрастанию индуктивного сопротивления, летчик увеличивает и тягу увеличением оборотов двигателей или включением форсажа.

Основными характеристиками виража являются радиус ($r_{вир}$), время ($t_{вир}$) и расход топлива ($G_{т.вир}$), величины, которые выражаются соотношениями:

$$r_{вир} = \frac{V^2}{9,81 \sqrt{n_y^2 - 1}} = \frac{V^2}{9,81 \operatorname{tg} \gamma};$$

$$t_{вир} = \frac{0,64V}{\sqrt{n_y^2 - 1}} = \frac{0,64V}{\operatorname{tg} \gamma};$$

$$G_{т.вир} = Q_c t_{вир},$$

где V — истинная скорость полета в м/с;
 n_y — нормальная перегрузка на вираже;
 Q_c — секундный расход топлива, кг/с.

Как видно из формул, минимальный радиус и время виража с заданной постоянной скоростью достигаются при выполнении его с возможно большей перегрузкой. Ею является предельная перегрузка по тяге. На высотах менее 15000 м предельная перегрузка по тяге на форсажных режимах работы двигателей превышает минимально допустимые перегрузки по прочности и по углу атаки. Поэтому выполнение предельных правильных виражей на малых, средних и больших высотах возможно только на максимальном режиме работы двигателей без форсажа.

Рассмотрим характеристики предельного правильного виража на высотах до 10000 м на максимальном режиме работы двигателей. Наивыгоднейшая скорость при выполнении установившихся виражей и разворотов у земли с минимальным радиусом соответствует числам $M = 0,45 \div 0,6$ (рис. 6.18). Это соответствует приборным скоростям 550—700 км/ч. Хотя крен на вираже в этом диапазоне скоростей изменяется и значительно (от 45° на $V_{вир} = 550$ км/ч до 65° на $V_{вир} = 700$ км/ч), радиус составляет 1550—1700 м. Для получения минимального времени виража, а следовательно, максимальной угловой скорости вираж необходимо выполнять на несколько большей скорости в диапазоне чисел $M = 0,5 \div 0,7$ ($V_{вир} = 600 \div 800$ км/ч). При этом минимальное время виража составляет 55 с. На средних высотах ($H = 5000$ м) наиболее целесообразно выполнять вираж с минимальным радиусом в диапазоне чисел $M = 0,7 \div 0,8$ ($V_{вир} = 600 \div 700$ км/ч) с креном 30 — 60° в зависимости от скорости. Минимальный радиус при этом во всем диапазоне указанных скоростей одинаков и составляет около 4000 м. Мини-

малое время виража на этой высоте имеет место на числе $M = 0,8 \div 0,85$ ($V_{пр} = 700 \div 750$ км/ч) и составляет 95 с.

В учебных целях с учетом получения приемлемых радиусов и времени виражей на высотах 2000—6000 м их целесообразно выполнять на бесфорсажных режимах на приборных скоростях 550—650 км/ч:

- днем в простых метеоусловиях с креном до 60° ;
- днем в сложных метеоусловиях и ночью с креном до 45° .

При этом следует иметь в виду, что при выполнении виражей с креном 60° на $H \geq 3000$ м при $V_{пр} \leq 600$ км/ч для выдерживания

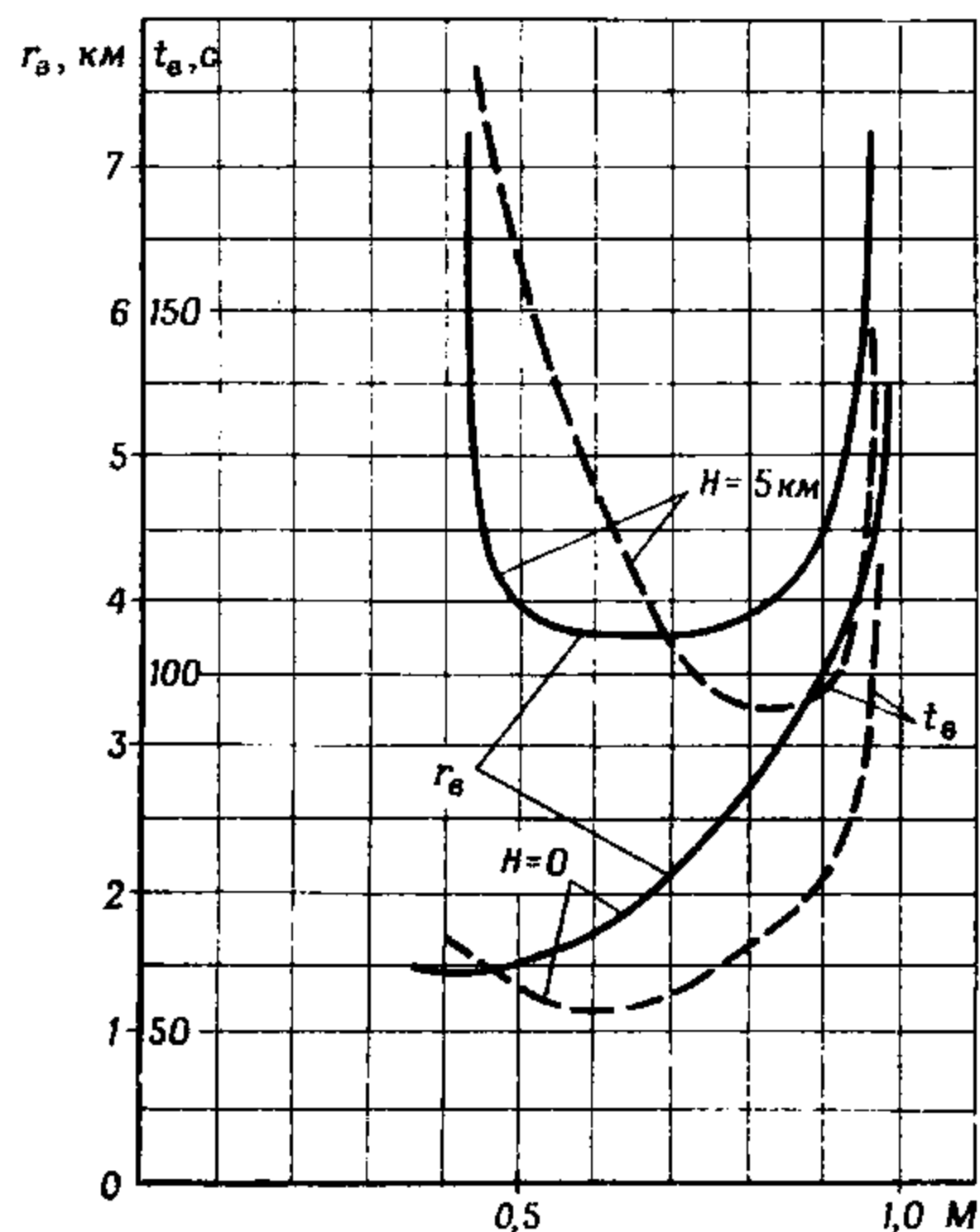


Рис. 6.18. Характеристики предельного правильно-го виража на $H=0$ и $H=5$ км самолета без подлесок $G=34,7$ и 33 те соответственно (1 максимал)

указанных скоростей постоянными тяги двигателей, работающих на максимальном режиме, не хватает. Поэтому виражи с креном 60° на высотах более 3000 м целесообразно выполнять на скорости 650—700 км/ч по прибору, которая в этом случае выдерживается постоянной.

6.3.4. Спираль

На самолете МиГ-25РБ спираль на средних и больших высотах выполняется в целях отработки техники пилотирования.

Спиралью называют фигуру пилотажа, при выполнении которой самолет движется на эксплуатационных углах атаки по спиральной траектории с набором высоты (восходящая спираль) или со снижением (нисходящая спираль). Спираль с креном до 45° называется мелкой, а с креном более 45° — глубокой. Она представляет собой пространственный маневр. Ее траектория не лежит в какой-либо одной плоскости, а представляет собой винтовую линию,

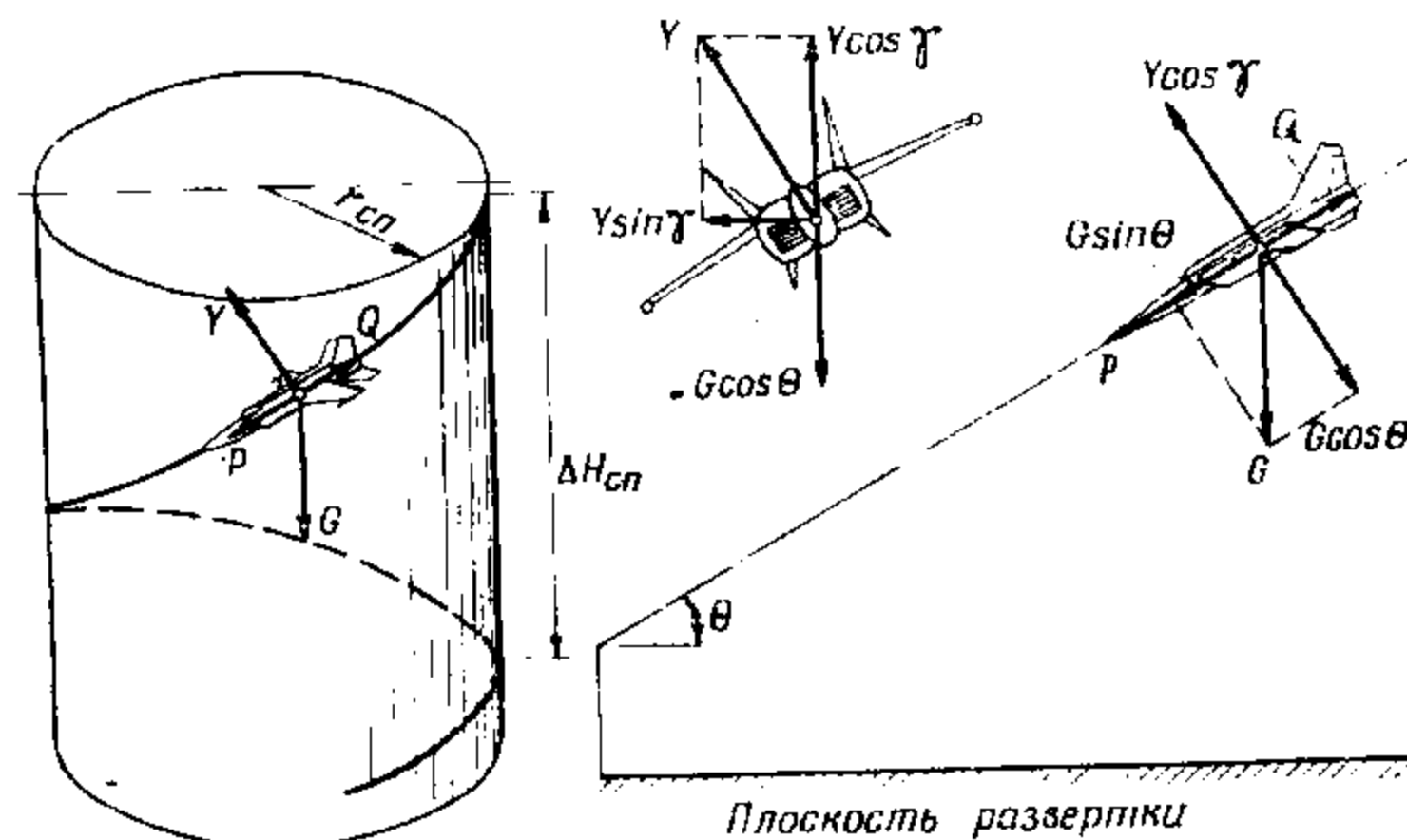


Рис. 6.19. Траектория спирали и схема сил, действующих на самолет при ее выполнении

расположенную на цилиндрической поверхности с вертикальной осью (рис. 6.19). В зависимости от величины и характера изменения угла наклона траектории в вертикальной плоскости, крена, скорости и высоты полета меняются форма траектории в пространстве и ее геометрические параметры. Спираль называют установившейся, если скорость и крен в процессе ее выполнения остаются постоянными. Установившуюся спираль называют правильной, если она выполняется без скольжения. Если скорость и крен в процессе выполнения спирали будут выдерживаться постоянными, то при постоянном заданном режиме работы двигателя будет меняться угол наклона траектории.

Можно считать, что центр тяжести самолета, движущегося по спиральной траектории, совершает одновременно два движения: по окружности со скоростью V_x и в наклонной плоскости с вертикальной скоростью V_y . В зависимости от угла наклона траектории изменяются горизонтальная и вертикальная составляющие скорости. При небольших углах наклона траектории V_x остается близкой к скорости полета по траектории. По мере дальнейшего увеличения угла наклона траектории V_y растет, а V_x уменьшается. При

больших углах наклона траектории горизонтальная составляющая скорости становится малой, а вертикальная — близкой к скорости по траектории. С увеличением угла наклона траектории уменьшается радиус разворота в горизонтальной плоскости и увеличивается шаг спирали.

При выполнении спирали без скольжения на самолет действуют те же силы, что и при любом другом координированном пространственном маневре: подъемная сила Y , лобовое сопротивление Q , сила тяги P и сила веса G . Искривление траектории в горизонтальной плоскости происходит за счет действия неуравновешенной горизонтальной составляющей подъемной силы при наличии крена $Y \sin \gamma$ (рис. 6.19). Чем больше крен, тем интенсивнее происходит разворот (меньше радиус и время разворота на заданный угол). Постоянство угла наклона траектории достигается поддержанием равенства $Y \cos \gamma = G \cos \theta$. Характер изменения скорости определяют силы P , Q и $G \sin \theta$. Сохранение скорости на спирали постоянной требует согласования угла наклона траектории и перегрузки с режимом работы двигателей таким образом, чтобы выполнялось равенство

$$P - G \sin \theta = Q_0 + Q_{инд. г.} + n_y^2.$$

Для координированного выполнения спирали обязательно согласование крена и угла наклона траектории с величиной нормальной перегрузки. Связь между ними выражается соотношением

$$n_y = \frac{\cos \theta}{\cos \gamma}.$$

Из формулы видно, что при равных угле наклона траектории θ и крена γ потребная перегрузка $n_y = 1,0$. Увеличение угла наклона траектории по сравнению с величиной крена требует выдерживания положительной перегрузки меньше 1,0. Уменьшение угла наклона траектории по сравнению с креном требует перегрузки больше 1,0. Величина перегрузки, необходимой для координированного выполнения спирали в зависимости от θ и γ , показана на графике рис. 6.20. Из графика можно сделать вывод, что маневр нисходящей и восходящей спиралей с заданными постоянными значениями углов θ и γ не требует больших перегрузок. Даже при малых углах подъема ($\theta = 20 \div 30^\circ$) и больших кренах ($\gamma = 60 \div 70^\circ$) потребная перегрузка не превышает 2,0—2,5.

Однако при вводе в восходящую спираль или выводе из нисходящей спирали в зависимости от последовательности действий рулями летчиком может потребоваться создание больших перегрузок, а в некоторых случаях при ошибочных действиях летчика создание даже максимально допустимой перегрузки по прочности может не привести к желаемому вводу в восходящую спираль или выводу из нисходящей спирали. Рассмотрим вывод из нисходящей спирали. На рис. 6.21 приведены различные сочетания углов крена γ и углов наклона траектории θ спиралей, выполняемых на высоте 3000 м при приборной скорости 550 км/ч. Из рисунка следует, что

если вывод из спиралей с γ и θ области 1 рисунка возможен даже одним взятием ручки управления на себя (и при этом перегрузка в любом случае будет меньше 2,3), то вывод из спиралей с γ и θ области 2 рисунка возможен уже только после устранения крена, то есть после вывода самолета в область 1 рисунка. Особенно строго нужно выдерживать последовательность действий рулями на

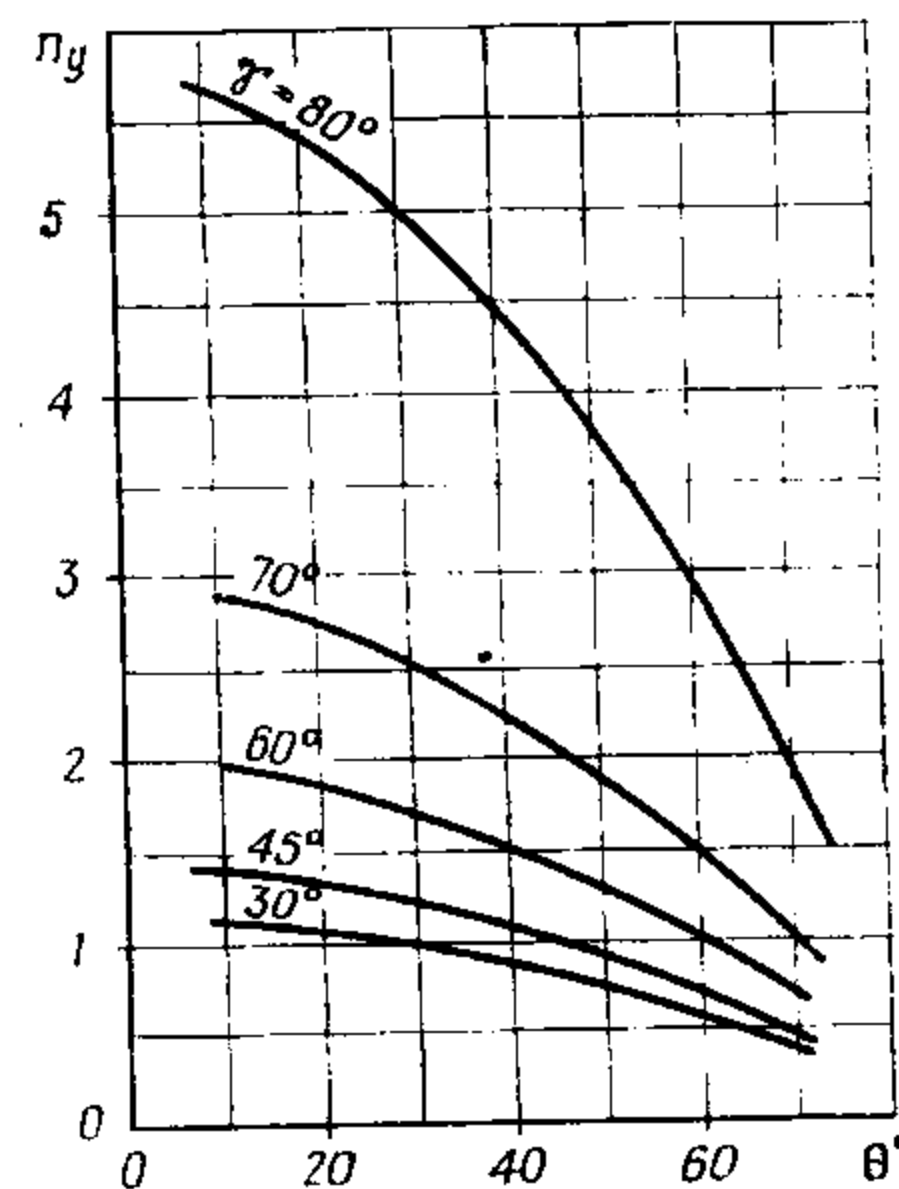


Рис. 6.20. Перегрузка при выполнении координированной спирали в зависимости от углов наклона траектории θ и крена γ

выводе из глубоких спиралей, соответствующих области 3 рисунка, если летчик непреднамеренно попал в нее (инструкцией летчику крен при выполнении нисходящей спирали установлен 30°). При неправильных действиях летчика велика вероятность вывода самолета на сваливание. Чтобы обеспечить вывод из спиралей области 3 рисунка с перегрузкой не более начала аэродинамической тряски (на $H = 3000$ м и $V_{пр} = 550$ км/ч она равна 2,3), необходимо вывод осуществлять в такой последовательности:

- 1) уменьшить перегрузку до исчезновения аэродинамической тряски;
- 2) устранить крен;
- 3) выводить самолет из угла снижения с перегрузкой не более

$n_{кр}$.
Учитывая это, вывод из любой нисходящей спирали целесообразно всегда выполнять последовательно с предварительным выведением из крена.

Устранение снижения на вираже, особенно с креном 60° , необходимо начинать не с дополнительного взятия ручки управления на себя, а уменьшением крена с последующим отклонением ручки на себя.

Ввод в восходящую спираль также необходимо осуществлять последовательно: создать угол наклона траектории, а затем создать крен.

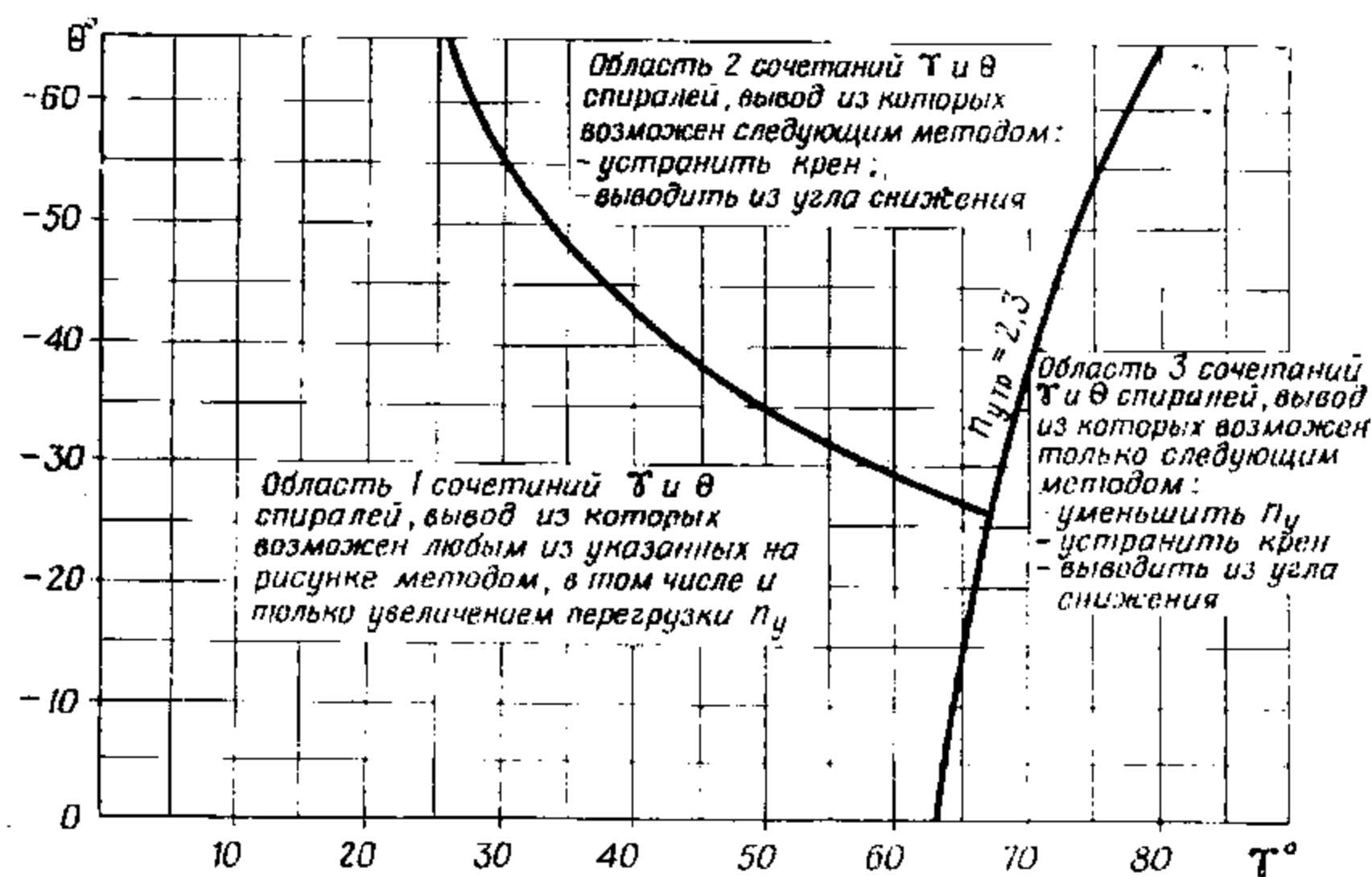


Рис. 6.21. Сочетания углов крена и тангажа спиралей, вывод из которых возможен различными методами ($H=3000$ м; $V_{пр}=550$ км/ч)

На самолете МиГ-25РБ восходящая спираль выполняется на $V_{пр} = 600$ км/ч и более, с креном не более 45° на максимальном или форсажном режимах работы двигателей. Наивыгоднейшая скорость нисходящей спирали с убраным шасси соответствует $V_{пр} = 500 \div 550$ км/ч, а с выпущенным шасси — $V_{пр} = 450 \div 500$ км/ч. Нисходящая спираль выполняется с креном 30° при работе двигателей на режиме «Малый газ». Перед вводом в спираль устанавливается угол набора высоты или снижения в соответствии с заданной скоростью, а затем координированными движениями ручки управления и педалей создается заданный крен. Уменьшение или увеличение скорости на спирали выполняется соответствующим изменением угла тангажа.

6.3.5. Горка

Горкой называют фигуру пилотажа, при выполнении которой самолет набирает высоту с постоянным заданным углом наклона траектории. Угол наклона траектории горки — угол, заключенный между траекторией прямолинейного участка и горизонтальной плоскостью (рис. 6.22).

Горка с углом наклона траектории до 30° называется пологой, а с углом более 30° — крутой. Горка представляет собой восходящий маневр самолета в вертикальной плоскости с углом наклона, превышающим максимальный угол установившегося подъема при заданном режиме работы двигателей. От начала ввода до конца вывода траектория горки в вертикальной плоскости имеет S-образную форму.

При боевом маневрировании на средних и больших высотах горка может применяться для быстрого набора высоты в вертикальной плоскости. Высокая энерго- и тяговооруженность сверхзвуковых самолетов на полном форсаже в широком эксплуатационном диапазоне скоростей позволяет при вводе в маневр на $H = 1000$ м увеличить высоту на 9000 м. Предельным маневром горки принято считать маневр с уменьшением скорости от максимальной до эволютивной.

В целях достижения наибольшей высоты ввод в горку до заданного угла подъема должен производиться с постоянным увеличением перегрузки n_y до 2,0—3,0 и выдерживанием ее постоянной до достижения заданного угла подъема с последующим уменьшением этого угла и перегрузки (до величины менее 1,0). При этом прямолинейный участок отсутствует. Такой маневр оказывается растянутым по времени и в пространстве.

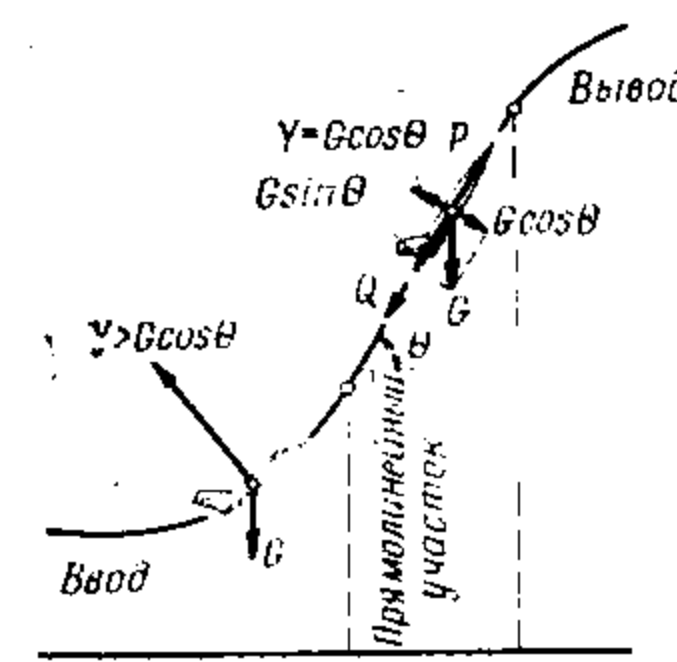


Рис. 6.22. Горка

Траектория и схема сил, действующих на самолет, показаны на рис. 6.22. Искривление траектории вверх на участке ввода происходит за счет превышения подъемной силы Y над составляющей веса $G \cos \theta$. Радиус кривизны на вводе без крена определяется формулой

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

Как видно из формулы, он тем меньше, чем меньше скорость и больше перегрузка маневра. При равных скоростях по прибору наибольшей реализуемой нормальной перегрузке на вводе соответствует наименьшее время ввода и изменение высоты на участке ввода, но потеря скорости при этом больше.

На участке прямолинейного подъема с заданным углом наклона без крена равновесие сил по нормали к траектории ($Y = G \cos \theta$) достигается выдерживанием перегрузки постоянной и равной $n_y = \cos \theta$. Большому углу наклона траектории соответствует меньшая перегрузка. В диапазоне углов наклона $30-60^\circ$ она соответственно равна $0,86-0,5$.

Вывод из горки с углами до 45° осуществляется с креном 60° уменьшением нормальной перегрузки до $n_y = +0,3 \div +0,4$. При этом вывод несколько растянут по времени и в пространстве, так как для искривления траектории в вертикальной плоскости используется небольшая неуравновешенная составляющая веса. Оценить длительность участка вывода можно на примере выполнения горки при испытаниях самолета МиГ-25РБ. При выполнении горки с углом 60° на самолете без подвесок весом $22,7 \div 23,5$ тс на полном форсаже с вводом на высоте 1000 м вывод с $n_{уср} = 0,3 \div 0,5$ начался сразу после достижения заданного угла горки на вводе и продолжался 40 с при общем времени выполнения горки 60 с (рис.

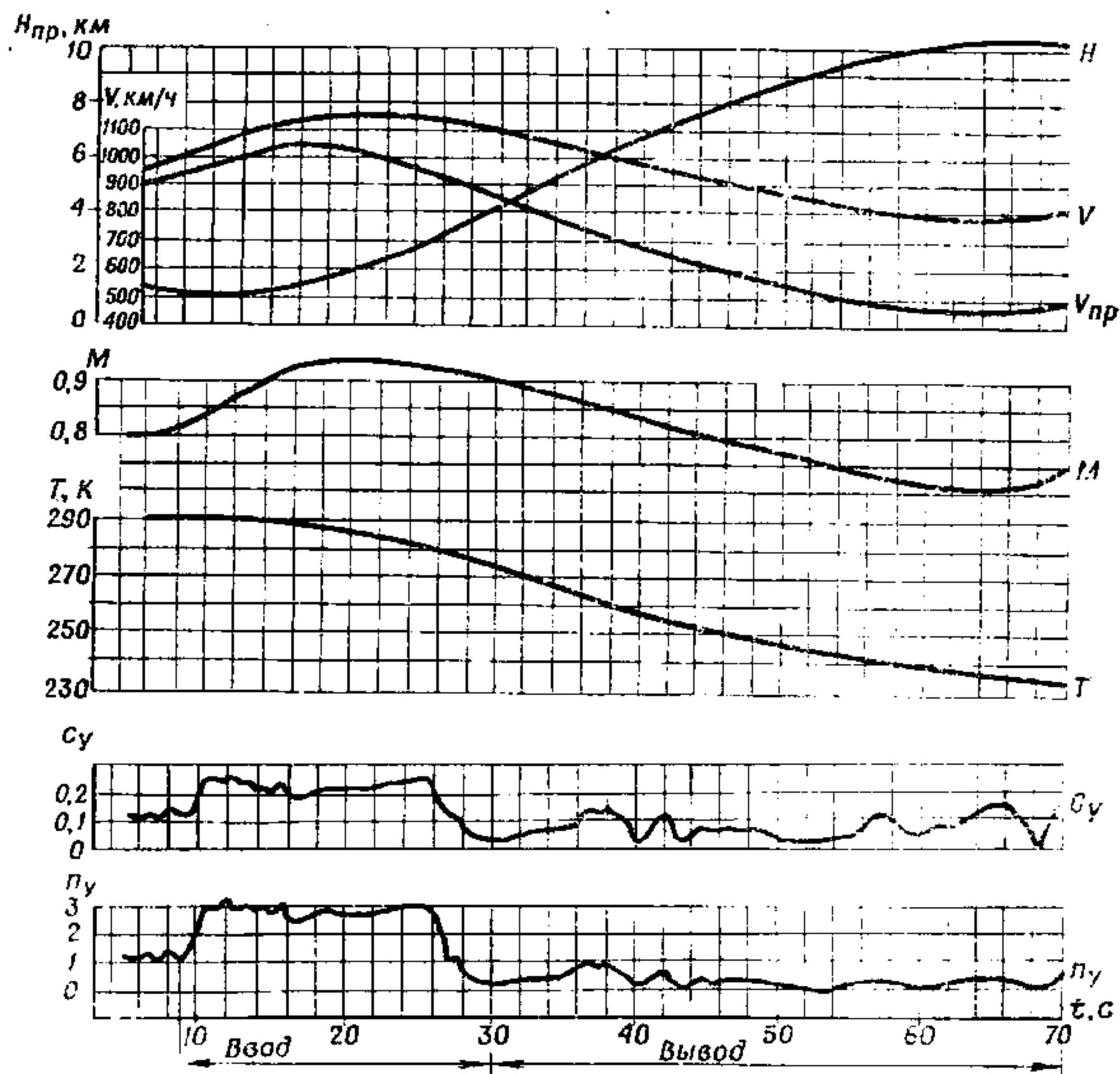


Рис. 6.23. Занесъ параметров полета при выполнении горки с $\theta = 60^\circ$ на самолете без подвесок ($G = 22,7-23,5$ тс; полный форсаж)

6.23). Вывод осуществлялся с креном, не превышающим 70° . Прямолинейный участок отсутствует. Ввод в горку осуществлялся на приборной скорости 950 км/ч. Перегрузка на вводе в горку $n_{увв} = 3,0$ создавалась за 3 с. Обращает на себя внимание факт, что приборная скорость на вводе в горку увеличивалась до $\theta = 20 \div 25^\circ$ и максимальная ее величина составила 1030 км/ч. Набор высоты за горку 9000 м. Выполнение горок с высот $500-3000$ м в стросвых частях предполагается (после выхода дополнения к КБП) с углами до 45° на форсажном режиме работы двигателей. При выполнении горок с углами более 45° установлена сложность вывода из нее. Ввод в горку осуществляется на приборной скорости $800-850$ км/ч с перегрузкой $n_{увв} = 3,0$, создаваемой за $3-5$ с. Увеличение числа M до $1,0$ недопустимо. Вывод из горки необходимо начинать при уменьшении скорости до 750 км/ч по прибору или при достижении заданной высоты. В процессе вывода крен выдерживается равным 60° и перегрузка $+0,3 \div +0,4$. При достижении $\theta = 10 \div 15^\circ$ на скорости не менее 600 км/ч по прибору после вывода из крена необходимо выключить форсаж.

6.3.6. Пикирование

Пикированием называют фигуру пилотажа, при выполнении которой самолет снижается с постоянным заданным углом наклона траектории.

Угол пикирования (θ) есть угол, заключенный между траекторией прямолинейного участка и горизонтальной плоскостью. Пикирование с углом наклона траектории до 30° называется пологим, с углом более 30° — крутым, а с углом, близким к 90° , — отвесным. Пикирование как маневр, кроме прямолинейного участка, обязательно имеет участки ввода и вывода (рис. 6.24). Траектория пикирования имеет S-образную форму и по профилю в вертикальной плоскости сходна с горкой.

Силы, действующие на самолет при пикировании, и уравнения движения такие же, как и при выполнении горки. Поэтому методы расчета и анализа горки пригодны и для этого маневра.

Характеристики маневра пикирования существенно различаются в зависимости от условий его выполнения. Ввод в пикирование может выполняться маневром в наклонной или вертикальной плоскостях или пространственным маневром. Искривление траектории в процессе ввода в пикирование от $\theta = 0^\circ$ до заданного угла пикирования происходит за счет действия на самолет в вертикальной плоскости неуравновешенных сил по нормали к траектории $G \cos \theta > Y$ или $G \cos \theta > Y \cos \gamma$. Радиус кривизны траектории в вертикальной плоскости определяется уравнением

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

По характеру движения ввод в пикирование, как и вывод из горки, может выполняться либо прямо перед собой, тогда $\cos \gamma = 1$

($\gamma = 0$), либо разворотом, если необходимо в процессе ввода изменить направление полета. Ввод с разворотом происходит более энергично, чем с прямой. В обоих случаях искривление траектории на вводе происходит только за счет составляющей силы веса. Поэтому участок ввода несколько растянут по времени и в пространстве.

В процессе ввода в зависимости от условий и характера маневра меняется и величина сил, действующих на самолет по продольной оси. В соответствии с изменением разности сил тяги, состав-

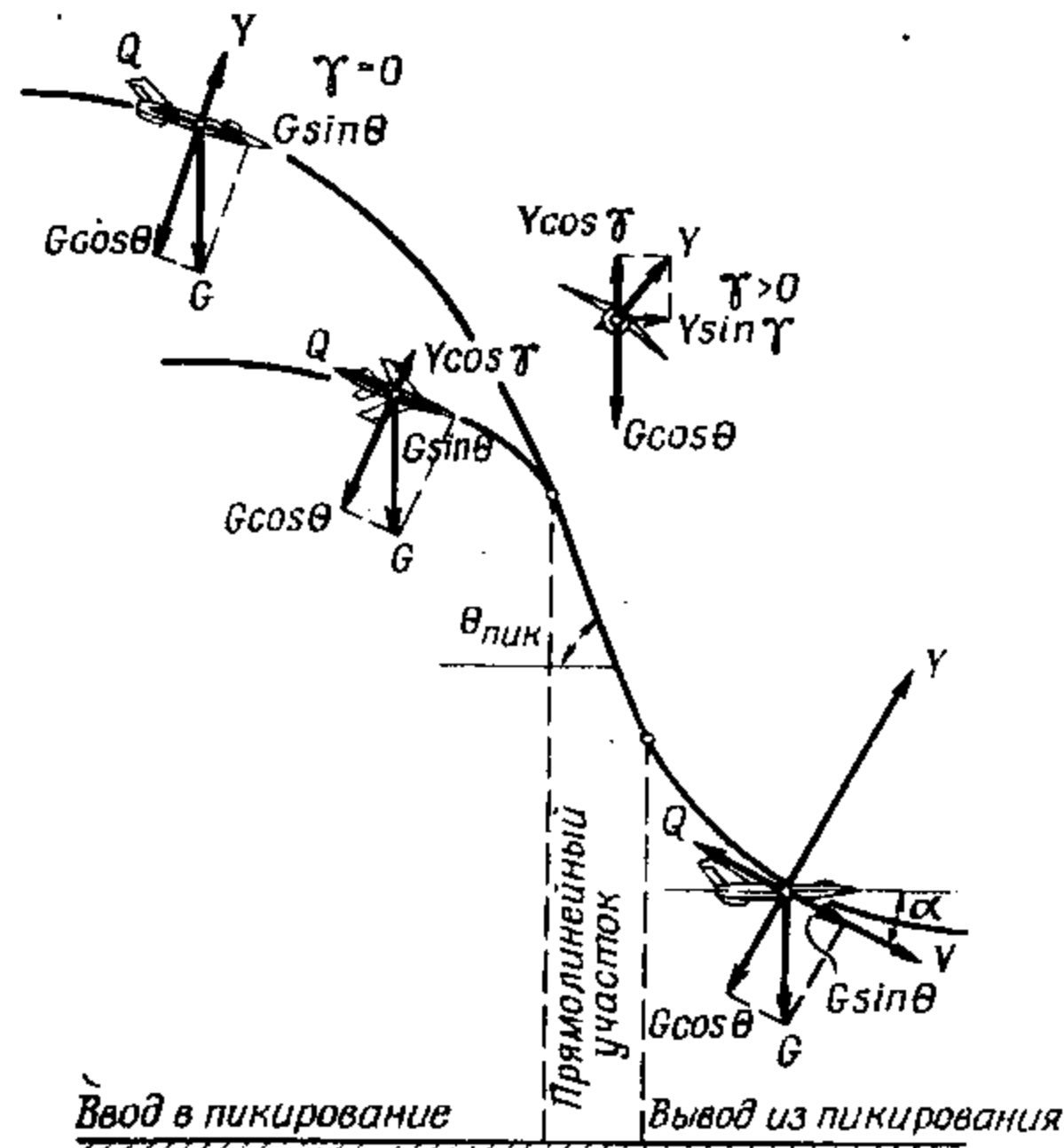


Рис. 6.24. Траектория пикирования и схема сил, действующих на самолет при его выполнении

ляющей веса $G \sin \theta$ и лобового сопротивления меняется продольное ускорение и характер изменения скорости на вводе. Так, при вводе в пикирование с малой положительной перегрузкой на малом газе при углах наклона траектории 30° и более скорость увеличивается. Чем больше тяга двигателей и меньше перегрузка n_y , тем интенсивнее разгон на участке ввода. Поэтому характер маневра при вводе и угол пикирования должны согласовываться с запасом скорости от скорости начала ввода до максимально допустимой и режимом работы двигателей, чтобы не допустить превышения скорости.

Прямолинейный участок пикирования в основном представляет собой неустановившееся (с разгоном) прямолинейное движение самолета по наклонной траектории с заданным постоянным углом

наклона. Это достигается равновесием сил по нормали к траектории $Y = G \cos \theta$ за счет выдерживания перегрузки $n_y = \cos \theta$. С увеличением угла наклона траектории на прямолинейном участке пикирования перегрузка уменьшается от $n_y = 1,0$ при $\theta = 0^\circ$ до $n_y = 0$ при $\theta = 90^\circ$.

На прямолинейном участке пикирования с углами более 30° происходит разгон даже на режиме малого газа двигателей, так как сумма сил $(P + G \sin \theta)$ больше силы Q . С увеличением оборотов двигателей интенсивность разгона увеличивается. На максимальном режиме работы двигателей продольные ускорения разгона сравнительно велики. Это ставит вопрос о продолжительности прямолинейного пикирования даже при наличии большого запаса высоты в интересах сохранения скорости не более максимально допустимой.

Участок вывода представляет собой криволинейный маневр в вертикальной плоскости без крена, в процессе которого происходит уменьшение угла пикирования. В летной практике потеря высоты за вывод из пикирования представляет наибольший интерес, так как она определяет высоту начала вывода. Потеря высоты за вывод иногда определяет построение всего маневра, если он должен быть закончен на определенной высоте. Радиус кривизны траектории на выводе из пикирования, как и при любом маневре в вертикальной плоскости, выражается уравнением

$$r_y = \frac{V^2}{g(n_y - \cos \theta_{cp})},$$

где $\theta_{пик}$ — угол пикирования на прямолинейном участке;
 θ_{cp} — средний угол пикирования на участке вывода

$$\theta_{cp} = \frac{\theta_{пик}}{2}.$$

Из формулы видно, что чем меньше скорость и больше перегрузка, тем меньше радиус кривизны траектории, а следовательно, и меньше потеря высоты при выводе из пикирования с заданным углом наклона траектории.

В процессе вывода меняются величины угла пикирования θ , скорости V и перегрузки n_y . Поэтому потеря высоты за вывод из пикирования представляет собой интегральную величину. Ее можно определить численным интегрированием. При выводе из пикирования с малоизменяющейся скоростью оценку потери высоты за вывод можно осуществить, пользуясь формулой

$$\Delta H = r_y (1 - \cos \theta_{пик}).$$

На самолете МиГ-25РБ при летных испытаниях, результаты которых приводятся здесь только к сведению, проверена возможность выполнения пикирования с углами $30, 40$ и 45° с высот ввода соответственно $15, 10$ и 5 км при работе двигателей на режиме «Малый газ». Ввод в пикирование выполнялся с разворотом. Крен на развороте не увеличивался более 70° . Перегрузка n_y при этом

Характеристики пикирования самолета МиГ-25РБ без подвесок и без МБД при работе двигателей на режиме «Малый газ»

Угол пикирования, град.	Вес самолета, кг	Участок ввода						Прямой участок (ПУ)			Участок вывода						
		Метод ввода	Высота ввода, м	$V_{пр. вв}$, км/ч	$\Delta t_{вв}$, с	$\Delta H_{вв}$, м	$\Delta V_{п. вв}$, км/ч	$\Delta t_{п. вв}$, с	$\Delta H_{п. вв}$, м	$\Delta V_{п. вв}$, км/ч	$\Delta t_{выв}$, с	$\Delta H_{выв}$, м	$\Delta V_{п. вв}$, км/ч	$\Delta t_{п. вв}$, с	$\Delta H_{п. вв}$, м	$\Delta V_{п. вв}$, км/ч	$\Delta t_{п. вв}$, с
30	24394—	$\gamma \leq 70^\circ$ $n_y = 0,2$	15 000	500	24	2000	+180	9	1600	+140	14	1500	-70	2,7	9500	II	II
	24347																
40	24325—	$\gamma \leq 70^\circ$ $n_y = 0,3$	10 000	500	22	1500	+200	6	1300	+100	17	1700	-10	3,0	5500	II	II
	24272																
45	23957—	$\gamma \leq 70^\circ$ $n_y = 0,3$	5000	500	23	1700	+200	0	0	0	14	1600	+10	3,0	1700	II	II
	23901																

выдерживалась в пределах $n_y = 0,2—0,3$. На основании результатов испытаний составлена табл. 6.2. Из таблицы следует, что участок ввода в пикирование по времени очень растянут. Ввод в пикирование происходит с увеличением приборной скорости. Прямой линейный участок либо отсутствует, либо он непродолжителен. Вывод из пикирования осуществляется с сравнительно мало меняющейся приборной скоростью. Как видно, скорость меняется в основном на участке ввода и прямолинейном участке.

Выполнение пикирования со средних высот в строевых частях предполагается (после выхода дополнения к КБП РА-75) с углом до 30° при работе двигателей на малом газе с выпущенными тормозными щитками с вводом на $V_{пр. вв} = 550$ км/ч. Ввод в пикирование осуществляется с креном 60° и $n_{y_{вв}} = +0,3 \div +0,4$. Вывод начинается на $V_{пр. вв} = 800 \div 850$ км/ч или на заданной высоте с $n_{y_{выв}} = 2,5 \div 3,0$, создаваемой за 3—5 с. Закончен вывод из пикирования должен быть на высоте не менее 1000 м при приборной скорости не более 900 км/ч.

§ 6.4. МАНЕВРЕННЫЕ И ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА В СТРАТОСФЕРЕ НА БОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Особенности выполнения маневров в стратосфере на больших сверхзвуковых скоростях вытекают из рассмотренных выше летно-технических характеристик, характеристик силовой установки и устойчивости и управляемости.

В главе 4 рассматривались энергетические особенности самолета при полете в стратосфере на больших сверхзвуковых скоростях.

На указанных режимах полета самолет обладает большим запасом кинетической энергии. Используя его, можно эффективнее выполнить маневр с набором высоты в стратосфере. Однако в этом случае летчику сложнее вывести самолет из режима набора высоты на заданную высоту горизонтального полета.

Как уже отмечалось, для выхода на заданную высоту необходимо заблаговременно (за 1500—2000 м) дросселировать двигатели. Позднее их дросселирование на заданной высоте или близкой к ней приводит к забросу с последующей раскачкой по высоте. После выхода на заданную высоту несколько труднее выдерживать ее и число M полета постоянными из-за неустойчивого равновесия сил тяги и лобового сопротивления (см. § 4.2.4). Наряду с особенностями набора высоты и горизонтального установившегося полета имеются особенности в выполнении маневров. Рассмотрим их.

6.4.1. Разгон и торможение

Разгон самолета на высотах 17—20 км и числах $M > 2,0$ практически до максимально допустимого числа M характеризуется нарастающей интенсивностью.

Как видно из рис. 6.25, время разгона на высоте 17 км от числа $M = 1,7$ до числа $M = 2,0$ составляет 75 с, в то время как от числа $M = 2,0$ до числа $M = 2,3$ — 40 с. Поэтому допущенное снижение самолета вблизи максимально допустимого числа M может привести к выходу за ограничения числа M . Этот вопрос важен и потому, что при разгоне самолета внимание летчика должно быть уделено и выдерживанию бокового равновесия, контролю за работой силовой установки и другим параметрам полета. Выше было рассмотрено, что при разгоне и торможении самолета могут изменяться поперечная и путевая балансировки. Появление даже небольшого угла скольжения вызывает значительные угловые скорости и углы крена, требующие вмешательства рулями управления. Для устранения нежелательных кренений и колебаний по крену полет на больших числах M следует выполнять без скольжения, не допуская ухода шарика указателя скольжения от нейтральной активной отметки рулями направления. При полете на числах M более 1,5 следует следить за перемещением при разгоне подвижных ступеней клиньев. Если они не перемещаются, прек-

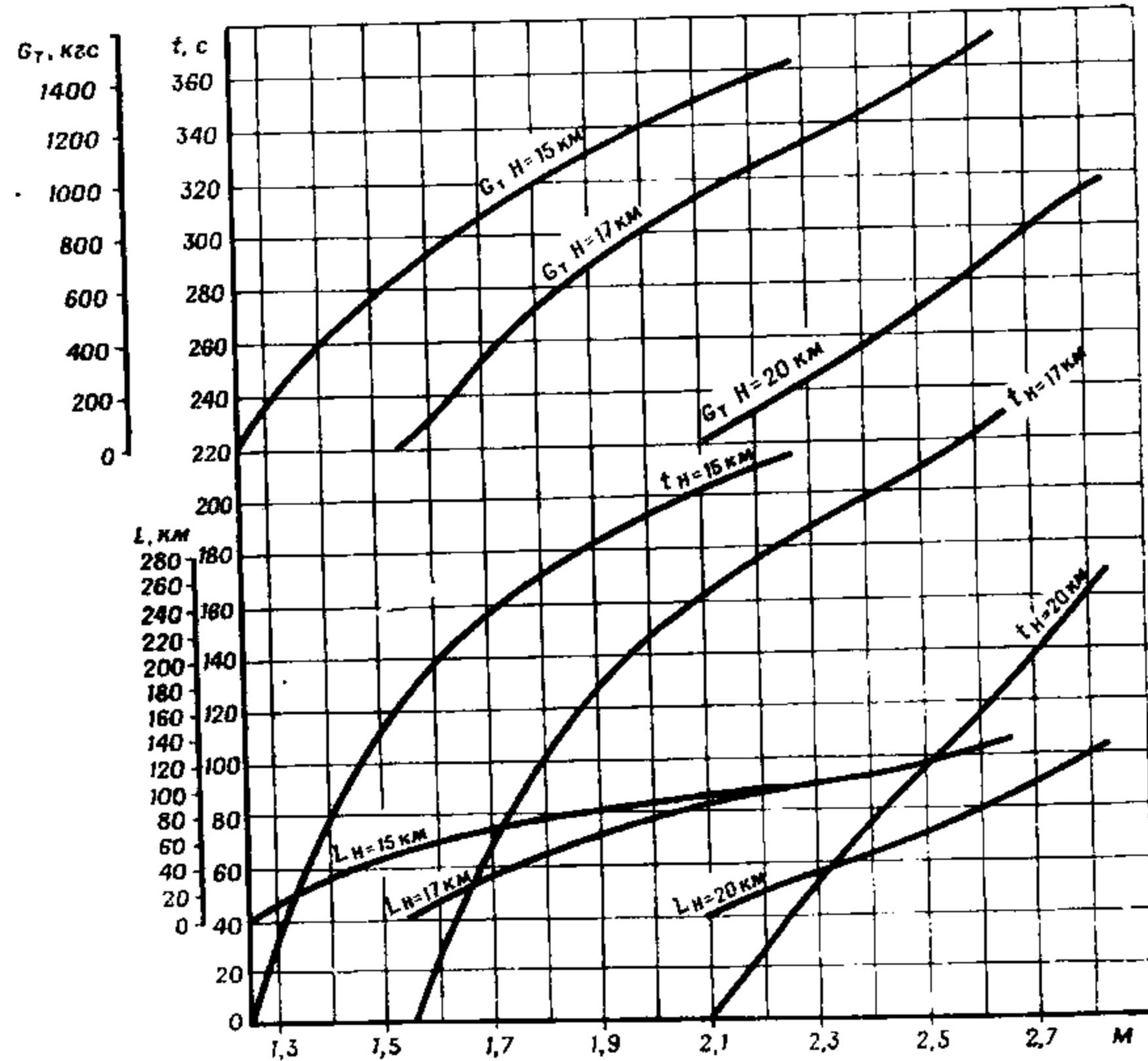


Рис. 6.25. Характеристики горизонтальных разгонов на высотах 15, 17 и 20 км на П. Ф самолета без подвесок весом 30, 29 и 28 тс соответственно

ращать разгон. При достижении числа $M = 2,5$ или при возникновении «пелены» на числах $M > 2,3$ подвижные створки воздухозаборников перевести в III положение.

На характеристики сверхзвукового разгона очень сильно влияет температура наружного воздуха и тем сильнее, чем больше высота. Это связано с тем, что при малых избытках тяги двигателей даже небольшое отклонение температуры воздуха от стандартной сильно сказывается на характеристиках разгона. Если на малых высотах уменьшение тяги двигателей на 10% (в результате увеличения температуры на 15%) приводит к увеличению времени, пути и расхода топлива на 14—15%, то на высоте 20 000 м — на 25% и более в зависимости от скорости. Характеристики разгона самолета без подвесок на высоте 20 000 м при оборотах двигателей 99% несколько хуже, чем при оборотах 100%. Разгон самолета весом 24 500 кгс от числа $M = 2,38$ до числа $M = 2,8$ происходит за 1 мин 50 с. При этом самолет проходит путь 100 км, израсходовав 1000 кг топлива.

Торможение самолета в стратосфере на сверхзвуковых скоростях до числа $M = 2,2$ выполняется за счет выключения форсажа на максимальном режиме работы двигателей, а на числах $M < 2,2$ — на малом газе до скорости максимальной дальности планирования $V_{пр} = 550 \div 650$ км/ч на постоянной высоте или с небольшим снижением. При дросселировании двигателей до II максимала на числах $M > 2,2$ необходимо следить за тем, чтобы не установить РУД ниже II максимала, так как это может привести к помпажу воздухозаборников. При торможении на числе $M = 2,5$ нижние створки воздухозаборников переводятся во II положение.

Характеристики торможения (время, путь и расход топлива) приведены на графике рис. 6.16. Из графика следует, что при горизонтальном торможении самолета с убранными тормозными щитками на высоте 21 000 м от числа $M = 2,35$ до $V_{пр} = 550$ км/ч (число $M = 1,7$) время составляет 80—90 с, путь 50 км, а расход топлива 50—70 кг.

6.4.2. Виражи (развороты)

В стратосфере на больших сверхзвуковых скоростях можно выполнять как правильные виражи (развороты), так и форсированные.

Правильные виражи

Принимая во внимание условия боевого применения самолета, следует обратить внимание на предельные и наиболее выгодные режимы криволинейного маневрирования на высотах 18 000—22 000 м при полете с числами $M = 2,3 \div 2,4$. Так как полет по маршруту выполняется с постоянным числом M , криволинейное маневрирование по направлению на этих высотах должно выполнять-

ся с предельной по тяге перегрузкой. Из сравнения ее с $n_{у\max. доп}$ и $n_{урасч}$ (рис. 6.8) видно, что предельная по тяге перегрузка является наименьшей. Таким образом, полет должен выполняться с предельными правильными разворотами на угол $\pm 15^\circ$ от направления полета.

На рис. 6.26—6.28 показаны характеристики предельного правильного виража самолетом весом 28 000 кгс с 4 авиабомбами ФАБ-500М-62 и без подвесок. Эти виражи характеризуются большими радиусом, временем выполнения и расходом топлива при этом. Это необходимо учитывать при построении маршрута полета на максимальный радиус действия. На высоте 15 км минимальный радиус предельного правильного виража, выполняемого с предельной перегрузкой по тяге двигателей, работающих на П. Ф., соответствует числам $M = 1,8 \div 2,0$ и составляет при полетном весе 30 тс 18 км, а при полетном весе 25 тс — 13 км (рис. 6.26). При этом перегрузка выдерживается при весе 30 тс 1,9—2,2, а при весе 25 тс 2,2—2,7 (рис. 6.8). Однако минимальное время виража имеет место на несколько большем числе $M = 2,0 \div 2,4$ и составляет 2,2—3,0 мин в зависимости от полетного веса (рис. 6.27). Минимальный расход топлива соответствует числам $M = 1,6 \div 1,9$ и равен 1300—1800 кг в зависимости от полетного веса самолета (рис. 6.28). Для выполнения противоракетного маневра змейку необходимо выполнять с отворотами с максимальной угловой скоростью, то есть за минимальное время, а это соответствует числам $M = 2,0 \div 2,4$. При полете без подвесок на высоте 18 км минимальный радиус предельного правильного виража соответствует числам $M = 2,0 \div 2,3$ и составляет 25—30 км. Минимальное время виража соответствует числам $M = 2,3 \div 2,5$ и составляет 4—5 мин, а минимальный расход топлива 1800—2100 кг на числе $M = 1,9 \div 2,0$. На этой высоте змейку в условиях преодоления противоракетной обороны противника целесообразно выполнять на числе $M = 2,2$ с перегрузкой 1,7—1,8. При подвеске 4 авиабомб ФАБ-500М-62 змейку целесообразно выполнять на числе $M = 2,1 \div 2,2$ с перегрузкой $n_y = 1,5$. При этом время виража составляет 6,5 мин, а расход топлива 3000 кг. На высоте 20 км возможности выполнения предельных правильных разворотов ограничены небольшими значениями предельных перегрузок по тяге. Наиболее выгодная скорость, соответствующая числам $M = 2,2 \div 2,3$, должна строго выдерживаться для получения наилучших характеристик разворота. Наибольшая перегрузка на развороте, при которой эти числа M выдерживаются постоянными, существенно зависит от подвесок. Без подвесок при весе самолета 28 тс она равна 1,4, а с 4 авиабомбами ФАБ-500М-62 равна 1,2 (рис. 6.8).

Из-за сравнительно невысокого уровня предельных перегрузок по тяге двигателей развороты на постоянной высоте с постоянным числом M в стратосфере выполняются редко. Чаще развороты выполняются с перегрузками, превышающими предельную по тяге, — форсированные развороты. Рассмотрим их более подробно.

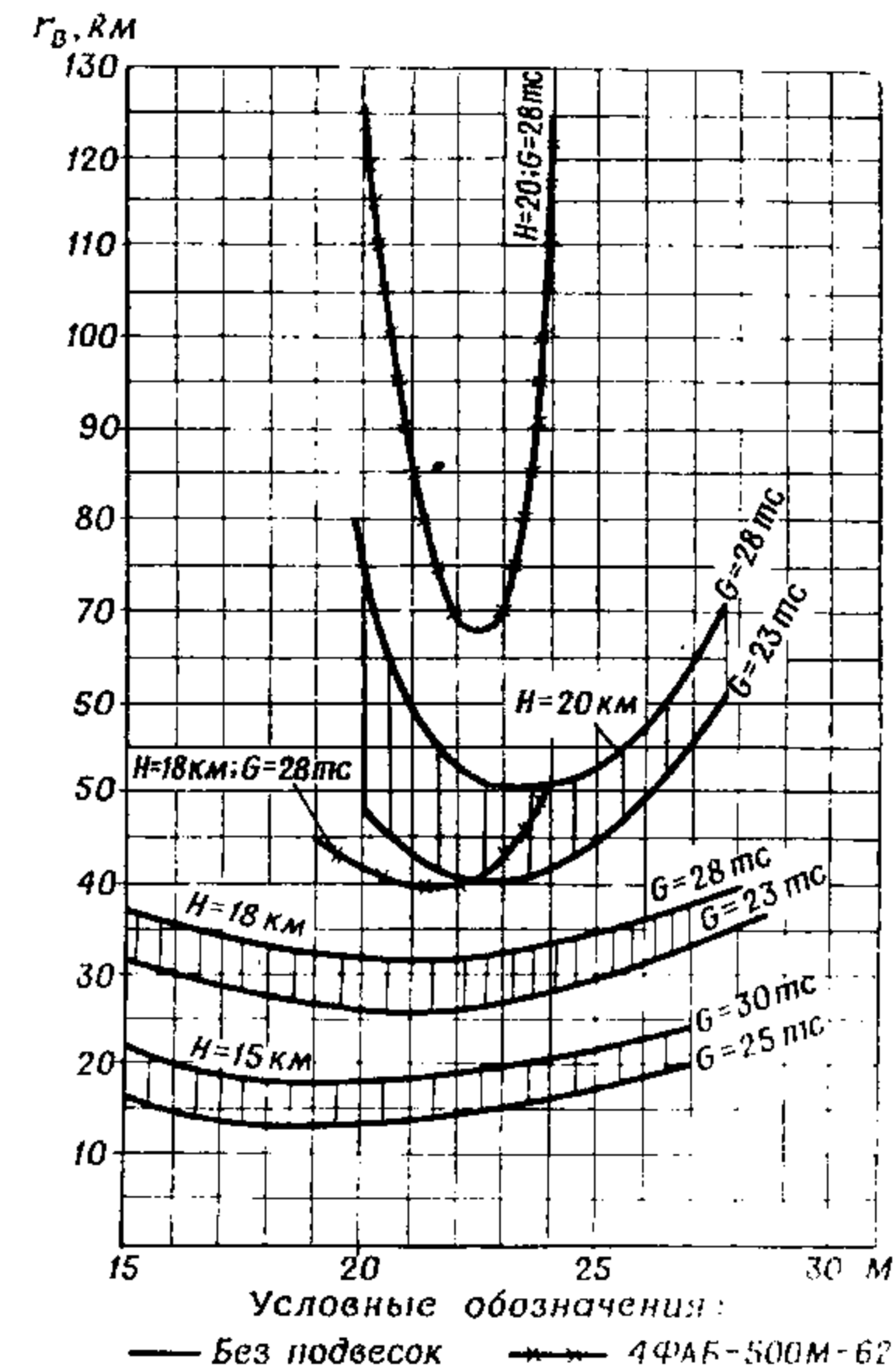


Рис. 6.26. Радиусы предельных правильных виражей на высотах 15, 18 и 20 км из полного форсажа

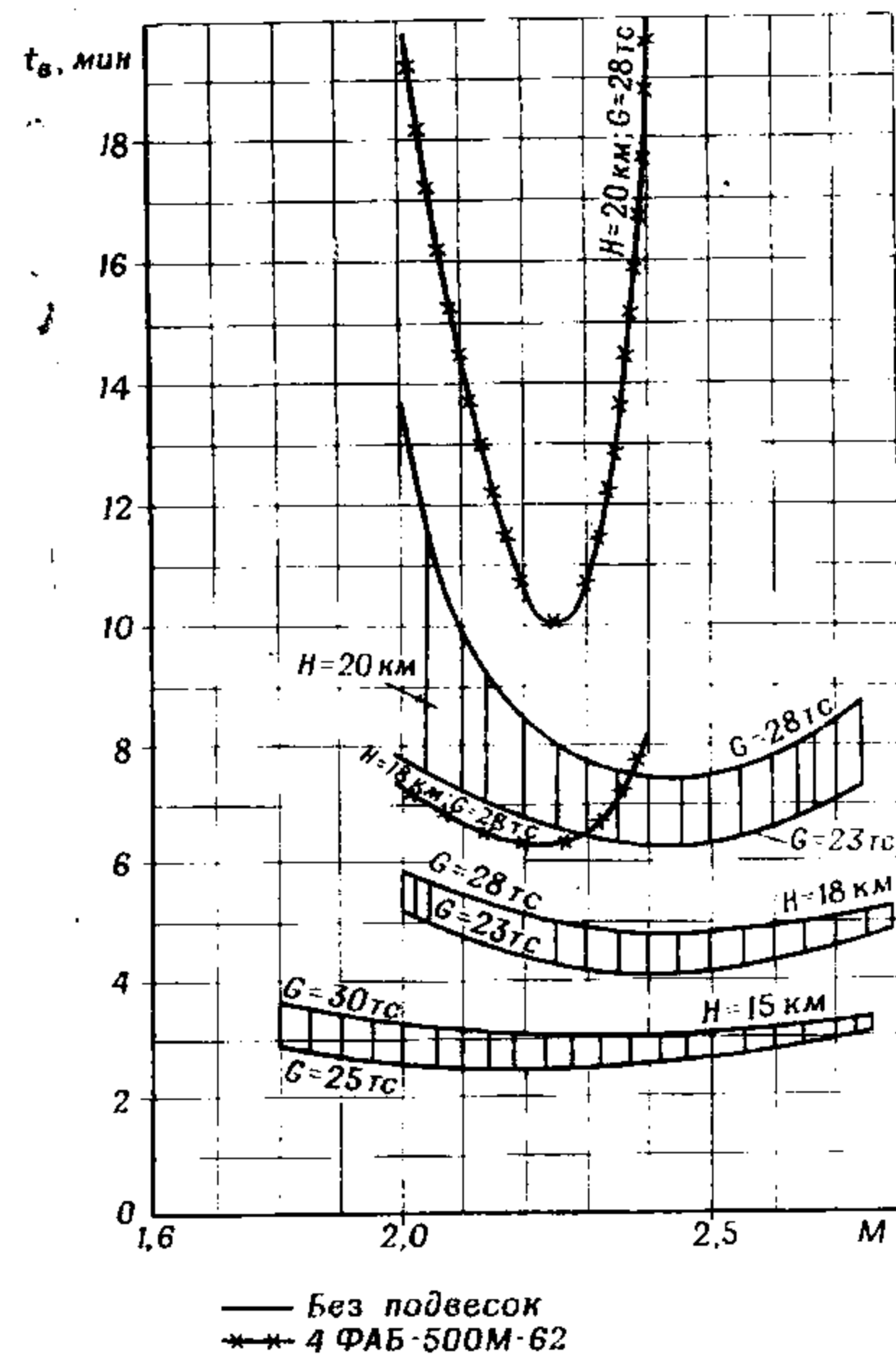


Рис. 6.27. Время предельных правильных виражей на высотах 15, 18 и 20 км на полном форсаже

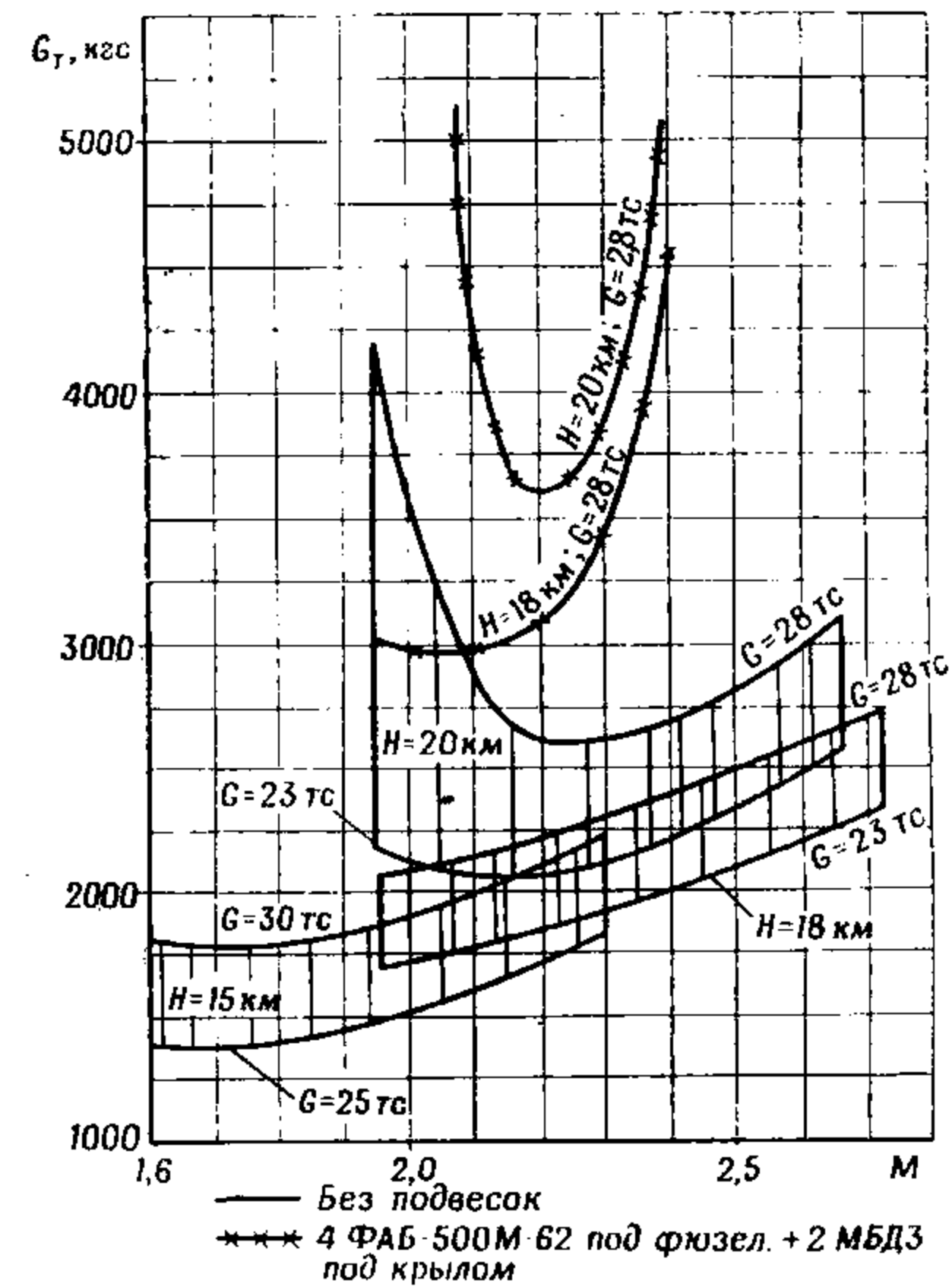


Рис. 6.28. Расход топлива на предельном правильном вираже на полном форсаже

Форсированные развороты

Форсированный разворот выполняется с нормальными перегрузками, превышающими предельные по тяге, вплоть до максимально допустимых по прочности самолета или располагаемым по максимальному углу отклонения стабилизатора.

В процессе выполнения форсированного разворота падение скорости обусловлено тем, что лобовое сопротивление самолета больше тяги двигателей.

Силы, действующие на самолет при выполнении форсированного разворота, те же, что и при выполнении установившегося разворота. Различие состоит только в отсутствии равновесия сил по продольной оси. Расчет параметров и характеристик его может быть произведен методом численного интегрирования. Для малых конеч-

ных приращений времени (Δt) изменение скорости можно определить по формуле

$$\Delta V = 9,81 n_y \Delta t = 9,81 \frac{P - Q_0 - Q_{\text{инт. г. п.}} n_y^2}{G} \Delta t.$$

Для решения практических задач расчет удобнее вести не по времени, а по углу разворота траектории через его конечно малые приращения $\Delta \varphi$, используя взаимосвязь между Δt и $\Delta \varphi$:

$$\frac{\Delta \varphi}{\Delta t} = \frac{g \sqrt{n_y^2 - 1}}{V}.$$

Радиус форсированного разворота в каждой точке траектории зависит от величины скорости и перегрузки и определяется по той же формуле, что и установившегося виража.

Расчет изменения скорости в процессе форсированного разворота через приращение угла разворота ($\Delta \varphi$) можно производить по формуле

$$\Delta V = \frac{V n_x}{\sqrt{n_y^2 - 1}} \Delta \varphi.$$

Время разворота на угол $\Delta \varphi$ рассчитывается по формуле

$$\Delta t = \frac{V}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \Delta \varphi.$$

Основными характеристиками форсированного разворота являются перегрузки, время, радиус разворота на заданный угол и расход топлива.

В табл. 6.3 приведены характеристики форсированного разворота, выполненного на высоте 19 500 м на полном форсаже самолетом МиГ-25РБ без подвесок (без МБД) весом 27 526—27 242 кгс, по данным летных испытаний. Скорость начала ввода в разворот соответствует числу $M=2,62$ ($V_{\text{пр}}=950$ км/ч). В таблице приведено максимальное значение перегрузки в процессе выполнения разворота. Однако учтено и ее изменение на участке ввода в разворот, а при развороте на угол 60° — и на участке вывода из разворота. Характеристики разворота на остальные углы в таблице приведены без учета вывода. За время вывода $\Delta t_{\text{выв}} = 6$ с самолет дополнительно разворачивается на 3° , число M уменьшается на $0,04 - 0,03$ при расходе топлива за вывод 30 кг.

Как видно из табл. 6.3, при выполнении форсированного разворота с $n_y=2,4$ самолет интенсивно тормозится. Интенсивность торможения тем меньше, чем меньше перегрузка n_y в процессе выполнения разворота, а при достижении ее значения, равного предельному значению по тяге, торможение прекратится. Но в этом случае и интенсивность разворота также будет меньше.

В практике полетов форсированный разворот выполняется с креном, не превышающим 60° .

Если в процессе выполнения интенсивного разворота в стратосфере уменьшение скорости ограничено заданной величиной, то выполняется комбинированный разворот: вначале выполняется форсированный разворот на постоянной высоте с уменьшением числа M до заданной величины с последующим выдерживанием его постоянным за счет снижения. При этом для получения большой интенсивности разворота перегрузка выдерживается все время постоянной, большей ее предельного значения по тяге двигателей. Пример выполнения такого разворота, полученного при летных испытаниях, приведен на рис. 6.29. Ввод в разворот самолета без подвесок (без МБД) весом 26 000 кгс выполнен на высоте 19 500 м при полете с числом $M \approx 2,6$ ($V_{\text{пр}}=910$ км/ч) на полном форсаже. Разворот выполнен с $n_y=2,4$. На 52-й секунде после уменьшения числа M до 2,15 самолет переведен на снижение практически без уменьшения перегрузки. После этого разворот выполнен с постоянным числом $M=2,15$. В интервале времени 10—52 с самолет развернулся на 80° , а в интервале 52—135 с — на 130° .

Таблица 6.3

Характеристики форсированного разворота на полном форсаже самолета МиГ-25РБ без подвесок (без МБД) весом 27 526—27 242 кгс с учетом ввода.
 $H=19\,500$ м. $M_{\text{нач. разв}}=2,62$ ($V_{\text{пр}}=950$ км/ч)

Угол разворота, градусов	n_y	Δt , с	Радиус в конце разворота, м	$M_{\text{кон}}$	$V_{\text{пр. кон.}}$ км/ч	$\Delta G_{\text{т}}$ кгс	Примечание
10	2,4	8	25 800	2,56	920	50	Без учета вывода То же
20	2,4	11	24 000	2,45	890	90	
30	2,4	20	22 000	2,35	850	130	
45	2,4	28	20 000	2,24	800	170	» С учетом вывода
60	2,4	19 000	19 000	2,125	780	220	

6.4.3. Спираль

В стратосфере выполняются развороты с набором высоты с постоянным числом M и со снижением с постоянным числом M или приборной скоростью — спирали.

В отличие от выполнения спирали на малых, средних и больших высотах выполнение спирали в стратосфере имеет следующие особенности.

Восходящая спираль выполняется на полном форсаже. Ввод в восходящую спираль начинается с создания угла набора высоты с учетом инертности самолета. После создания угла набора высоты самолет координированным движением ручки и педалей вводится

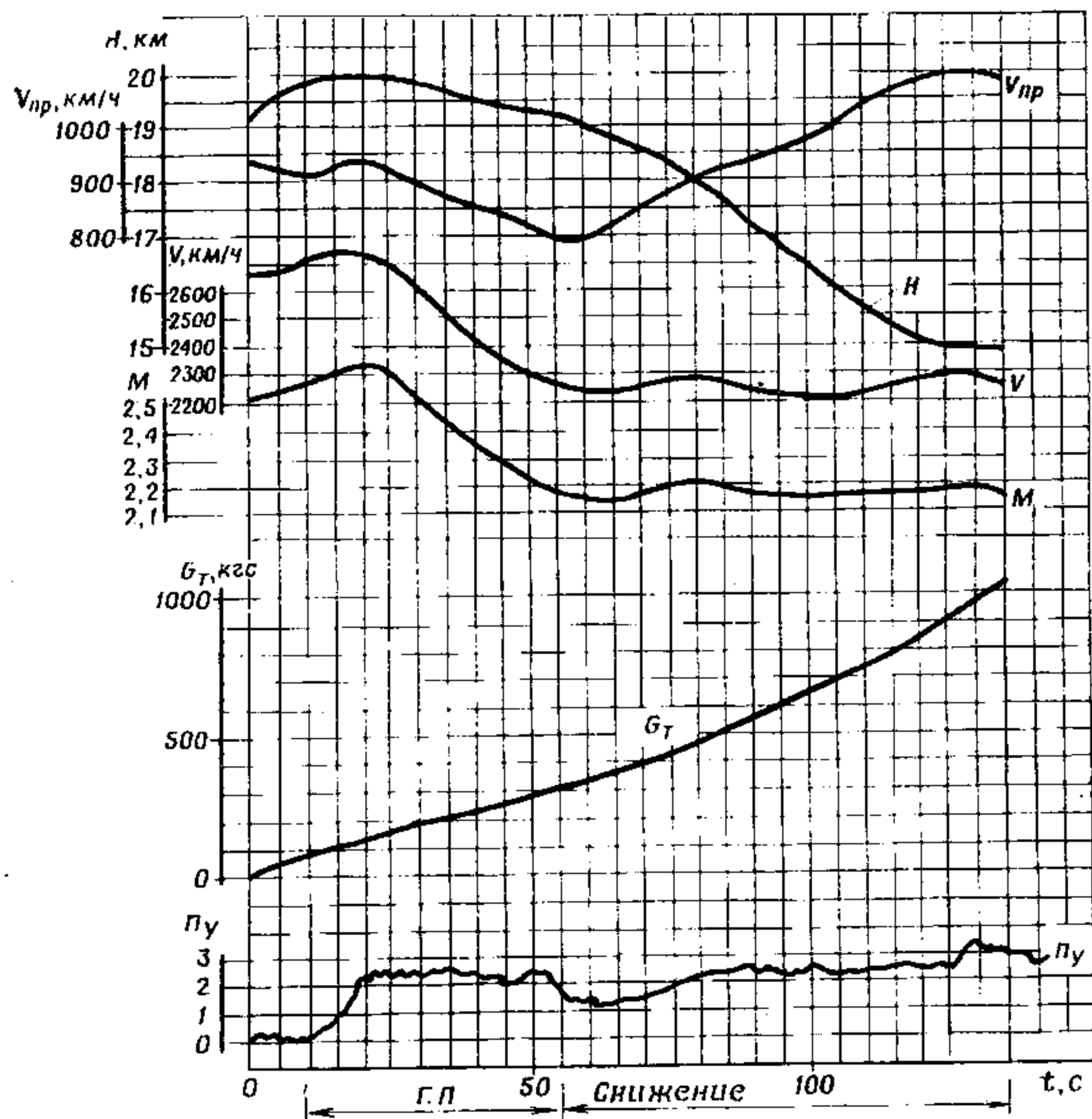


Рис. 6.29. Комбинированный разворот самолета без подвесок (без МБД) весом 26—25 тс на полном форсаже (в интервале времени 10—52 с — форсированный разворот; в интервале времени 52—135 с — разворот с постоянным числом M — со снижением)

в разворот. Как и при выполнении виража, при выполнении спирали необходимо учитывать ухудшенные демпфирующие свойства самолета в стратосфере из-за уменьшения плотности воздуха. При вводе в спираль или разворот и при выводе из спирали или разворота, как известно, нарушается боковое равновесие. При уменьшении моментов демпфирования возрастает запаздывание реакции самолета на восстановление бокового равновесия. При установлении заданного крена возникают боковые колебания. Угловые скорости крена и рыскания развиваются с задержкой и с последующими забросами относительно желаемой величины.

Восходящая спираль обычно выполняется с креном $40\text{--}45^\circ$ с постоянным числом $M=2,35$. Выдерживание числа $M=2,35$ осу-

ществляется подбором угла тангажа. При этом необходимо учитывать, что выдерживание числа $M=2,35$ и более на высотах менее 20 000 м проще, так как самолет находится на скорости I сверхзвукового режима (рис. 4.8). При уменьшении числа M менее 2,35 самолет может оказаться на скорости II сверхзвукового режима, где существует неустойчивое равновесие сил тяги и лобового сопротивления. Опасного в этом ничего нет, но заданное число M выдержать постоянным труднее.

Нисходящая спираль в стратосфере с высот ввода 20 000 м и более обычно начинает выполняться с постоянным числом $M=2,5\div 2,35$ при работе двигателей на режимах «Минимальный форсаж» или «Максимал» при ручном режиме управления. Крен выдерживается 45° . Постоянство числа M полета обеспечивается изменением угла снижения. При этом растет приборная скорость. При увеличении приборной скорости до 800—900 км/ч необходимо ее зафиксировать и дальнейшее выполнение спирали продолжать с выдерживанием постоянной приборной скорости до высоты 11 000 м. При этом число M будет постепенно уменьшаться. При достижении числа $M=2,2$ установить режим работы двигателей «Малый газ». Вывод из спирали как и ввод осуществлять координированно.

Следует заметить, что как при выполнении разворотов на постоянной высоте, так и при выполнении спиралей большое время выполнения маневра в условиях наличия умеренных усилий на ручке управления приводит к необходимости наиболее часто пользоваться механизмом триммерного эффекта.

6.4.4. Горка

На самолете МиГ-25РБ горка выполняется в стратосфере в качестве противобоевого маневра.

Маневр выполняется с углом наклона траектории прямолинейного участка 15° с высот ввода 19—20 км при числе $M=2,6\div 2,65$.

Перед выполнением горки самолет разгоняется до исходного числа M ввода в горку. При разгоне необходимо учитывать, что с ростом числа M полета интенсивность разгона возрастает и можно превысить ограничение числа M полета. При этом необходимо следить за режимом работы воздухозаборников.

Ввод в горку осуществляется плавным взятием ручки управления на себя для создания перегрузки $n_y=1,5\div 2,0$ за время 4—5 с. Зафиксировать угол набора 15° . Числу M ввода в горку 2,6—2,65 соответствует приборная скорость 900—1000 км/ч. По мере выполнения горки приборная скорость уменьшается. При достижении $V_{пр}=780\div 800$ км/ч необходимо начинать вывод из горки уменьшением перегрузки до величины не менее $+0,5$ с таким расчетом, чтобы вывод самолета в горизонтальный полет был осуществлен на приборной скорости не менее 650 км/ч. При этом самолет набирает 2500—3500 м высоты. Однако контроль за правильностью выпол-

нения горки необходимо выполнять не по набранной высоте, а по значениям приборной скорости.

Выполнение горки в стратосфере имеет особенности. На участке ввода в горку набор высоты незначителен (300—500 м). Реакция самолета на отклонение ручки управления на себя в целях ввода в горку происходит с большим запаздыванием. Из-за слабого демпфирования возникают продольные колебания относительно заданного угла тангажа. При дальнейшем выполнении горки на прямолинейном участке и участке вывода интенсивность набора высоты увеличивается из-за наличия у самолета большого запаса кинетической энергии. В результате этого большая часть всей высоты, набранной за горку, приходится на участок вывода. Участок вывода из-за наличия малых перегрузок (+0,5) растянут по времени и в пространстве. Поэтому вывод начинается заблаговременно на сравнительно большой скорости.

6.4.5. Скоростное снижение

На самолете МиГ-25РБ предусмотрено выполнение быстрого снижения с увеличенной приборной скоростью — скоростное снижение.

Таблица 6.4

Вертикальная скорость при скоростном снижении с высоты 20 000 м с постоянной $V_{пр}=900$ км/ч и уменьшением числа M (На числах $M > 2,2$ — на максимале; на числах $M < 2,2$ — на малом газе.)

H , км	$M_{пр}$	V_y , м/с	Режим работы двигателей
20	2,57	36	Максимал
19,5	2,48	35	»
19	2,4	32	»
17,8	2,2	27—56	Максимал — М.Г
17	2,06	61	М.Г
15	1,8	75	»
12	1,45	90	»
11	1,35	93	»
10	1,28	95	»
9	1,2	97	»
8	1,14	97	»

Таблица 6.5

Характеристики скоростного снижения самолета МиГ-25РБ с $H=20$ км на постоянной $V_{пр}=900$ км/ч с уменьшением числа M до 2,2 на максимале, а с числа $M=2,2$ — на малом газе до высоты 1000 м

Высота начала снижения, км	Время, мин	Путь, км	Расход топлива, кг
20	4,6	127	300
19,5	4,2	114	275
19	4,1	103	260
18	3,6	87	240
17	3,2	76	220
15	2,6	57	185
12	2,1	42	150
11	1,8	39	130
10	1,7	37	120
9	1,6	32	110
8	1,4	27	100

В табл. 6.4 и 6.5 приведены в качестве примера характеристики такого снижения с высоты 20 000 м при постоянной приборной скорости 900 км/ч. Число M , на высоте 20 000 м равно 2,57, по мере

снижения уменьшается. Снижение с числом M более 2,2 выполняется на максимальном режиме работы двигателей, а с числом M менее или равным 2,2 — на малом газе. Число $M=2,2$ устанавливается на высоте около 18 000 м. В связи с изменением режима работы двигателей на указанном числе M полета вертикальная скорость снижения на соответствующей этому числу M высоте резко увеличивается. При дросселировании двигателей с максимала до малого газа на высоте 17 800 м V_y с 27 м/с увеличивается до 56 м/с (табл. 6.4). По мере снижения на малом газе вертикальная скорость увеличивается с 56 м/с на высоте 17 800 м до 97 м/с на высоте 8000 м. Следует заметить, что V_y в процессе снижения может кратковременно достигать значений и более 97 м/с. Так, из-за сложности выдерживания заданной приборной скорости 900 км/ч, связанной с нарушением продольного равновесия сил и моментов в трансзвуковом диапазоне скоростей, соответствующих числам $M=1,3 \div 0,9$ на высотах 6500—8500 м, V_y может кратковременно установиться 150 м/с. Отмечено, что при проходе числа $M=0,95$ для выдерживания $V_{пр}=900$ км/ч необходимо энергично изменять угол тангажа. Из табл. 6.5 видно, что скоростное снижение с высоты 20 000 м до высоты 1000 м указанным способом происходит за 4,6 мин. При этом самолет проходит путь 127 км, израсходовав 300 кг топлива. Однако временно, до усиления остекления фонаря самолета, скоростное снижение по изложенной выше методике не выполняется, а предусмотрен следующий режим скоростного снижения. Снижение с высот 21 000—20 000 до 16 000—15 000 м выполняется при выдерживании постоянной приборной скорости 750—800 км/ч при работе двигателей на режиме «Максимал». На высоте 16 000—15 000 м в горизонтальном полете скорость уменьшается до 550—600 км/ч по прибору, устанавливается режим работы двигателей «Малый газ» с последующим переводом самолета на снижение и снижением с постоянной приборной скоростью 550—600 км/ч.

6.4.6. Особенности выполнения боевых маневров «змейка» и «винт»

Змейка и винт являются противоракетными маневрами. Маневр «змейка» представляет собой сочетание чередующихся по направлению разворотов. На самолете МиГ-25РБ выполнение змейки осуществляется на высоте 20 000—21 000 м с числом $M=2,35 \div 2,4$ при работе двигателей на режиме «Полный форсаж». Маневр ограничивается тремя разворотами: на угол 60° вправо (влево) от линии заданного пути, на 120° влево (вправо) и на 60° вправо (влево) для выхода на линию заданного пути. Крен при разворотах выдерживается равным 40—45°.

По сравнению с выполнением правильного виража на указанных режимах выполнение змейки имеет особенности. Вследствие наличия растянутого ввода в разворот из-за запаздывания реакции

самолета на отклонение органов управления и слабого демпфирования змейка выполняется практически на неустановившихся режимах, особенно в боковом направлении. Перекладывание самолета из крена в крен происходит медленно, за 10—15 с.

Маневр «винт» представляет собой энергичный разворот на угол 80—90° со снижением и уменьшением числа M полета и приборной скорости. На самолете МиГ-25РБ он выполняется с высот ввода 20 000—22 000 м при числе $M=2,6\div 2,65$ на полном форсаже. Крен выдерживается равным 60°, а перегрузка 1,7—1,8. Перед вводом в маневр самолет должен быть сбалансирован. Ввод в маневр осуществляется плавным координированным отклонением ручки управления и педалей. Средняя вертикальная скорость снижения в процессе выполнения маневра выдерживается в пределах 15—20 м/с при вводе с высоты 20 000 и 30—40 м/с при вводе с высоты 22 000 м.

Вывод из маневра необходимо начинать заблаговременно, за 5° до выхода на заданный курс, учитывая запаздывание реакции самолета на отклонение рулей. Потеря высоты за маневр, выполненный с высоты 20 000 м, составляет 1500—2000 м, а за маневр, выполненный с высоты 22 000 м, 2000—3000 м. Время выполнения маневра составляет около 70 с. Число M в конце вывода не должно быть меньше 2,35—2,25. При выполнении маневра необходимо следить за режимом работы воздухозаборников.

Глава 7

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

§ 7.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

Дальностью полета самолета называют расстояние, проходимое самолетом относительно земной (водной) поверхности от места вылета до места посадки по маршруту полета.

Максимальной дальностью называют дальность полета на высоте и скорости наибольшей дальности полета.

В практике эксплуатации самолетов различают техническую, практическую и тактическую дальности и продолжительности полета.

Технической дальностью полета называют максимальную дальность одиночного полностью заправленного самолета до полной выработки топлива в баках.

Практической дальностью полета самолета (группы) называют дальность полета с заданным режимом и профилем полета с полной или заданной заправкой горючим без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков горючего.

Вместо термина «тактическая дальность полета» чаще применяется термин «тактический радиус действия». Под тактическим радиусом действия понимают максимальное расстояние, которое может пролететь самолет (группа) с заданным режимом и профилем полета от аэродрома взлета до объекта действий с выполнением поставленной задачи и возвращением на свой аэродром при полной или заданной заправке горючим без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков горючего.

Продолжительность полета — время пребывания самолета в полете. Практическая продолжительность полета самолета (группы) — это продолжительность полета с заданным режимом и профилем полета с полной или заданной заправкой горючим без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков горючего.

Дальность и продолжительность полета складываются из дальности и продолжительности полета по участкам: в наборе высоты, горизонтальном полете и на снижении. Кроме того, в продолжительность полета включаются время полета по кругу и посадки.

Боевое применение разведчиков-бомбардировщиков с точки зрения дальности и продолжительности полета имеет ряд следующих эксплуатационных особенностей:

— при выполнении боевых заданий полет, как правило, выполняется на предельную дальность в узких диапазонах наимыгоднейших скоростей и высот и выход из этого диапазона при выполнении боевой задачи из-за существенного сокращения дальности и продолжительности полета;

— сравнительно малые, минимально допустимые остатки топлива при полете на предельную дальность и продолжительность требуют повышенного контроля за расходом топлива;

— необходимость учета затрат топлива на выполнение противоракетных и противонстрельных маневров;

— километровые расходы на сверхзвуковых наимыгоднейших режимах ($M = 2,35$; $H = 19\,500 \div 21\,000$ м) отличаются от километровых расходов на трансзвуковых наимыгоднейших режимах (число $M = 0,9$; $H = 9\,000 \div 10\,000$ м) очень незначительно. В соответствии с этим дальности полета на трансзвуковых скоростях и на больших скоростях в стратосфере на частичном форсаже отличаются незначительно. Так, при полете самолета МиГ-25РБ по потолкам без подвесного бака и подвесок при заправке топливом $\gamma_T = 0,845$ г/см³ на высотах 9000—10 000 м с числом $M = 0,9$ максимальная практическая дальность составляет 1860 км*, а на высотах 19 500—21 000 м с числом $M = 2,35$ —1630 км. При полете по потолкам с подвесным баком, сброшенным после выработки из него топлива, в первом случае на $H = 9\,000 \div 10\,000$ м максимальная практическая дальность составляет 2400 км, а во втором случае на $H = 19\,000 \div 21\,000$ м — 2130 км. Практическая дальность полета самолета МиГ-25РБ для условий: штиль, СА, $n_{дв} = 95$ —100% приведена в табл. 7.1. Из нее следует, что практическая дальность полета существенно зависит от километрового расхода топлива и его располагаемого запаса на самолете.

§ 7.2. ЗАПАСЫ ТОПЛИВА НА САМОЛЕТЕ И РАСХОДЫ ЕГО ПО УЧАСТКАМ ПОЛЕТА

Дальность и продолжительность полета самолета существенно зависят от полного весового запаса топлива, который в свою очередь определяется удельным весом топлива и наличием подвесного топливного бака, сбрасываемого после выработки топлива из него. К моменту выработки топлива из подвесного бака из основной системы вырабатывается 1250 кг ($\gamma_T = 0,845$ г/см³). Полная емкость подвесного бака составляет 5280 л, а вырабатываемая — 5230 л.

* Величины часовых и километровых расходов топлива и связанные с ними характеристики дальности и продолжительности полета приведены на основании актов летных испытаний при оборотах двигателей 95 или 100% и могут отличаться от величин, указанных в инструкции, по расчету дальности и продолжительности полета.

Таблица 7.1

Параметры	Полет по потолкам, $M = 0,9 = const$			Полет по потолкам, $M = 2,35 = const$			4 ФАБ-500 под крылом со сбросом на 1-2 пути
	Без подвесок	С п/б		Без подвесок	С п/б со сбросом	4 ФАБ-500 под фюзеляжем со сбросом на 1-2 пути	
		Без сброса	Со сбросом				
Взлетный вес, кгс	34310	39100	39100	34310	39100	37000	36820
Вырабатываемый запас топлива, кг	14960	19420	19420	14960	19420	14960	14800
Вес топлива, кгс:							
на запуск двигателя	150	150	150	150	150	150	150
на руление	350	350	350	350	350	350	350
на взлет, набор $H_{исх}$	2650	3730	3730	2650	3730	6500	7100
на снижение до $H_{круга}$	640	640	640	640	640	730	650
на полет по кругу, заход, посадку	1480	1480	1480	1480	1480	1510	1510
гарантийного запаса после посадки	750	750	750	750	750	750	750
$q_{ср}$ на участке полета по потолкам, кг/км ²	0,21	0,232	0,21	0,2096	0,2096	0,285/0,279	0,3/0,28
$G_{ср}$ на участке полета по потолкам, тс	27	29,7	28,6	25,9	28	29/25	28,5/21
L на участке полета по потолкам, км	1590	1795	2060	1115	1590	630	575
L на участке полета по потолкам, км	133	185	185	245	330	210	235
L набора $H_{исх}$, км	145	135	145	270	270	250	190
$H_{исх}$ полета по потолкам, м	9000	9000	9000	19500	19000	20200	19700
$H_{кон}$ при полете по потолкам, м	10000	10000	10000	21000	21000	22300	20200
Режим работы двигателей	I макс.	I макс.	I макс.	II мин.ф	II мин.ф	II П.ф	II П.ф
Практическая дальность полета, км	1860	2110	2400	1630	2130	1090	1000

Принципиальной особенностью самолета МиГ-25РБ является большой относительный запас топлива $\frac{G_T}{G}$, который без подвесного бака при $\gamma_T = 0,845 \text{ г/см}^3$ равен 0,437, а с подвесным баком 0,497.

Весовой запас топлива самолетов МиГ-25РБ и МиГ-25РУ в зависимости от удельного веса топлива приведен в табл. 7.2.

Таблица 7.2

Варианты заправки	Модификация самолета	Полная емкость топливной системы, л	Вырабатываемый объем топлива, л		Вырабатываемый запас топлива при γ_T , г/см ³					
			по летней заправке	по зимней заправке	0,845		0,85		0,836	
					по летней заправке	по зимней заправке	по летней заправке	по зимней заправке	по летней заправке	по зимней заправке
Без подвесного бака	МиГ-25РБ	17720	17480*	17600	14710	14870	14860	14960	14600	14730
	МиГ-25РУ	17420	17180	17300	14520	14620	14600	14700	14360	14460
С подвесным баком	МиГ-25РБ	23000	22710	22850	19200	19300	19300	19420	19000	19100
	МиГ-25РУ	22700	22400	22520	18930	19030	19040	19140	18740	18820

*На основании акта контрольных летных испытаний № 69/172105—1.

Основное топливо Т-6, применяемое на самолете МиГ-25РБ, имеет $\gamma_T = 0,845 \text{ г/см}^3$. Резервное топливо РТ-6 имеет $\gamma_T = 0,85 \text{ г/см}^3$; Т-1 — $0,836 \text{ г/см}^3$; ТС-1 — $0,775 \text{ г/см}^3$.

В случае применения топлива с γ , отличающимся от $0,845 \text{ г/см}^3$, необходимо производить пересчет дальности и продолжительности полета самолета. Приблизительно дальность и продолжительность изменяются на столько процентов, на сколько процентов изменяется полный запас топлива в килограммах при изменении удельного веса. Весовой запас топлива расходуется на участках полета (набора высоты, разгона, горизонтального полета, торможения и снижения) неравномерно.

Горизонтальный участок полета разведчика-бомбардировщика по времени и затратам топлива при выполнении боевого полета на разведку или бомбометание значительно превосходит время и затраты топлива на других участках. Поэтому для увеличения дальности и продолжительности полета самолета высоту и скорость горизонтального полета выбирают такими, чтобы затраты топлива были минимальными. Расход топлива на горизонтальном участке полета, определяющий максимальные практические даль-

ность и продолжительность полета, определяется как разность между общим запасом топлива и расходами его на других участках полета с учетом гарантийных запасов.

Участок набора высоты по дальности, времени и затратам топлива существенно уступает горизонтальному участку. Характеристики набора высоты самолета МиГ-25РБ отличаются от соответствующих характеристик МиГ-25РУ незначительно. Ранее (см. § 4.3) были проанализированы наиболее выгодные режимы набора высоты и дана количественная оценка характеристик (см. табл. 4.3—4.5). Там же отмечалось, что при полете на наибольшую дальность использование форсажа при наборе высоты на дозвуковом наиболее выгодном режиме нецелесообразно, так как при этом меньше горизонтальный путь. Для наибольшего сокращения времени выхода на заданную высоту целесообразно осуществлять набор на полном форсаже.

При полете на дальность взлет выполняется, как правило, на полном форсаже с последующим выключением его на приборной скорости 600 км/ч. Исключением может являться взлет с неполной заправкой топливом, равной 7200 кг. В этом случае разрешается выполнять взлет на максимале. Набор высоты осуществляется на наиболее выгодных скоростях, установленных инструкцией для самолета.

При снижении на режиме малого газа на наиболее выгодных режимах, установленных для самолета, характеристики расхода топлива, времени и пути МиГ-25РБ мало отличаются от подобных характеристик МиГ-25РУ и соответствуют табл. 4.6. Наибольший расход топлива на участке снижения имеет место при снижении с высоты 22 000 м и равен 700—800 кг. Кроме того, на этом участке при расчете приходится учитывать (для $\gamma_T = 0,845 \text{ г/см}^3$):

- расход топлива при запуске двигателей на земле — 150 кг;
- расход топлива при рулении — 70 кг в минуту;
- расход топлива при заходе на посадку, полете по кругу и посадке по системе «Полет-ИИ» — 150 кг в минуту;
- невырабатываемый остаток топлива, если расчет ведется от полной заправляемой топливом емкости; невырабатываемый остаток топлива в основных баках составляет 100, а в подвесном баке — 45 кг;

— 5-процентный гарантийный остаток топлива от основного запаса 750 кг. Гарантийный остаток назначается для исключения случаев недостатка топлива в конце полета, объясняющегося возможным изменением расхода топлива конкретного самолета из-за разброса технических характеристик от стандартного самолета и двигателей. Указанный запас топлива при неблагоприятном сочетании технических и расходных характеристик может быть полностью израсходован в полете. Дополнительно к этому, в зависимости от выполняемой задачи, назначается тактический гарантийный запас, учитывающий изменение тактической и навигационной обстановки.

§ 7.3. ЧАСОВОЙ И КИЛОМЕТРОВЫЙ РАСХОДЫ ТОПЛИВА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ И ИХ ЗАВИСИМОСТЬ ОТ ОСНОВНЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

Часовой расход топлива — расход топлива в килограммах за один час полета ($Q_{\text{ч}}$), равен произведению удельного расхода топлива (C_e) на потребную тягу установившегося горизонтального полета ($P_{\text{потр}}$)

$$Q_{\text{ч}} = C_e P_{\text{потр}}$$

Километровый расход топлива — расход топлива в килограммах на 1 км пути при полете на постоянной высоте с постоянной скоростью. Нетрудно видеть, что километровый расход топлива есть отношение часового расхода топлива к скорости полета в км/ч

$$q = \frac{Q_{\text{ч}}}{V}$$

Основная задача получения максимальной дальности или продолжительности горизонтального полета сводится к определению такого режима, при котором минимален либо километровый, либо часовой расход топлива.

Часовой и километровый расходы топлива зависят от скорости, высоты полета, режима работы двигателей, полетного веса и характера внешних подвесок. Километровый расход, кроме того, зависит от направления и скорости ветра. Рассмотрим влияние основных эксплуатационных факторов на часовой и километровый расходы топлива самолета МиГ-25РБ с двигателями Р15Б-300 в горизонтальном полете.

7.3.1. Влияние скорости и высоты полета

Проанализируем условия, при которых часовой расход принимает наименьшее значение. В прямолинейном горизонтальном установившемся полете $P_{\text{потр}}$ равна лобовому сопротивлению Q . Следовательно:

$$Q_{\text{ч}} = C_e Q.$$

Если бы удельный расход топлива C_e оставался постоянным и не зависел от высоты, скорости полета и режима работы двигателей, то минимальный часовой расход не зависел бы от высоты полета, так как минимальное лобовое сопротивление до $H = 11$ км не зависит от высоты (рис. 7.1). Однако на величину часового расхода топлива влияет удельный расход C_e . С ростом высоты полета удельный расход топлива уменьшается, поскольку уменьшается температура воздуха и степень дросселирования двигателей (с увеличением оборотов двигателей C_e уменьшается, рис. 3.34). При отклонении скорости от наивыгоднейшей заметного изменения степени дросселирования не происходит, так как избытки тяги ΔP на скоростях, близких к наивыгоднейшей, не изменяются (рис. 7.2).

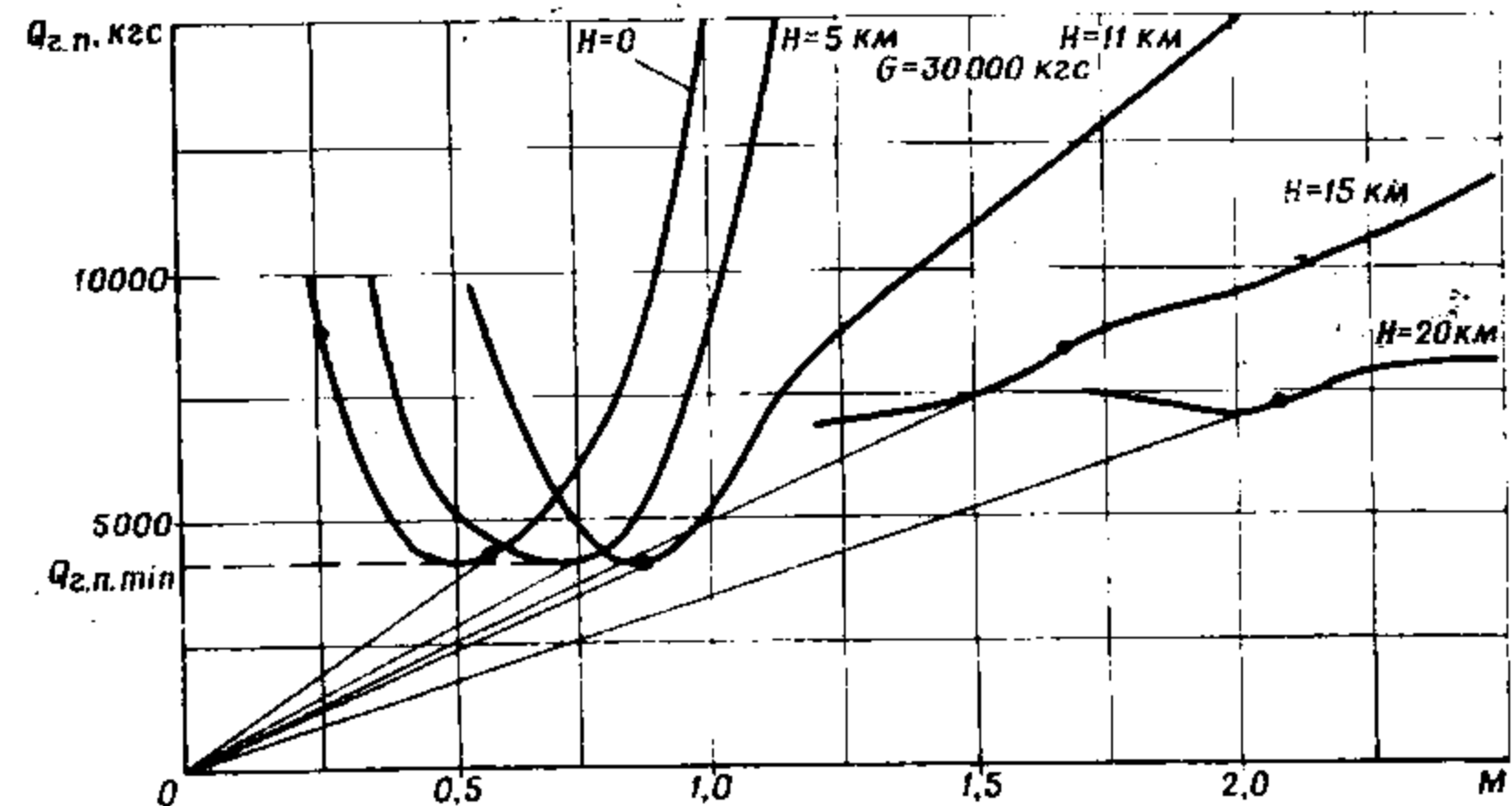


Рис. 7.1. Зависимость лобового сопротивления от высоты и числа M

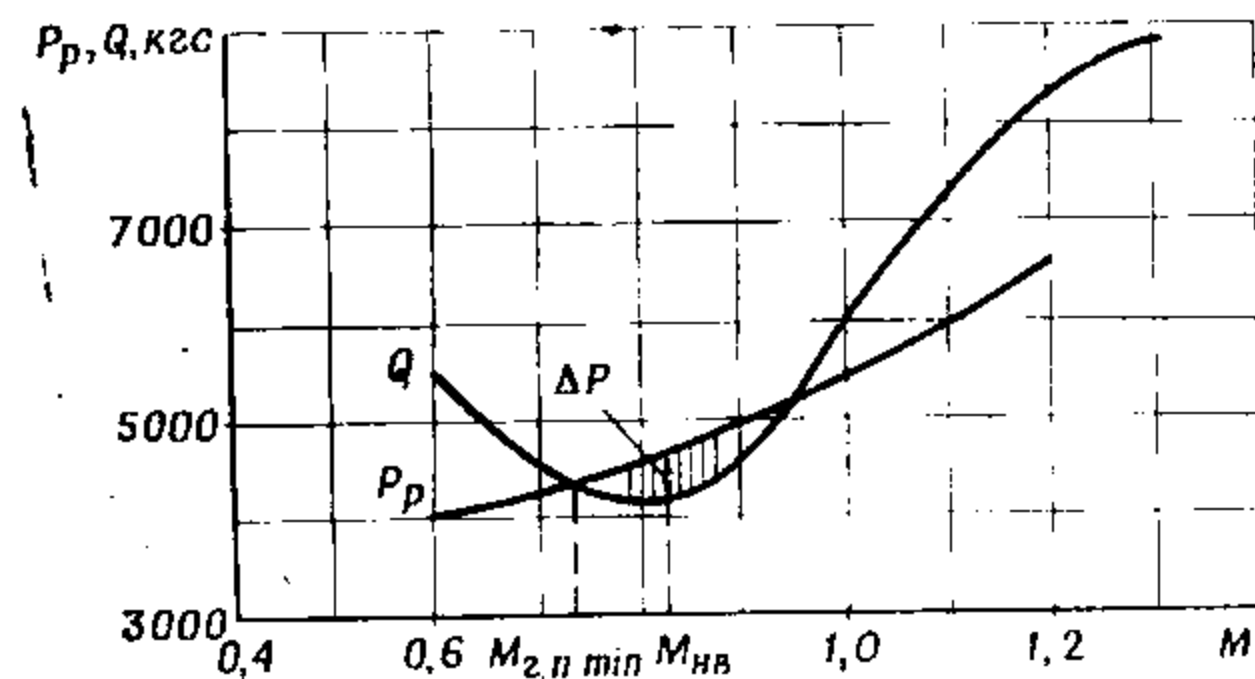


Рис. 7.2. Располагаемая тяга на максимуме и лобовое сопротивление Q ($H=11000$ м; без подвесок $G=31000$ кг)

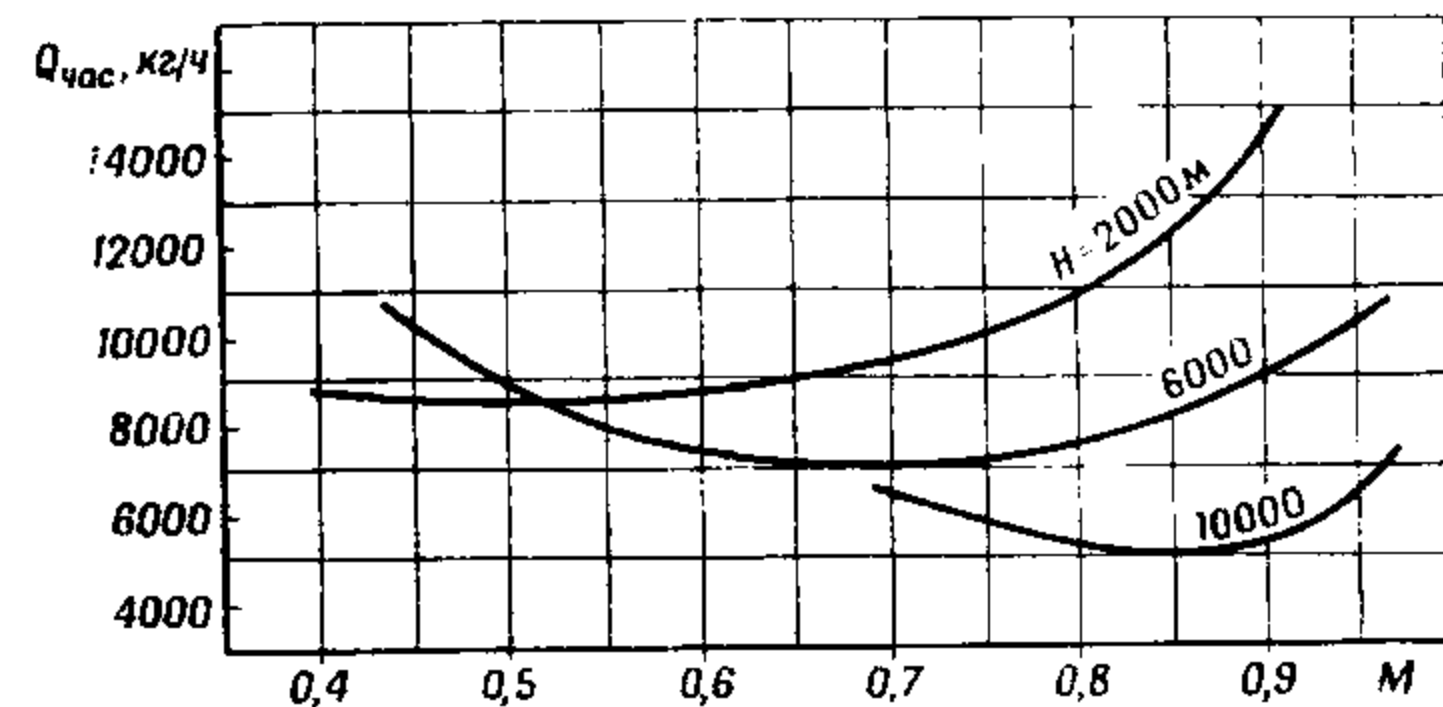


Рис. 7.3. Зависимость часового расхода топлива от числа M и высоты в горизонтальном установившемся полете на бесфорсажном режиме работы двигателей ($G=30$ т; самолет без подвесок)

Поэтому минимальное значение часового расхода топлива получается в прямолинейном горизонтальном установившемся полете на наиболее выгодной скорости $V_{пр} = 530$ км/ч, на высоте несколько ниже статического потолка без форсажа при работе двигателей на номинальных оборотах. Это соответствует $H = 9000 \div 10000$ м и числам $M = 0,85 \div 0,9$ (рис. 7.3).

Рассмотрим зависимость от скорости и высоты полета километрового расхода топлива

$$q = \frac{Q_{ч}}{V} = C_e \frac{Q}{V},$$

где Q — лобовое сопротивление самолета;

$Q_{ч}$ — часовой расход топлива.

Если допустить, что удельный расход C_e мало зависит от скорости полета на постоянной высоте, то минимальный километровый расход будет соответствовать скорости, на которой отношение $\frac{Q}{V}$ достигает минимального значения. Если на графике рис. 7.1,

на котором изображены кривые лобового сопротивления самолета в прямолинейном горизонтальном полете на различных высотах, провести из начала координат касательные к каждой кривой лобового сопротивления Q , то точки касания определяют число M , при котором отношение $\frac{Q}{V}$ минимально на соответствующей высоте.

Эту скорость называют крейсерской скоростью $V_{кр}$. Поскольку C_e зависит от скорости полета и от степени дросселирования двигателей (рис. 3.32 и 3.33), то скорость, при которой километровый расход минимален ($V_{q_{min}}$), оказывается несколько больше крейсерской. Это объясняется тем, что при крейсерской скорости полета из-за дросселирования двигателей удельный расход топлива C_e возрастает. При выдерживании $V_{q_{min}}$ степень дросселирования меньше, удельный расход C_e меньше и, хотя отношение $\frac{Q}{V}$ несколько больше, тем не менее величина километрового расхода топлива q будет меньше.

Графики скоростей минимальных километрового и часового расходов топлива самолета МиГ-25РБ в горизонтальном полете приведены на рис. 7.4.

Скорость минимального часового расхода соответствует у земли числу $M = 0,43$, на $H = 5000$ м — $0,6$, на 10000 — $0,81$, что соответствует $V_{пр} = 530$ км/ч. Скорость минимального километрового расхода изменяется от числа $M = 0,68$ у земли до $M = 0,9$ — на высотах $9-10$ км.

С увеличением высоты полета километровый расход топлива на бесфорсажном режиме существенно уменьшается. Уменьшение километрового расхода связано с уменьшением как $\frac{Q}{V}$ (рис. 7.1), так и C_e . Если у земли на $V_{q_{min}}$ для среднего полетного веса 30 тс он

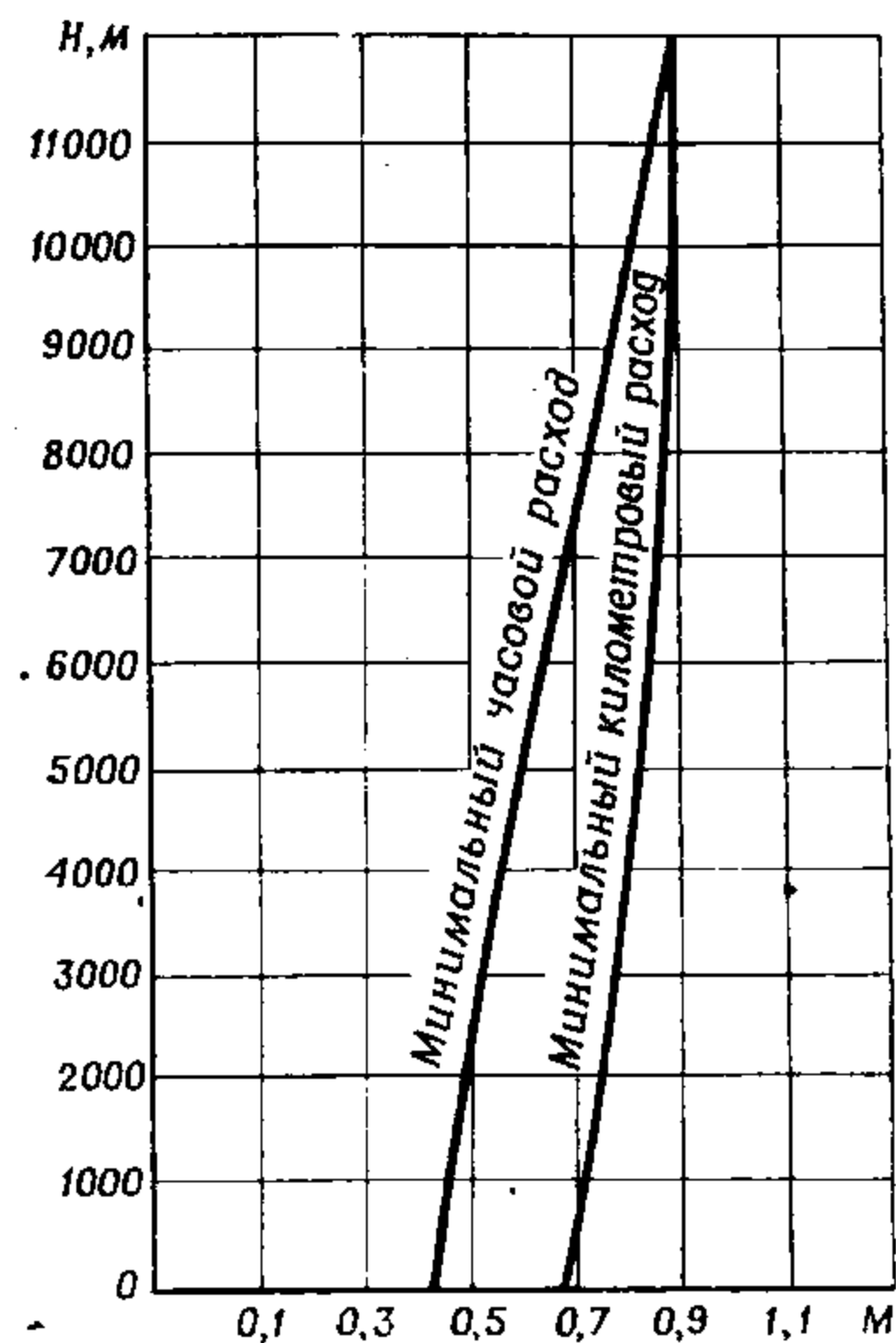


Рис. 7.4. Числа M , соответствующие минимальному часовому и километровому расходам топлива в горизонтальном полете без форсажа, без подвесок

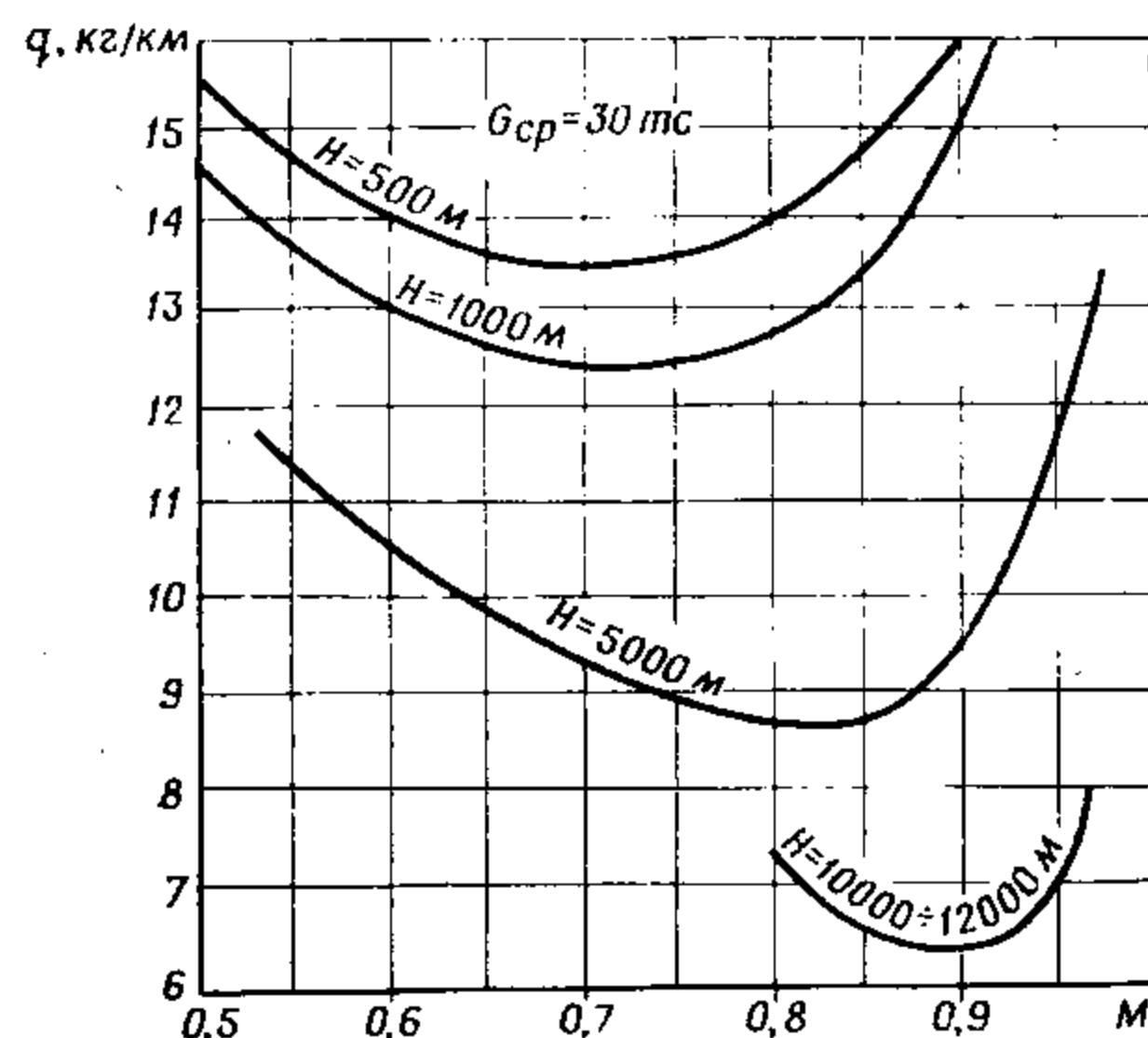


Рис. 7.5. Километровые расходы топлива в зависимости от высоты и числа M полета (без форсажа, без подвесок)

составляет 13,5 кг/км (рис. 7.5), то на высоте 11 000 м — 6,3 кг/км (без подвесок).

Километровые расходы на форсажном режиме работы двигателей современных самолетов, как правило, оказывались большими, чем километровые расходы на бесфорсажном режиме работы двигателей. Это объясняется преобладающим влиянием роста удельного расхода топлива над влиянием увеличения скорости на километровый расход топлива.

Принципиальной особенностью самолета МиГ-25РБ является то, что у этого самолета минимальный километровый расход топлива при одинаковом полетном весе на минимальном форсаже на высоте 20 км при $M = 2,35 \div 2,4$ оказался меньше, чем на бесфорсажном режиме максимальной дальности полета. Так, при среднем весе самолета 30 000 кгс без подвесок на указанном режиме он составляет 6,1 кг/км (рис. 7.6) вместо 6,2 кг/км, которые мы имеем на бесфорсажном режиме на $H = 10$ км при числе $M = 0,9$. В связи с этим появилась возможность выполнения полетов на самолете МиГ-25РБ на максимальную дальность на сверхзвуковой скорости.

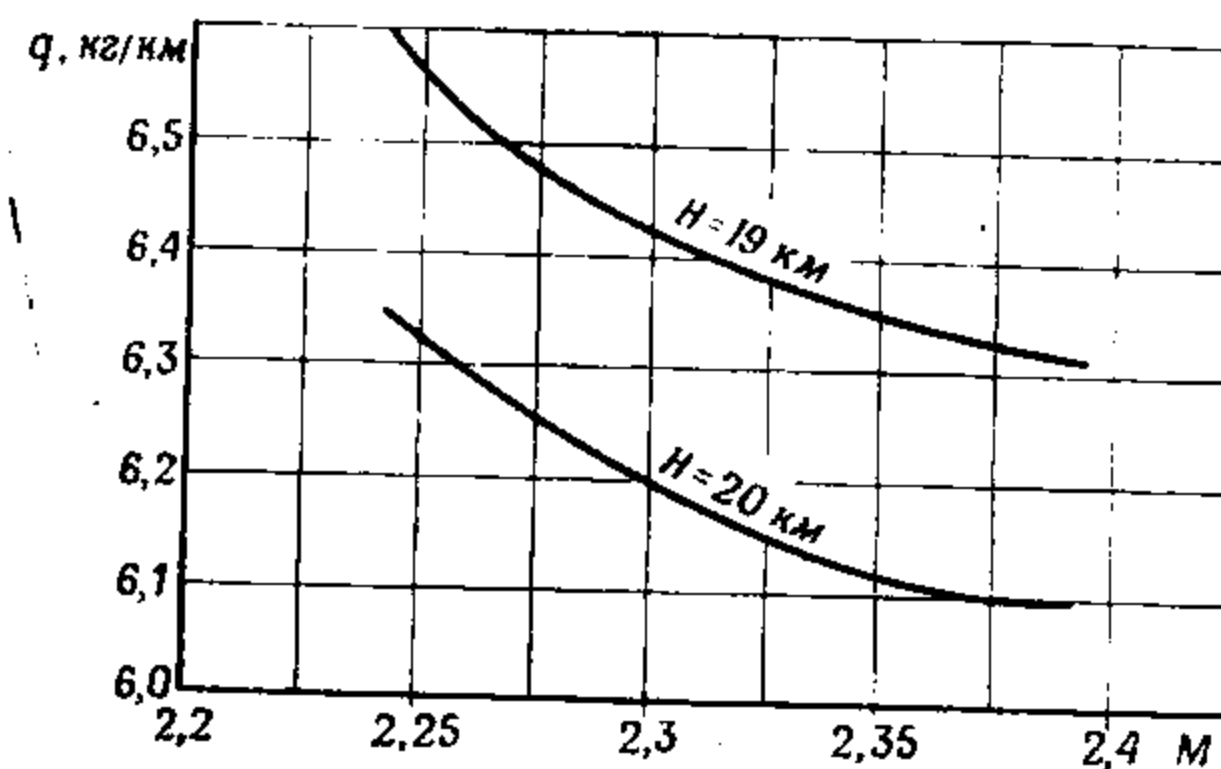


Рис. 7.6. Километровые расходы топлива в зависимости от высоты и числа M полета самолета без подвесок на минимальном форсаже ($G=30$ тс)

7.3.2. Влияние веса самолета

В процессе полета вес самолета за счет выработки топлива и сброса внешних подвесок уменьшается на 40—45%, что в значительной степени сказывается на величине часового и километрового расходов топлива. Зависимость минимального часового расхода топлива от веса самолета без подвесок и высоты полета на бесфорсажном режиме работы двигателей приведена на рис. 7.7.

Зависимость минимального километрового расхода топлива от веса самолета и подвесок на бесфорсажных и форсажных режимах работы двигателей приведена на рис. 7.8 и 7.9. Из графиков видно, что влияние веса самолета на километровый расход тем сильнее,

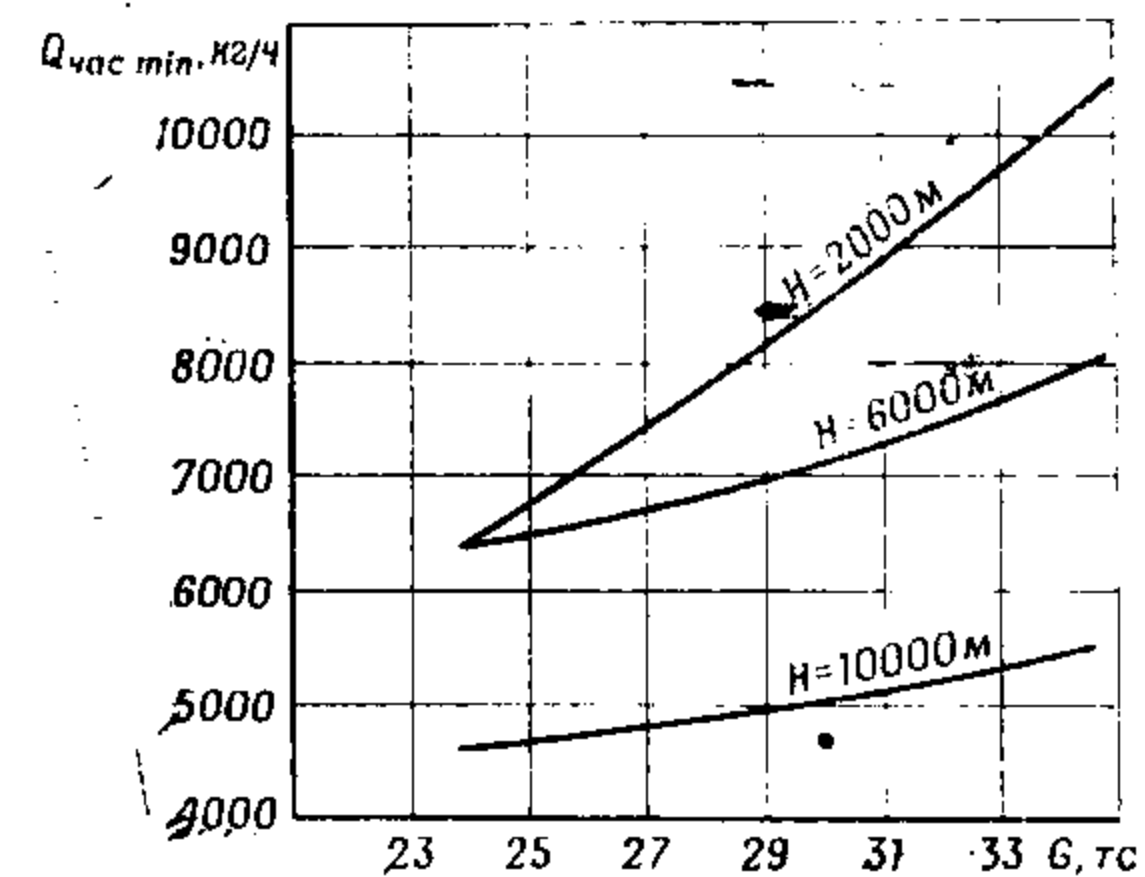


Рис. 7.7. Зависимость минимального часового расхода топлива от веса самолета и высоты полета на бесфорсажном режиме работы двигателей (самолет без подвесок)

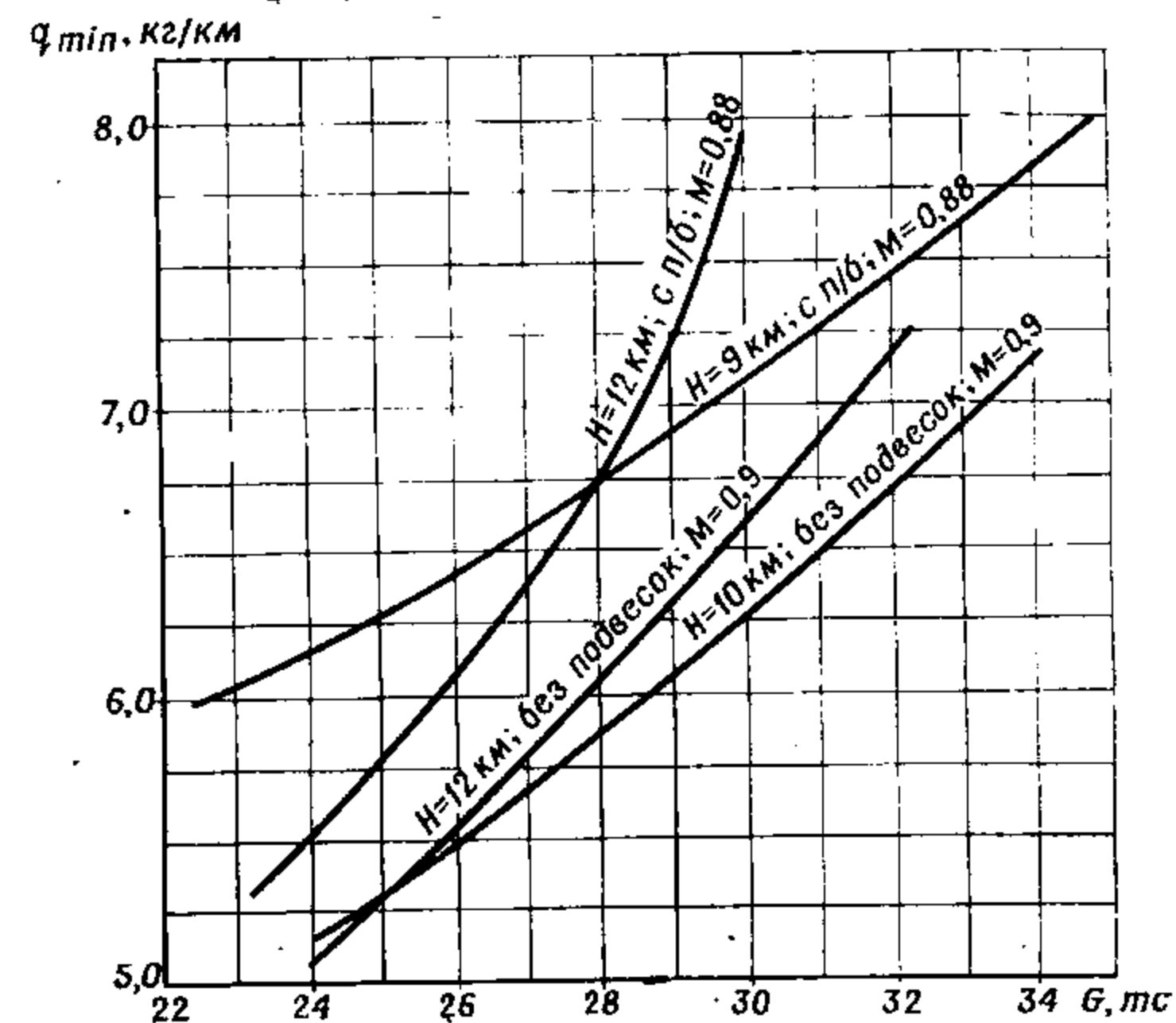


Рис. 7.8. Зависимость минимального километрового расхода топлива от веса самолета на бесфорсажном режиме работы двигателей

чем ближе высота полета к практическому потолку. На бесфорсажных режимах эта особенность проявляется сильнее, чем на форсажных. Следует заметить, что на форсажных режимах изменение полетного веса самолета сказывается слабее на величине километрового расхода, чем на бесфорсажных. Так, если на II мини-

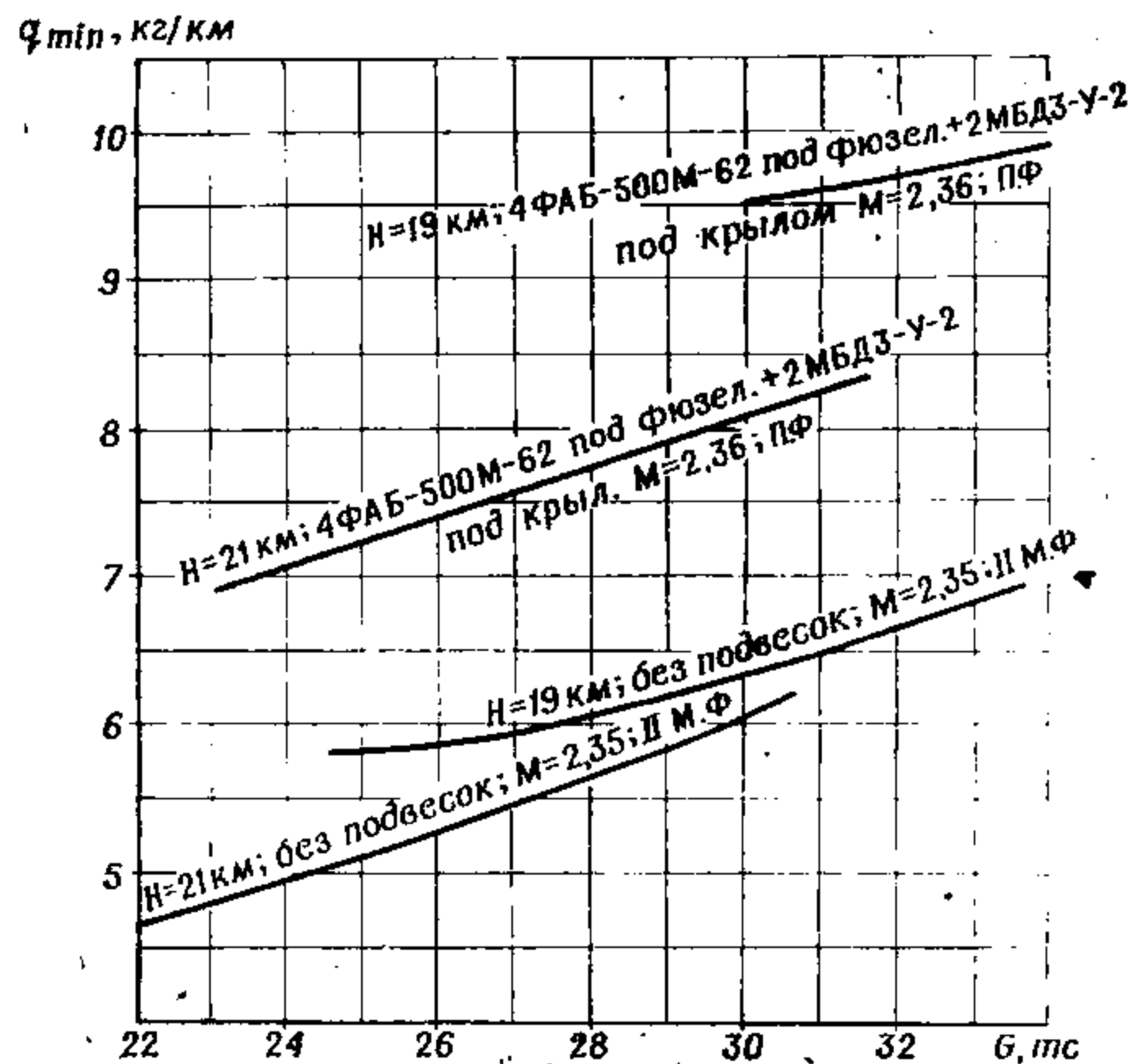


Рис. 7.9. Зависимость минимального километрового расхода топлива от веса самолета на II минимальном или полном форсаже

мальном форсаже на высоте 21 км при числе $M = 2,35$ без подвесок при уменьшении веса самолета с 29 до 24 тс q_{min} уменьшается с 5,8 до 5,0 кг/км, то при этом же уменьшении веса на бесфорсажном режиме на высоте 12 км при числе $M = 0,9$ он уменьшается с 6,3 до 5,0 кг/км (рис. 7.8 и 7.9).

7.3.3. Влияние температуры наружного воздуха

При горизонтальном полете с постоянной скоростью по прибору (с постоянным числом M) на бесфорсажном режиме работы двигателей километровый расход топлива от температуры не зависит, так как на истинную скорость полета при постоянном числе M температура влияет точно так же, как и на часовой расход топлива.

При горизонтальном полете с постоянным числом M на II полном форсаже километровый расход топлива изменяется существен-

но с изменением температуры. С достаточной для практики точностью можно считать, что при уменьшении температуры на 5° от стандартной километровый расход топлива уменьшается на 3,5%, а при увеличении на 5° — увеличивается на 4%.

7.3.4. Влияние подвесок вооружения и топливного бака

Подвески под крылом и фюзеляжем приводят к увеличению потребной тяги, величины километрового и часового расходов топлива. Степень их влияния зависит от величины дополнительного лобового сопротивления внешних подвесок, которая определяется аэродинамическими характеристиками подвесок. Величины километровых расходов топлива, а также дальности и продолжительности полета необходимо рассчитывать с учетом сброса бомб и подвешенного бака после выработки топлива из него.

При полете с подвешенным баком без сброса его после выработки топлива дальность полета по сравнению с дальностью без подвешенного бака увеличивается на 200—300 км. Такое незначительное увеличение дальности связано с увеличением километрового расхода топлива из-за прироста лобового сопротивления самолета, обусловленного подвешенным баком. При полете с подвешенным баком, сбрасываемым после выработки из него топлива, дальность полета увеличивается на 500—550 км по сравнению с дальностью полета без подвешенного бака.

При полете по потолкам на II полном форсаже с подвесками бомб со сбросом их на половине пути дальность полета по сравнению с дальностью полета по потолкам на II минимальном форсаже самолета без подвесок уменьшается:

- с 4 авиабомбами ФАБ-500М-62 под крылом — на 36%;
- с 4 авиабомбами ФАБ-500М-62 под фюзеляжем — на 33%.

7.3.5. Влияние ветра

При полете с попутным ветром путевая скорость больше воздушной, 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

$$q_w = \frac{q}{1 \pm \frac{W}{V}}$$

- где q_w — километровый расход топлива с учетом ветра, кг/км;
 q — километровый расход топлива без учета ветра, кг/км;
 W — попутная (+) или встречная (—) составляющая скорости ветра, км/ч;
 V — истинная скорость полета самолета, км/ч.

Следует иметь в виду, что при полете к цели и обратно по одному и тому же маршруту суммарный расход топлива при ветре

будет больше на величину $\frac{1}{1 - \left(\frac{W}{V}\right)^2}$. Это объясняется тем, что

самолет под воздействием встречного ветра находится большее время, и его путевая скорость в этом случае будет меньше.

Для самолета МиГ-25РБ учитывать влияние ветра на максимальную дальность необходимо только при полете в одном направлении, когда встречная или попутная составляющая скорости ветра достигает значительной величины. В инструкции приводятся характеристики дальности при безветрии.

Мы рассмотрели влияние эксплуатационных факторов на километровой и часовой расходы топлива. Влияние каждого фактора — высоты, скорости полета, веса самолета — было показано отдельно на соответствующих графиках. Пользоваться этими графиками для определения километрового и часового расходов топлива неудобно. Желательно было бы сосредоточить влияние этих трех параметров на одном графике. Это достигнуто применением обобщенных характеристик дальности и продолжительности полета.

§ 7.4. ОБОБЩЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

Обобщенными характеристиками называют зависимость относительного километрового расхода топлива \bar{q} от числа M полета и приведенного веса самолета $G_{пр}$ (рис. 7.10). Эти характеристики позволяют определить условия, при которых километровый расход топлива минимален, или определить \bar{q} при заданных условиях полета: высоте, скорости полета и полетном весе.

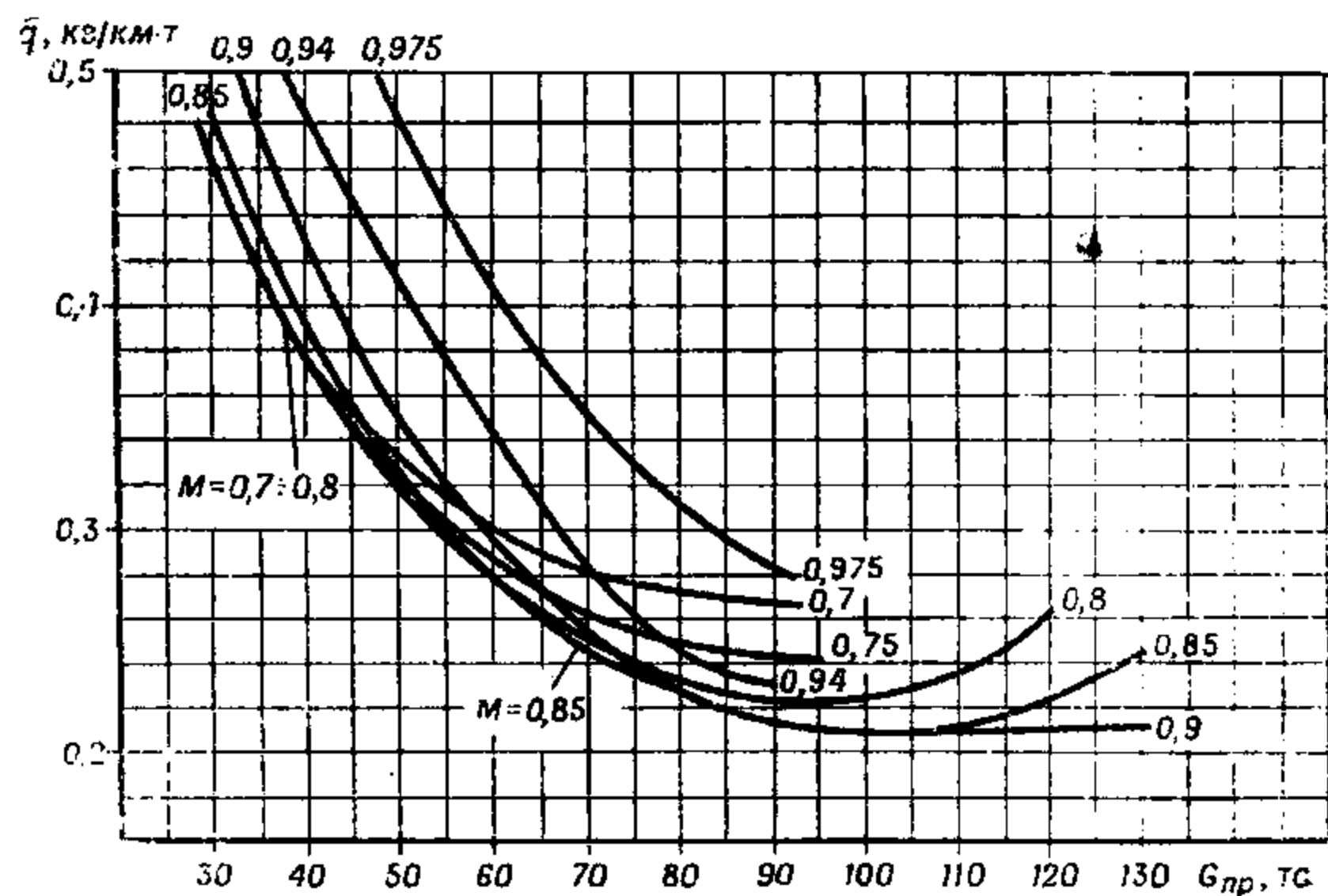


Рис. 7.10. Обобщенные характеристики на бесфорсажном режиме работы двигателей (самолет без подвесок)

Под относительным километровым расходом топлива \bar{q} (кг/км·тс) понимают количество килограммов топлива, потребное для перемещения одной тонны веса самолета на пути 1 км

$$\bar{q} = \frac{q}{G}$$

Приведенный вес самолета на данной высоте — это условная подъемная сила самолета, выполняющего прямолинейный горизонтальный полет у земли с таким числом M и углом атаки, как на данной высоте:

$$G_{пр} = G \frac{p_0}{p_H}$$

где p_0 и p_H — стандартное давление у земли и на данной высоте, кгс/м².

Кроме обобщенных характеристик относительного километрового расхода топлива можно построить подобные характеристики

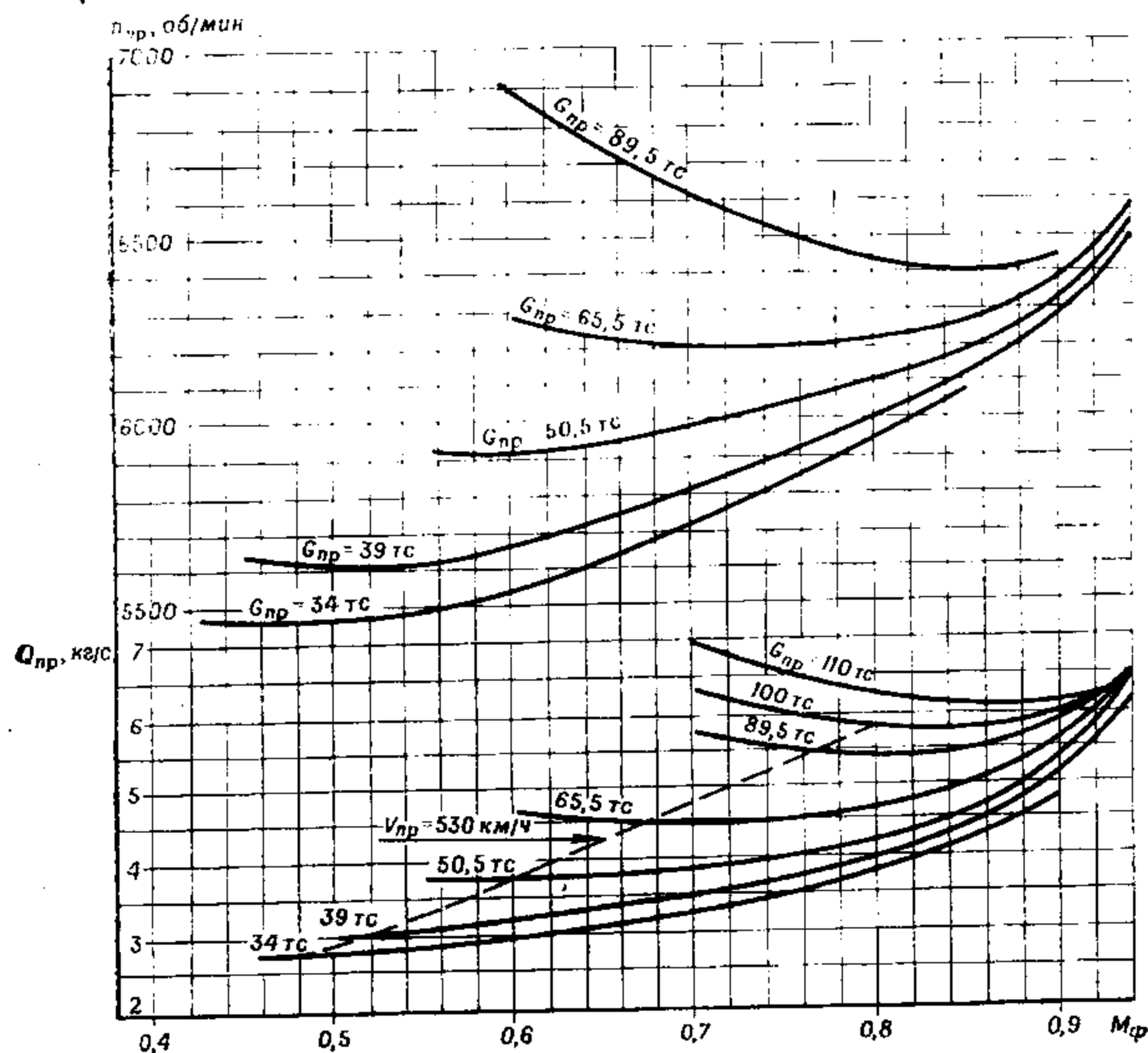


Рис. 7.11. Обобщенные характеристики потребных оборотов и секундных расходов топлива на бесфорсажных режимах (самолет без подвесок)

ки приведенных секундного расхода $Q_{пр}$ и потребных оборотов двигателей $n_{пр}$ (рис. 7.11).

Приведенный секундный расход топлива $Q_{пр}$ равен

$$Q_{пр} = Q \frac{p_0}{p_H} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}};$$

приведенные обороты двигателей равны

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{T_0}{T_H}},$$

где $p_0 = 10\,332$ кгс/м² и $T_0 = 288$ К — давление и температура воздуха у земли по стандартной атмосфере;

p_H — атмосферное давление на высоте по стандартной атмосфере;

T_H — фактическая температура наружного воздуха на высоте, К.

$Q_{пр}$ и $n_{пр}$ — это условный секундный расход топлива и условные обороты, которые имели бы двигатели, если бы самолет мог выполнять полет у земли при стандартных атмосферных условиях с таким же числом M , как и на данной высоте.

Таким образом, обобщенные характеристики позволяют определить километровый и секундный расходы топлива, а также режим работы двигателей для любых высот, скоростей полета и весов самолета.

Пример. На самолете МиГ-25РБ должен выполняться горизонтальный полет на высоте 9000 м без подвесок при числе $M = 0,9$ с начальным весом $G_{нач} = 32\,000$ кгс. Вес самолета в конце горизонтального участка $G_{кон} = 23\,000$ кгс. Определить километровый и секундный расходы топлива и обороты двигателей при $t_{н.в} = -45^\circ\text{C}$.

Решение: 1. По таблице стандартной атмосферы находим атмосферное давление на $H = 9000$ м; $p_H = 3140$ кгс/м².

2. Для среднего фактического веса самолета

$$G_{ср} = \frac{G_{нач} + G_{кон}}{2} = 27,5 \text{ тс}$$

находим приведенный вес самолета

$$G_{пр. ср} = G_{ср} \frac{p_0}{p_H} = 27,5 \frac{10\,332}{3140} = 90,5 \text{ тс}$$

3. По обобщенным характеристикам рис. 7.10 для числа $M = 0,9$ и $G_{пр. ср} = 90,5$ тс определяем относительный километровый расход $\bar{q}_{ср} = 0,215$ кг/км·тс. Тогда $q_{ср} = \bar{q}_{ср} G_{ср} = 0,215 \cdot 27,5 = 5,9$ кг/км.

4. По графику рис. 7.11 для числа $M = 0,9$ и $G_{пр. ср} = 90,5$ тс находим приведенный секундный расход топлива: $Q_{пр. ср} = 5,8$ кг/с.

5. $T_H = 273 - 45 = 228$ К.

6. Находим секундный расход топлива $Q_{ср}$

$$Q_{ср} = Q_{пр. ср} \frac{p_H}{p_0} \sqrt{\frac{T_H}{T_0}} = 5,8 \frac{3140}{10\,332} \sqrt{\frac{228}{288}} = 1,57 \text{ кг/с}$$

7. По графику рис. 7.11 для числа $M = 0,9$ и $G_{пр. ср} = 90,5$ тс находим средние для этого участка полета приведенные обороты двигателей: $n_{пр. ср} = 6460$ об/мин.

Фактические средние обороты двигателей с учетом влияния температуры наружного воздуха будут равны

$$n_{ср} = n_{пр. ср} \sqrt{\frac{T_H}{T_0}} = 6460 \sqrt{\frac{228}{288}} = 5750 \text{ об/мин}$$

Учитывая, что 100% оборотов ротора двигателя соответствует 7000 об/мин: $n_{ср} = 82,2\%$.

Для более оперативного решения подобных задач удобнее пользоваться номограммами (рис. 7.12—7.19). Ключ и решение задач указаны на номограммах. Наряду с решением указанных выше задач номограммы позволяют определять наиболее выгодные режимы полета на дальность: скорости и высоты, соответствующие минимальному километровому расходу топлива.

Для определения максимальной дальности горизонтального полета необходимо пользоваться номограммами рис. 7.12—7.15.

Ключ решения задач следующий:

$$\bar{q}_{\min. \min} \begin{cases} H_{зад} \rightarrow G_{зад} \\ G_{зад} \rightarrow q_{\min. \min} \rightarrow G_{тр. п} \rightarrow L_{г. п. \max. \max} \rightarrow V \rightarrow t_{г. п} \end{cases}$$

При определении максимальной продолжительности горизонтального полета при его выполнении на максимальную продолжительность можно пользоваться номограммами рис. 7.16 и 7.17. Ключ решения задач следующий:

$$Q_{пр. \min. \min} \begin{cases} H_{зад} \rightarrow G_{зад} \\ H_{зад} \rightarrow T_H \rightarrow Q_{\min. \min} \rightarrow G_{тр. п} \rightarrow t_{г. п. \max. \max} \end{cases}$$

Определить потребные обороты двигателей для выполнения горизонтального полета самолета с любым весом на желаемой высоте и числе M можно по номограмме рис. 7.18—7.19, пользуясь ключом:

$$G \rightarrow H \rightarrow G_{пр} \rightarrow M \rightarrow n_{пр} \rightarrow T_H \rightarrow n$$

Приведенная последовательность определения максимальной дальности, продолжительности горизонтального полета и потребных оборотов двигателей показана пунктирными линиями на номограммах рис. 7.12, 7.13, 7.16, 7.18 и 7.19.

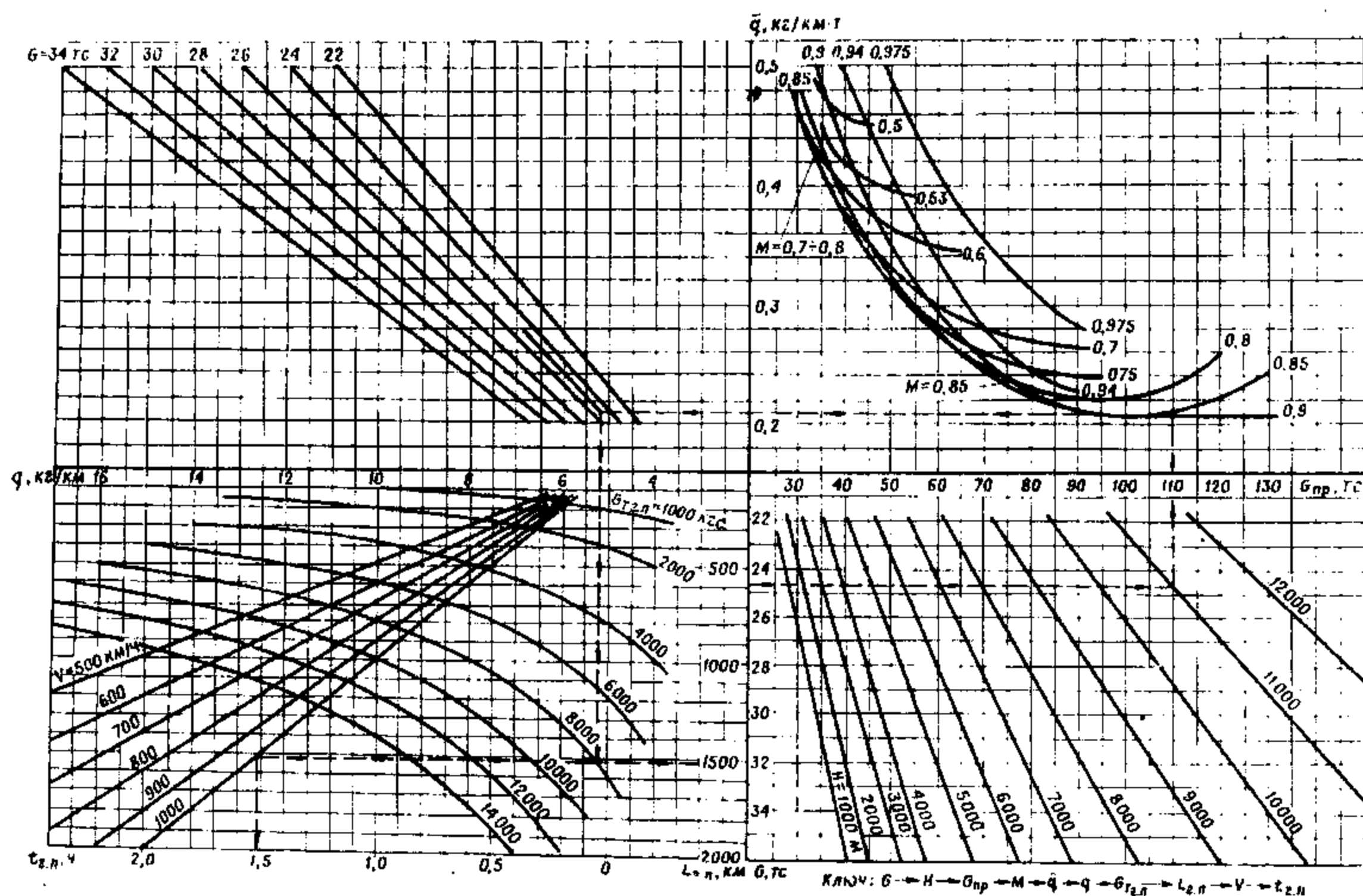


Рис. 7.12. Номограмма для определения километрового расхода топлива, дальности и необходимого запаса топлива на участке горизонтального полета без форсажа (самолет без подвесок)

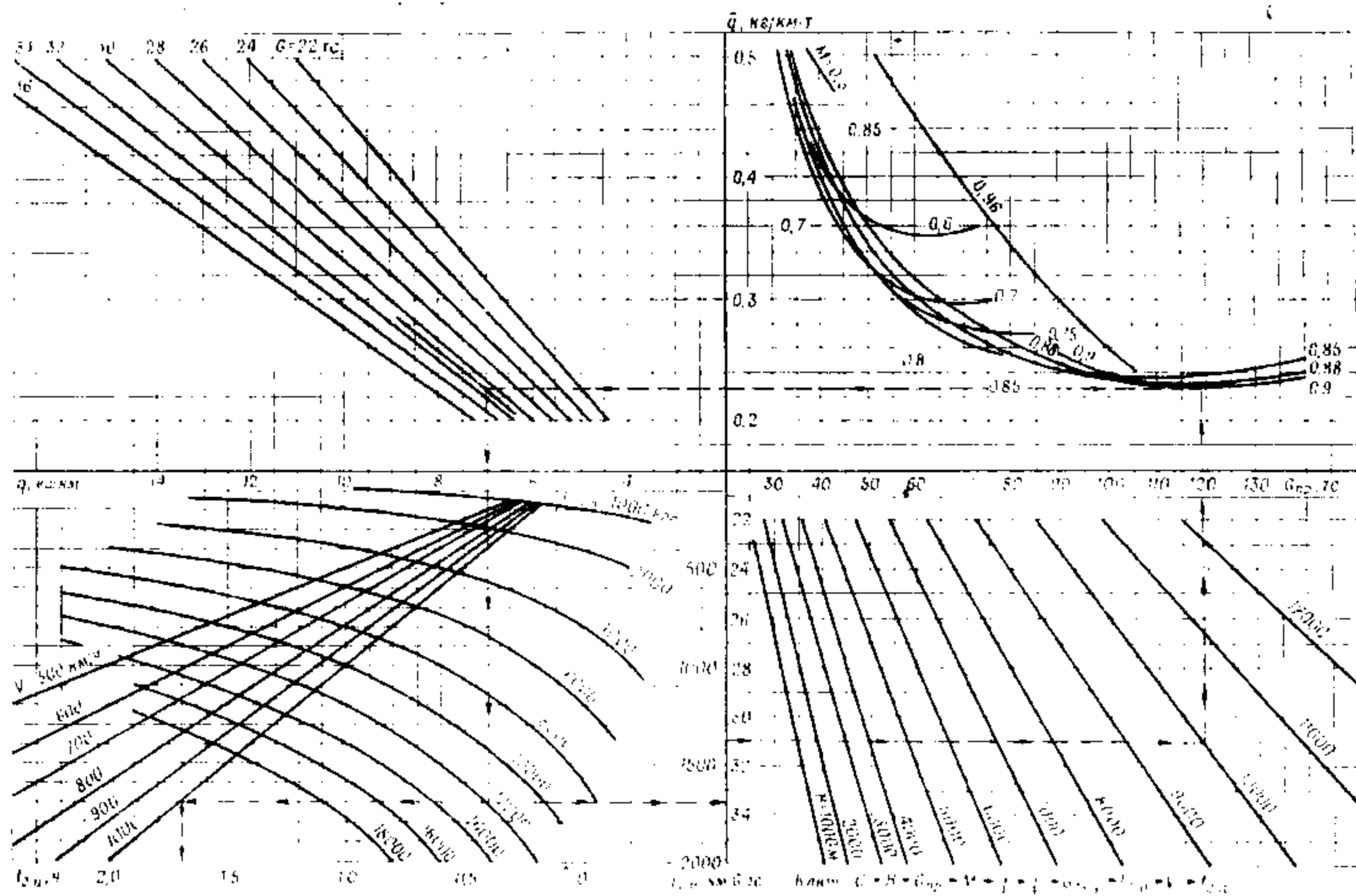


Рис. 7.13. Номограмма для определения километрового расхода топлива, дальности и необходимого запаса топлива на участке горизонтального полета без форсажа с подвесным баком

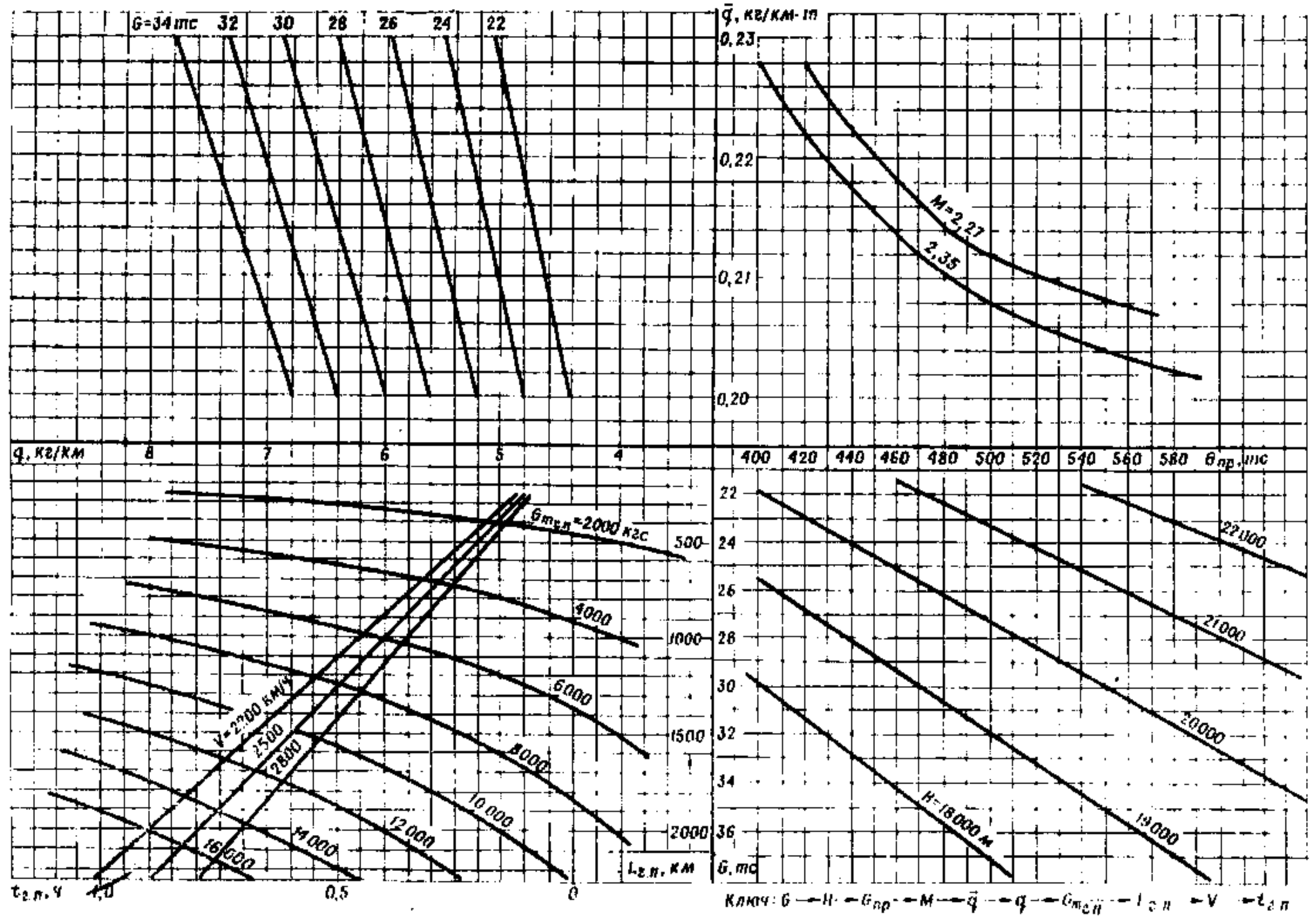


Рис. 7.14. Номограмма для определения километрового расхода топлива, дальности и необходимого запаса топлива на участке горизонтального полета на II минимальном форсаже, без подвесок

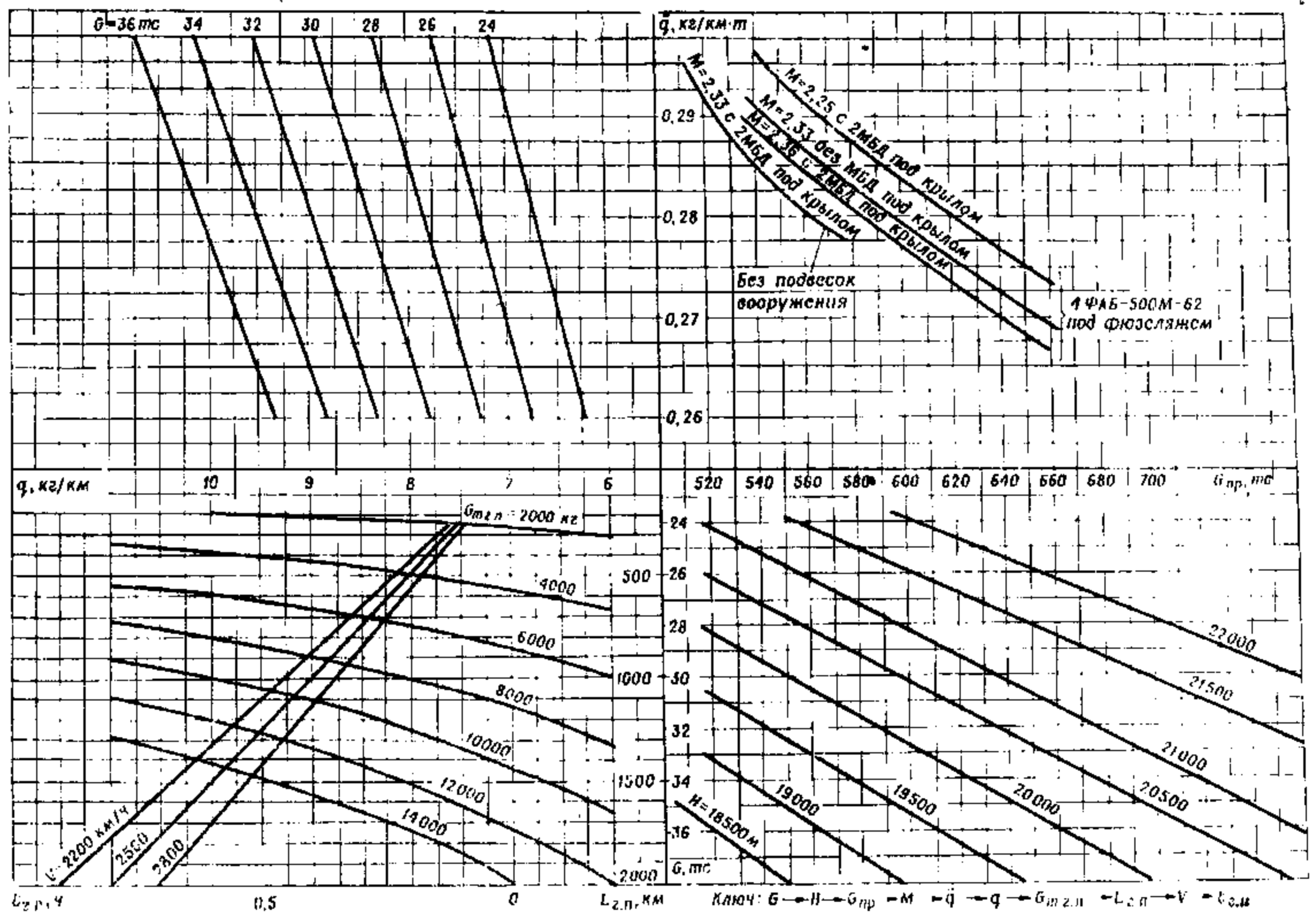


Рис. 7.15. Номограмма для определения километрового расхода топлива, дальности и необходимого запаса топлива на участке горизонтального полета на II полном форсаже

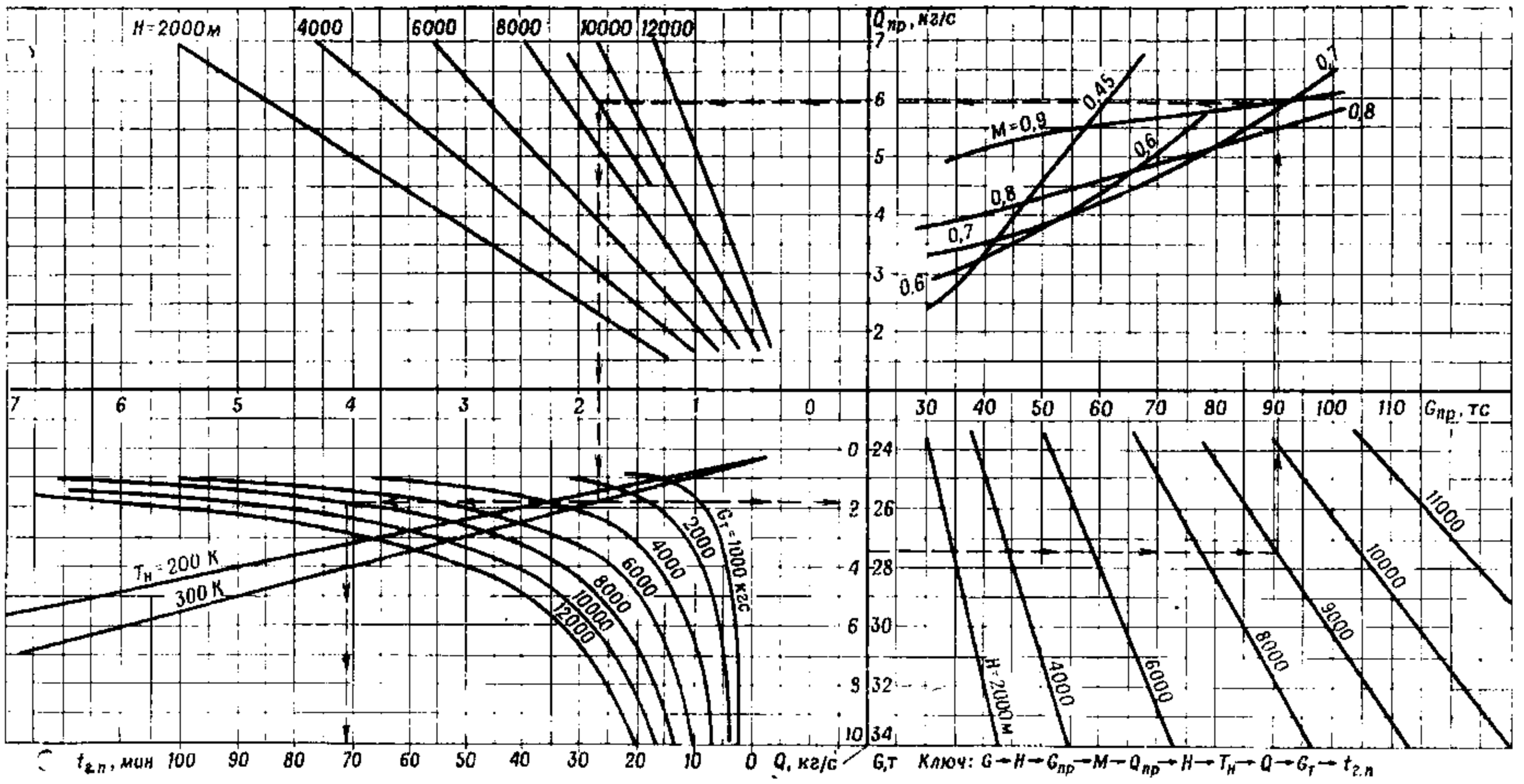


Рис. 7.16. Номограмма для определения секундного расхода топлива, продолжительности и необходимого запаса топлива для горизонтального полета на продолжительность без форсажа (самолет без подвесок)

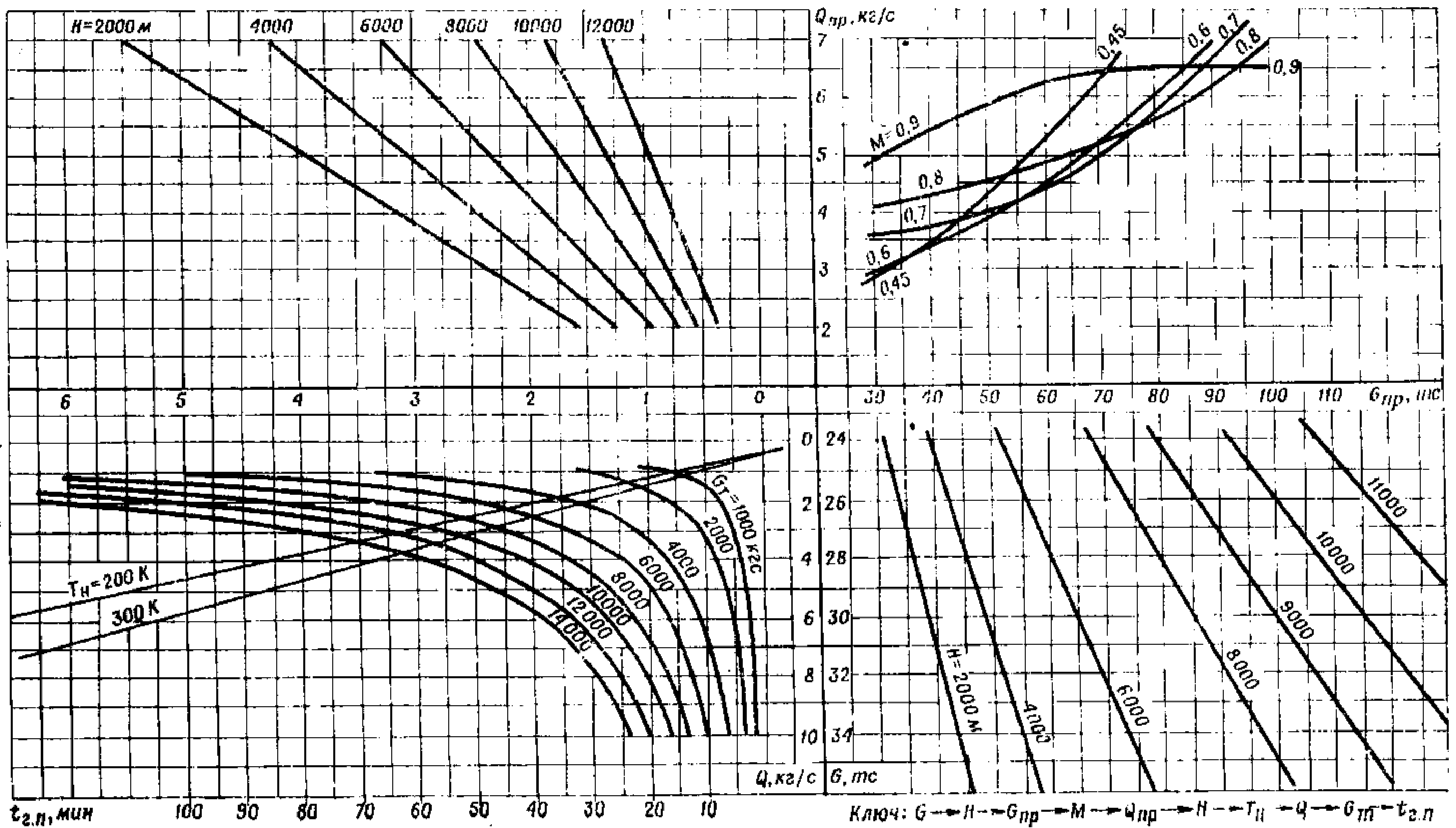


Рис. 7.17. Номограмма для определения секундного расхода топлива, продолжительности и необходимого запаса топлива для горизонтального полета на продолжительность без форсажа (самолет с подвесным баком)

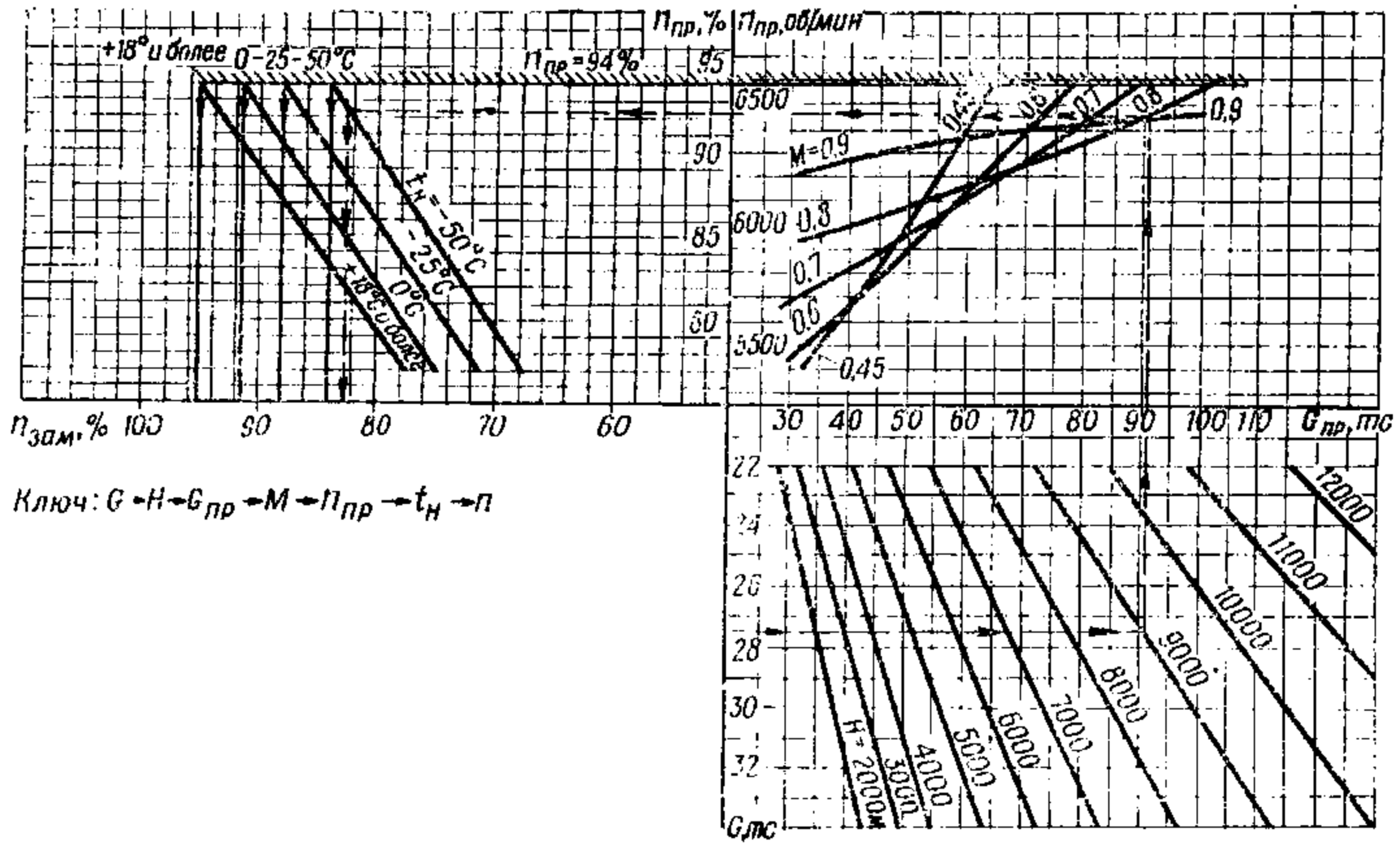


Рис. 7.18. Номограмма для определения по обобщенным характеристикам фактических оборотов двигателей (без форсажа; самолет без подвесок)

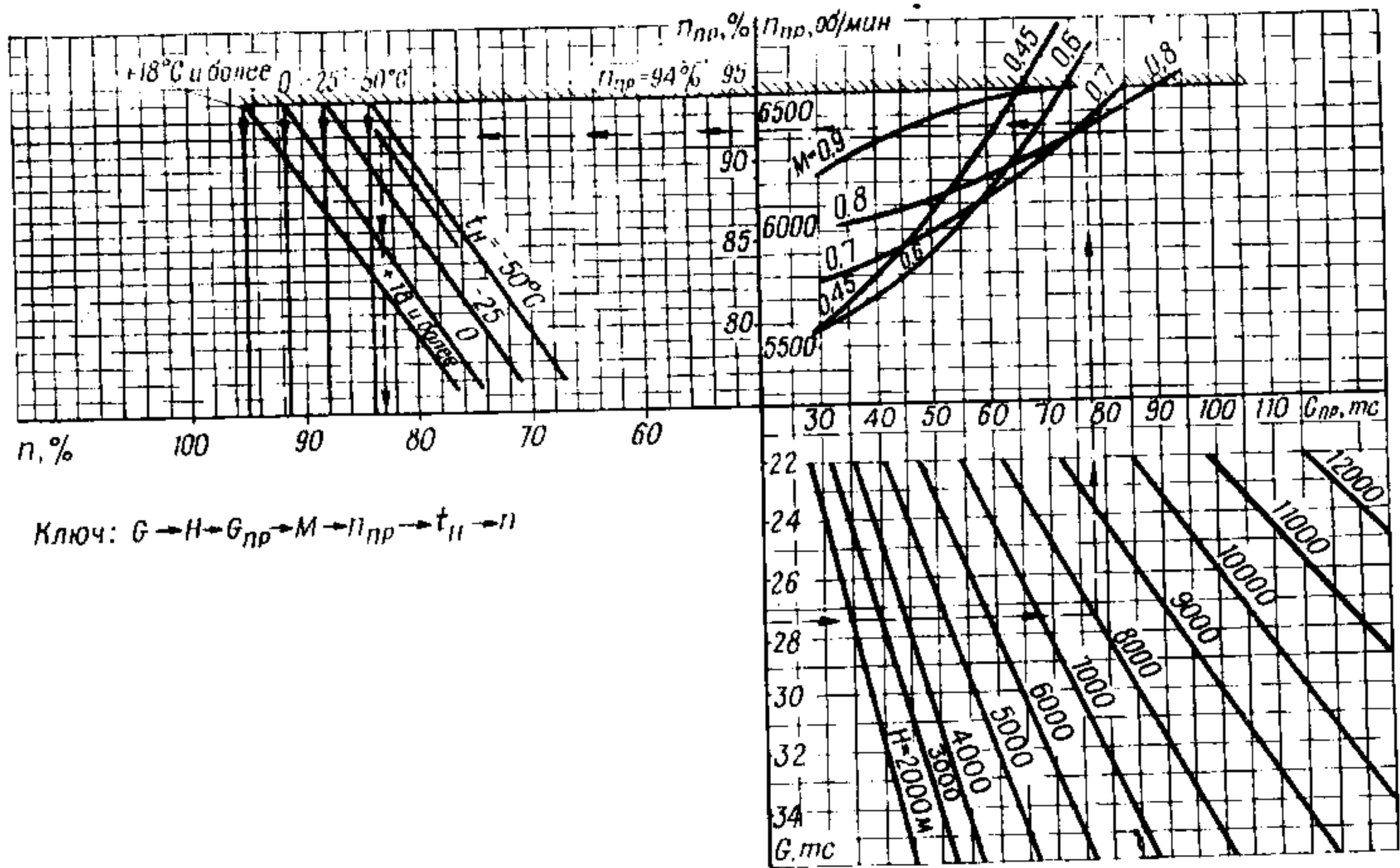


Рис. 7.19. Номограмма для определения фактических оборотов двигателей по обобщенным характеристикам (без форсажа; самолет с подвесным баком)

Одним из важных вопросов при расчете полета на дальность является выбор такого режима полета, чтобы по мере облегчения самолета при выработке топлива он оставался наиболее выгодным в течение всего полета. Этот вопрос на самолете МиГ-25РБ имеет особое значение, так как вес этого самолета по мере выработки топлива изменяется гораздо сильнее, чем у других современных сверхзвуковых самолетов.

§ 7.5. ВЫБОР РЕЖИМА ПОЛЕТА

Рассмотрим, как меняется относительный километровый расход топлива \bar{q} на дозвуковых скоростях по мере выработки топлива при различных способах пилотирования самолета. При этом, 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. 7.20, число $M = 0,9$, $G_{пр} = 119$ тс. Это соответствует весу самолета 31 тс на высоте 10 000 м).

7.5.1. Полет на постоянной высоте при постоянных оборотах двигателей

Пусть на высоте, соответствующей $G_{пр} = 119$ тс, летчик установил число $M = 0,9$ и решил выполнять полет на постоянной высоте, не изменяя режима работы двигателей. По мере выгорания топлива и облегчения самолета

$$G_{пр} = G \frac{P_0}{P_H}$$

будет уменьшаться за счет уменьшения веса самолета G . С уменьшением полетного веса уменьшается потребная тяга и самолет бу-

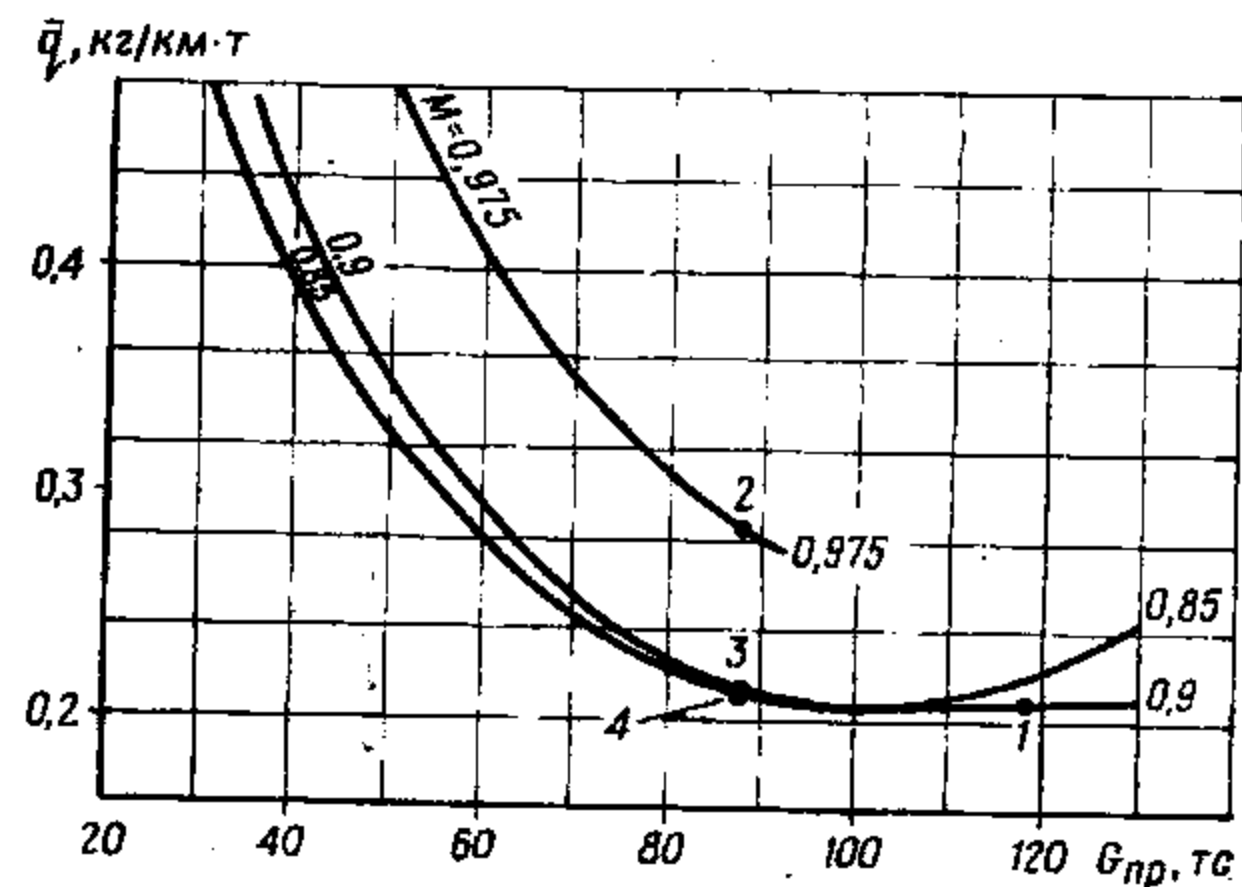
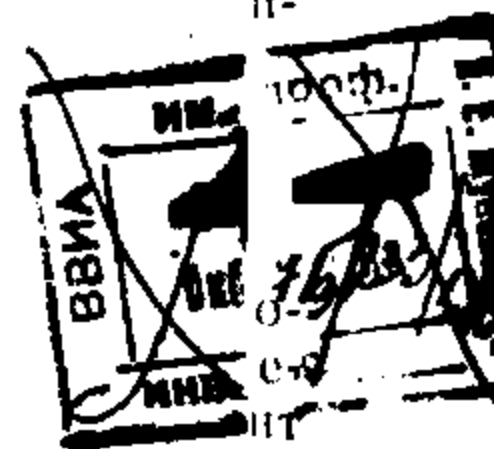


Рис. 7.20. Сравнительная экономичность полета при различных способах пилотирования самолета

дет постепенно увеличивать скорость. К концу полета (точка 2, рис. 7.20) $G_{пр}$ уменьшится до 31 тс на высоте 10 000 м.



Одним из важных вопросов при расчете полета на дальность является выбор такого режима полета, чтобы по мере облегчения

дет постепенно увеличивать скорость. К концу полета (точка 2, рис. 7.20) $G_{пр}$ уменьшается до 88 тс, а относительный километровой расход топлива возрастает с 0,21 до 0,29 кг/км·тс, то есть экономичность полета значительно ухудшается. Такой режим не может быть выбран для полета на дальность.

7.5.2. Полет на постоянной высоте при постоянном числе М

Летчик начинает полет в тех же условиях, что и в первом случае (точка 1), но выдерживает постоянными высоту и число М полета. В этом случае при израсходовании того же количества топлива (до $G_{пр} = 88$ тс) летчик вынужден будет уменьшать обороты двигателей с тем, чтобы сохранить постоянным число М полета. К концу полета относительный километровой расход топлива становится равным 0,216 кг/км·т (точка 3). Как видно, этот режим более выгоден, чем первый и находит применение при полетах на заданных эшелонах.

7.5.3. Полет при постоянной высоте на режиме максимальной дальности

Предположим, что летчик в каждый момент времени выдерживает скорость, соответствующую максимальной дальности при текущем значении полетного веса, сохраняя постоянной высоту полета. С уменьшением веса самолета скорость максимальной дальности должна уменьшаться летчиком и в конце полета число М должно быть равным 0,85 (точка 4, рис. 7.20). Относительный километровой расход изменяется в течение полета незначительно (с 0,21 до 0,214 кг/км·тс). Режим полета экономичен, но неудобен в технике пилотирования. Поэтому в практике полетов не применяется.

7.5.4. Полет по потолкам

Из рис. 7.20 видно, что наибольшую экономичность можно получить, если в течение всего полета величина \bar{q} будет минимальна и неизменна по мере облегчения самолета. Для этого необходимо, чтобы число М = 0,9 и $G_{пр} = 119$ тс (на рис. 7.20 этому соответствует точка 1) оставались неизменными.

Чтобы при выгорании топлива приведенный вес самолета оставался постоянным ($G_{пр} = 119$ тс), необходимо все время увеличивать высоту полета (уменьшать давление p_{II}), то есть поддерживать равенство

$$G_{пр} = G \frac{p_0}{p_{II}} = \text{const.}$$

Полет с постоянным набором высоты по мере облегчения самолета при постоянных числе М и приведенном весе 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 полетном весе и числе M полета. Режим полета по потолкам, которому соответствует максимальная экономичность, является наиболее оптимальным режимом. Поэтому он и применяется при полетах на дальность как на сверхзвуковых, так и на околозвуковых скоростях.

Для выполнения инженерно-штурманского расчета полета по потолкам удобно пользоваться планшетом, помещенным на рис. 7.21.

Стокилометровые отрезки на планшете имеют различные размеры в зависимости от километрового расхода. Путем сравнения количества и размеров этих отрезков можно проанализировать на планшете экономичность последних трех режимов полета. Можно видеть, что на некоторых высотах наиболее выгодное число M не меняется при облегчении самолета. Планшет позволяет определить дальность полета с набором высоты и снижением рекомендованными инструкцией методами:

— по потолкам на сверхзвуковых и околозвуковых скоростях; без подвесного бака и с ним, без сброса бака и со сбросом;

— на постоянной высоте без подвесного бака и с ним, без сброса и со сбросом, на переменном наиболее выгодном числе M при облегчении самолета и с постоянным, близким к наиболее выгодному, числом M ;

— по любому переменному профилю полета.

Следует заметить, что дальности полета, получаемые с помощью планшета, по сравнению с данными инструкции несколько меньше. Это объясняется тем, что в расчете принят несколько меньший запас топлива. Для получения дальности полета с желаемым запасом топлива достаточно сместить линии набора высоты вправо или влево.

Глава 8

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

§ 8.1. ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА МиГ-25РБ

Взлетно-посадочные характеристики самолета МиГ-25РБ имеют особенности, свойственные всем современным сверхзвуковым самолетам неизменяемой геометрии.

Так, из-за малой величины аэродинамического качества на взлетно-посадочных режимах (5,0—5,2 с выпущенными шасси и закрылками) велика зависимость режима полета от тяги двигателей.

Большая удельная нагрузка на крыло ($\frac{G}{S} = 370 \div 480$ кгс/м²), небольшая несущая способность крыла на взлетно-посадочных углах атаки обуславливают наличие больших скоростей отрыва и приземления. Скорость отрыва самолета МиГ-25РБ при угле атаки 11° в зависимости от взлетного веса составляет 340—390 км/ч. Скорость приземления при угле атаки 10° составляет 285 км/ч.

На форсаже двигатели создают тягу значительно больше, чем без форсажа. На земле на месте эффективная тяга двигателей в условиях стандартной атмосферы составляет на форсаже 17 600 кгс, а без форсажа 12 200 кгс. В процессе разбега различие в тягах увеличивается, так как без форсажа при разгоне до числа $M=0,5$ эффективная тяга сохраняется постоянной, а на форсаже — увеличивается и на числе $M=0,2$ она уже составляет 19 200 кгс.

Тяговооруженность самолета без внешних подвесок ($G = 34 000$ кгс) в начале разбега при стандартных атмосферных условиях составляет: 0,36 — без форсажа и 0,57 — на форсаже.

Взлет самолета выполняется только на форсаже. Взлет на максимальном режиме работы двигателей допускается только при 50% заправке боевого и 60% заправке учебно-боевого самолетов.

Значительные скорости отрыва и приземления при небольших продольных ускорениях определяют большие длины разбега и пробега и потребную длину ВПП для эксплуатации самолета.

Самолет МиГ-25РБ может эксплуатироваться только с аэродромами I класса.

§ 8.2. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА САМОЛЕТА

Взлетно-посадочные устройства самолета состоят из трехопорного убирающегося в полете колесного шасси, парашютно-тормозной установки и взлетно-посадочных закрылков.

8.2.1. Шасси

Шасси состоит из двух главных и одной передней стоек рычажного типа. Все три стойки убираются в фюзеляж вперед против потока.

Передняя стойка оснащена двумя спаренными колесами КТ-112/2А с размером пневматиков 700×200 . Основные стойки имеют по одному колесу КТ-111/2А с размером пневматика 1300×360 .

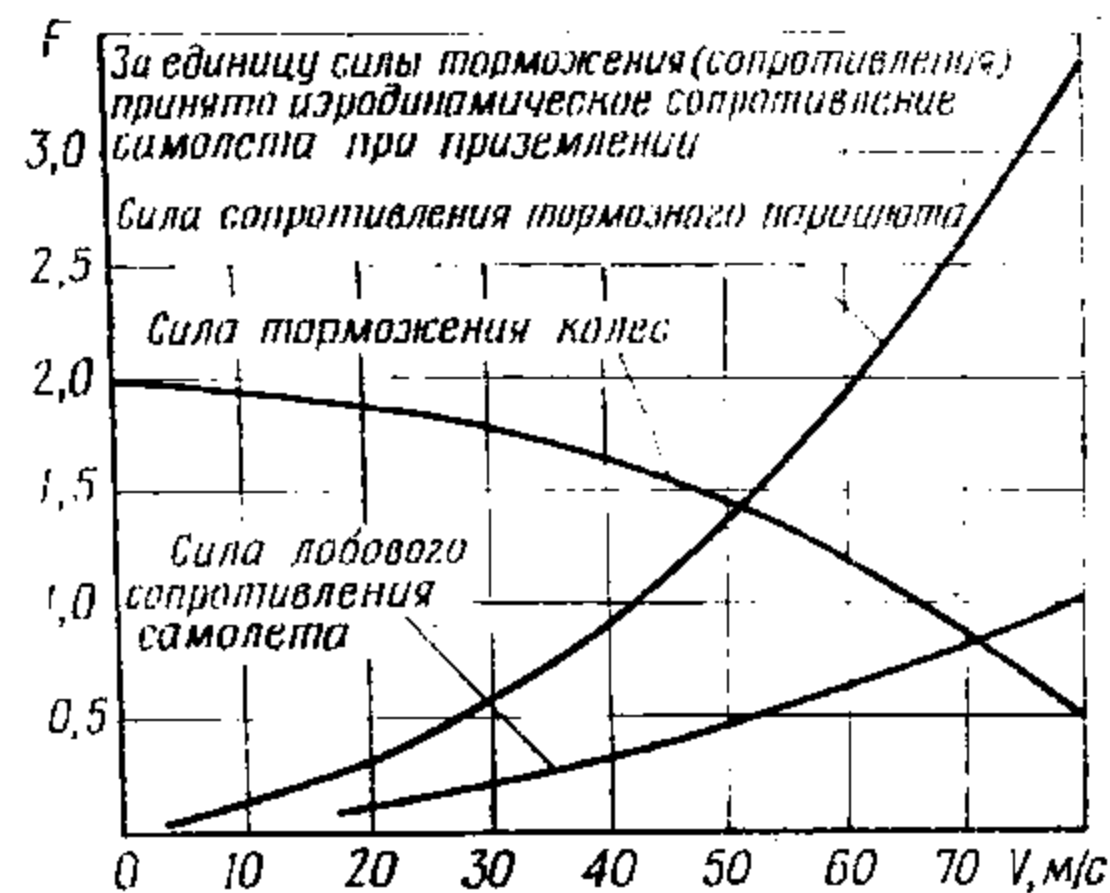


Рис. 8.1. Силы, действующие на самолет при пробеге

Для увеличения замедления на пробеге и тем самым уменьшения длины пробега все колеса оборудованы дисковыми тормозами, обладающими повышенной энергоемкостью по сравнению с колодочными. Максимальная эффективность торможения колес достигается при полном нажатии рычага тормозов. Сила торможения колес по мере гашения скорости на пробеге возрастает (рис. 8.1). Использование тормозов колес на пробеге обязательно. Поэтому основная система торможения колес для надежности дублируется.

Пневматики колес на разбеге и пробеге бывают сильно нагруженными. Источниками нагрузки являются большие стояночные нагрузки на главные опоры (до 16,8 тс при весе самолета 39 тс), интенсивное торможение на пробеге, большие центробежные силы, дополнительно нагружающие пневматики при больших скоростях качения. Путевая скорость отрыва основных колес от земли на взлете ограничена 400 км/ч из условия обеспечения прочности пневматиков.

Для исключения разрушения пневматиков при торможении на пробеге тормоза всех колес оснащены автоматами растормаживания. При появлении юза колеса автоматически растормаживаются. Учитывая это, импульсное нажатие на рычаг тормозов нецелесообразно. Рекомендуется постепенное нажатие на рычаг тормозов и удерживание его нажатым до конца пробега. В случае отказа автомата растормаживания или нарушении стабильности его срабатывания при полностью нажатом рычаге, как правило, происходит разрушение пневматиков. Автоматы растормаживания начинают стабильно срабатывать только после начала устойчивого пробега на посадке. Не раньше этого момента и должен быть нажат тормозной рычаг, так как при отделении самолета и повторном касании ВПП с нажатым рычагом могут разрушиться пневматики колес. На скорости менее 30—20 км/ч стабильность срабатывания автоматов тормозов также ухудшается. Поэтому в конце пробега следует уменьшить степень торможения.

Для предотвращения чрезмерного нагрева колес при посадке без выпуска тормозного парашюта ограничена скорость начала торможения величиной 235 км/ч. В аварийных случаях (ограниченная ВПП, перелет, обрыв или невыпуск тормозного парашюта) скорость начала торможения не ограничивается, но при этом после заруливания на стоянку необходимо охладить и осмотреть колеса. При интенсивном торможении со скорости более 235 км/ч тормоза перегреваются и повышается давление в пневматиках. Характерно, что наиболее высокое давление в пневматиках в результате их нагрева создается примерно через 10 мин после посадки. При посадке без тормозного парашюта ограничением скорости начала торможения объясняется значительное увеличение длины пробега. При посадке с выпуском тормозного парашюта скорость начала торможения не ограничивается.

Для большей маневренности при рулении передняя стойка оборудована механизмом разворота. Сигнал на поворот передних колес подается при отклонении педалей от нейтрального положения. Каждому положению педалей соответствует определенный угол поворота передних колес. Максимальному ходу педалей от нейтрального положения соответствует поворот колес передней стойки шасси на рулении (при нажатой кнопке на ручке управления) на угол $\pm 43^\circ \pm 1^\circ$, на разбеге и пробеге (с отпущенной кнопкой) $\pm 8^\circ$.

8.2.2. Парашютно-тормозная установка

Парашютно-тормозная установка включает наряду с другими элементами двухкупольную парашютную систему и систему выпуска тормозного парашюта.

Парашютная система может включать либо два крестообразных тормозных парашюта общей площадью 50 м², либо два круглых общей площадью 60 м².

Система выпуска приводится в действие вручную или автоматически. При установке тумблера на автоматический выпуск сигнал на выход тормозного парашюта поступает от штанги, установлен-

ной на левом подфюзеляжном гребне. Выпуск штанги происходит с выпуском шасси. В момент посадки штанга, ударившись о землю, выдает сигнал на выпуск тормозного парашюта. Сигнал на выпуск подается при расстоянии основных колес от ВПП около 0,6 м на посадочном угле атаки $\alpha_{\text{пос}} = 10 \div 11^\circ$. При установке тумблера на ручной выпуск сигнал на выход тормозного парашюта выдается вручную от кнопки в любой момент посадки (обычно после приземления).

При автоматическом выпуске тормозного парашюта длина пробега сокращается на 500—550 м.

Эффективность тормозного парашюта сильно зависит от скорости, на которой он выпускается (рис. 8.1). Чем больше скорость выпуска тормозного парашюта, тем эффективнее он используется. Однако максимальная скорость его выпуска ограничена $V_{\text{пр}} = 330$ км/ч по прочности. В этом диапазоне обеспечивается надежная работа парашюта.

Руление с тормозным парашютом выполняется на скорости не менее 10 км/ч, так как уменьшение скорости руления или остановка самолета с последующим увеличением оборотов двигателей для дальнейшего руления приводит к выходу из строя тормозного парашюта.

При благоприятных условиях (сильный встречный ветер, большая длина ВПП и др.) разрешается не выпускать тормозной парашют. В этом случае для сокращения длины пробега рекомендуется после приземления удерживать поднятым переднее колесо до его опускания при полностью взятой на себя ручке управления ($V_{\text{пр}} = 240 \div 250$ км/ч) с последующим торможением со скоростью 235 км/ч.

8.2.3. Взлетно-посадочные закрылки

Для уменьшения скоростей отрыва и приземления на крыле установлены поворотные закрылки плавающего типа. Максимальный угол отклонения закрылков 25° .

Коэффициент подъемной силы сбалансированного самолета с выпущенными закрылками с учетом влияния земли можно определить по поляре (рис. 8.2). В диапазоне эксплуатационных углов атаки на взлете и посадке C_y имеет линейную зависимость. С увеличением угла атаки прямо пропорционально увеличивается C_y . На углах атаки $9\text{--}11^\circ$ C_y с выпущенными закрылками и с учетом влияния земли составляет 0,9—1,05. При выпуске закрылков C_y увеличивается на 0,18, что сравнимо с приростом C_y современных сверхзвуковых самолетов неизменяемой геометрии, у которых закрылки выполнены выдвижными поворотными. Это позволило ограничиться установкой на самолете МиГ-25РБ поворотных невыдвижных закрылков.

Максимально допустимая скорость уборки и выпуска закрылков и полета с выпущенными закрылками по прочности составля-

ет 700 км/ч. Однако выпуск закрылков при заходе на посадку происходит не сразу, а постепенно, по мере уменьшения скоростного напора. Выход закрылков на угол 25° , при достижении которого загорается лампа сигнализации, происходит на скорости не менее 400 км/ч.

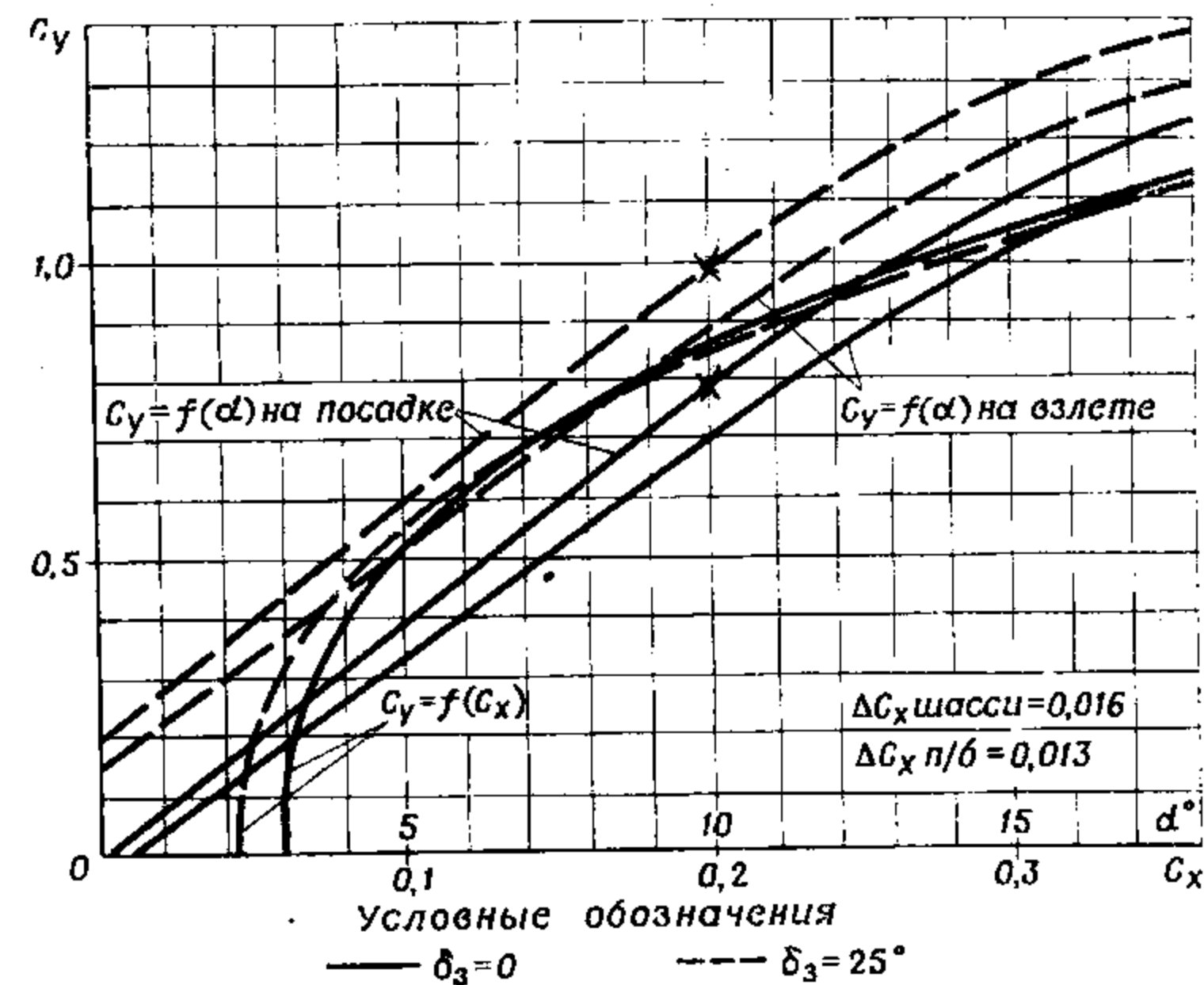


Рис. 8.2. Поляры сбалансированного самолета без подвесок на взлете и посадке с влиянием земли (шасси выпущено)

Взлет и посадка самолета МиГ-25РБ выполняется с выпущенными закрылками. Посадка с убранными закрылками допускается в том случае, если по какой-либо причине их выпустить невозможно. Посадочная скорость при этом увеличивается на 30 км/ч.

§ 8.3. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Как известно, взлет самолета представляет собой ускоренное движение самолета по ВПП для набора скорости, потребной для отделения его от земли на заданном угле атаки, с последующим набором высоты и увеличением скорости до заданных значений.

На каждом участке взлетной дистанции (разбеге, отрыве, разгоне с набором высоты) условия движения изменяются (рис. 8.3). Если условием разгона при разбеге на трех точках будет

$$P > Q + F_{\text{тр}_1} + F_{\text{тр}_2},$$

то после отрыва

$$P_x > Q + G \sin \theta.$$

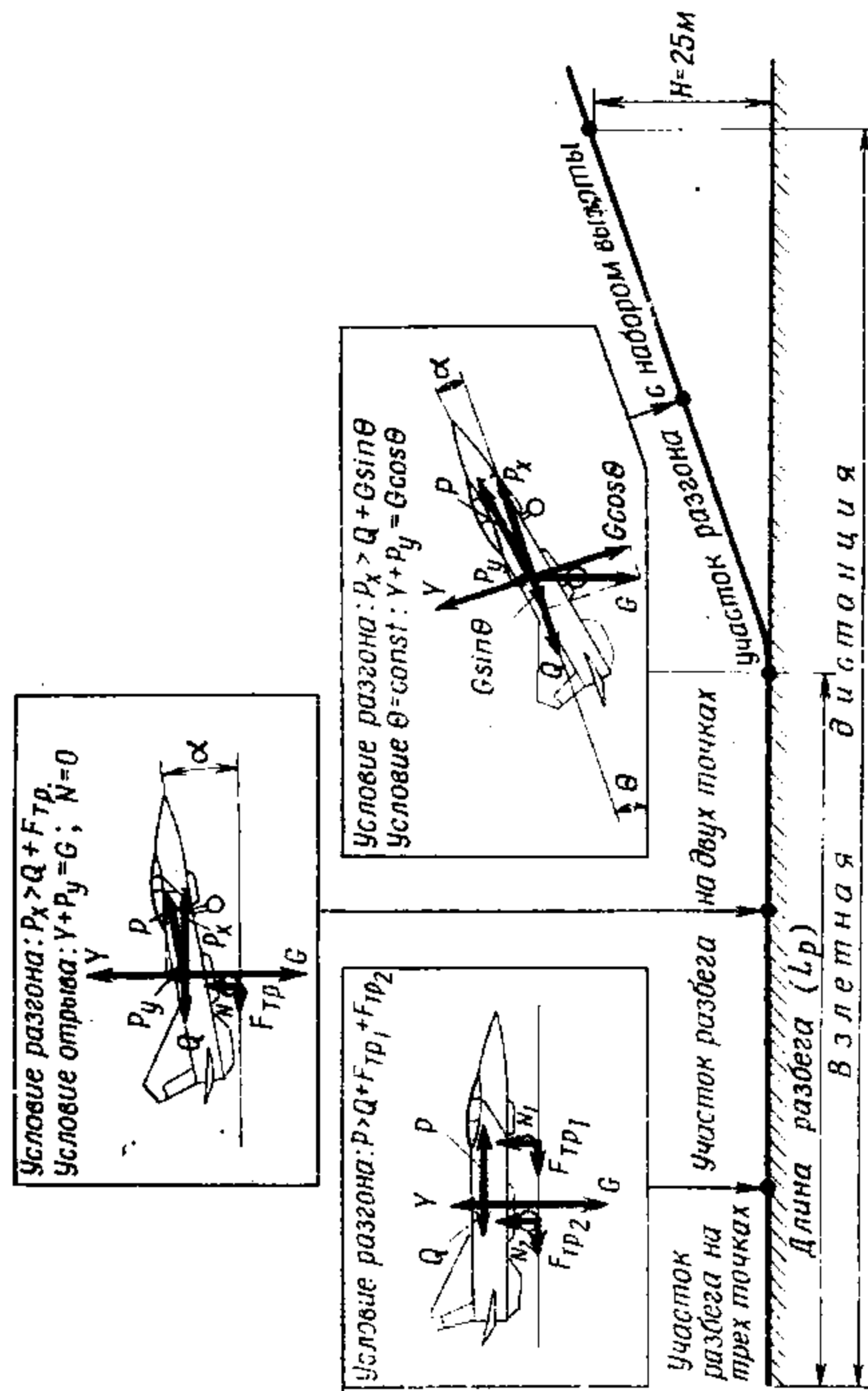


Рис. 8.3. Траектория взлета и схема сил по участкам взлета

Относительно оси OY : у неподвижного самолета $N_1 + N_2 = G$; $N_2 = 0,86G$; $N_1 = 0,14G$. При разгоне появляется подъемная сила Y , с увеличением которой силы реакции шасси N_1 и N_2 уменьшаются и при отрыве

$$G = Y + P_y; \quad N = 0,$$

- P — эффективная тяга двигателей;
- P_x и P_y — горизонтальная и вертикальная составляющие силы тяги при наличии угла атаки;
- G — вес самолета;
- $G \sin \theta$ и $G \cos \theta$ — горизонтальная и вертикальная составляющая силы веса при наличии угла наклона траектории;
- N_1 и N_2 — силы реакции шасси;
- Q — лобовое сопротивление самолета;
- $F_{тр1}$ и $F_{тр2}$ — силы трения качения колес ($F_{тр1} = f_{тр} N_1$; $F_{тр2} = f_{тр} N_2$);
- $f_{тр}$ — коэффициент трения качения; он зависит от состояния поверхности качения и равен при качении пневматика по бетону 0,03—0,04, по твердому грунту 0,05—0,06, по мягкому грунту — 0,11—0,3.

8.3.1. Взлетные данные

По условию отрыва ($G = Y + P_y$) скорость отрыва (в м/с) равна

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{отр}} \rho S} \left(1 - \frac{P_y}{G}\right)}$$

длина разбега равна

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2j_{ср}}$$

Среднее ускорение на разбеге по условию разгона ($P_x > Q + F_{тр}$) равно

$$j_{ср} = g \frac{P_x - Q - F_{тр}}{G}$$

Время разбега равно

$$t_p = \frac{V_{отр}}{j_{ср}}$$

Как видно из формул, на характеристики взлета оказывают влияние угол атаки при отрыве (он должен быть в пределах 9—11°), вес самолета и подвески, атмосферные условия, тяга двига-

телей, состояние ВПП. Кроме того, на взлетные характеристики влияют ветер и наклон ВПП.

В табл. 8.1 приведены взлетные данные самолета с выпущенными закрылками, при работе двигателей на режиме «Полный форсаж» в штиль, полученные при летных испытаниях и приведенные к стандартным условиям. При этом практикой полетов в строевых частях установлено, что фактические длины разбегов самолетов по сравнению с приведенными в табл. 8.1 при прочих равных условиях увеличиваются на 150—200 м.

8.3.2. Влияние эксплуатационных факторов на характеристики взлета

Влияние угла атаки при отрыве. Оптимальный угол атаки самолета при отрыве, которому соответствуют расчетные характеристики на взлете, равен примерно 11° (табл. 8.1). При этом угле атаки расстояние нижней части килей до ВПП (при взлете без подвесного бака) при необжатых амортизаторах составляет около 50 см, а нижней части подвесного бака до ВПП (при взлете с ним) — 40 см. Касание ВПП соответствующими частями может произойти без подвесного бака при $\alpha = 16,0^\circ$, а с подвесным баком — при $14,0^\circ$. Влияние угла атаки самолета при отрыве на скорость отрыва и длину разбега очень велико, как у всякого сверхзвукового самолета неизменяемой геометрии. Значительное уменьшение $\alpha_{отр}$ на взлете приводит к столь быстрому увеличению скорости отрыва, что она может достигнуть 450—460 км/ч, что недопустимо по прочности пневматиков из-за нагружения пневматиков большими центробежными силами. Даже уменьшение угла атаки с 11° до 9° приводит к возрастанию скорости отрыва на 30 км/ч, а длины разбега — на 170—400 м в зависимости от веса (рис. 8.4).

Влияние веса самолета. Вес самолета на взлете изменяется в широких пределах. В зависимости от варианта подвесок и запаса топлива он может изменяться у самолетов МиГ-25РБ и МиГ-25РУ на 40—45,0%. Такое изменение веса требует учета влияния этого фактора. Изменение веса самолета на взлете влияет на длину разбега через величину продольного ускорения и скорости отрыва (рис. 8.4). С достаточной точностью можно считать, что при увеличении взлетного веса самолета на 1% длина разбега увеличивается на 2%*.

Влияние температуры и давления воздуха. Колбания температуры, вызванные изменением времени года и географической широты, приводят к изменению истинной скорости отрыва и ускорения, определяющих длину разбега. При изменении температуры наружного воздуха в диапазоне $+15 \div +20^\circ \text{C}$ и ниже длина разбега зависит в основном от изменения истинной скорости отрыва (рис. 8.5), так как при этих температурах тяга двигателей,

* Здесь и далее проценты необходимо отсчитывать от абсолютных величин при стандартных условиях, помещенных в табл. 8.1.

Таблица 8.1

Характеристики взлета	МиГ-25РБ			МиГ-25РУ			47% заправка ПФ Максимум	60% заправка ПФ Максимум	80% заправка
	Без подвесок	4ФАБ-500М-62 под фюзеляжем	подвесной бак	Нижняя заправка		80% заправка			
				с подвесным баком	без подвесок				
Средняя тяга на взлете при стандартных условиях, кгс:	34 600	37 000	39 400	33 400	31 100	27 700	25 700	27 700	31 100
Центровка на взлете, %САХ	16	15	18	14	19	19,5	20	19,5	19
Средняя тяга на взлете при стандартных условиях, кгс:	12 300 18 950	12 300 18 950	12 300 18 950	12 300 18 950	12 300 18 950	12 300 18 950	12 300 18 950	12 300 18 950	12 300 18 950
Скорость отрыва носового колеса, км/ч	270—280	280—290	290—300	280	270	245	230	245	270
Коэффициент подъемной силы при отрыве	0,9—0,95	0,9—0,95	0,9—0,95	0,9—0,95	0,9—0,95	0,9—0,95	0,9—0,95	0,9—0,95	0,9—0,95
Оптимальный угол атаки при отрыве, градуса	11	11	11	11	11	11	11	11	11
Сов. скорость, км/ч	350—360	360—370	370—380	340—350	330—340	310—320	300—315	310—320	330—340
Длина разбега, м	1150	1250	1400	1000—1050	850—900	650—700	500—550	650—700	850—900
Время разбега, с	22	24	24	21—22	20—21	18—19*	16—17*	18—19*	20—21
Взлетная дистанция	2100	2600	2700	1900—2000	1600—1650	1200—1250	950—1000	1200—1250	1600—1650

* В числителе приведены данные для ПФ, в знаменателе — для максимума.

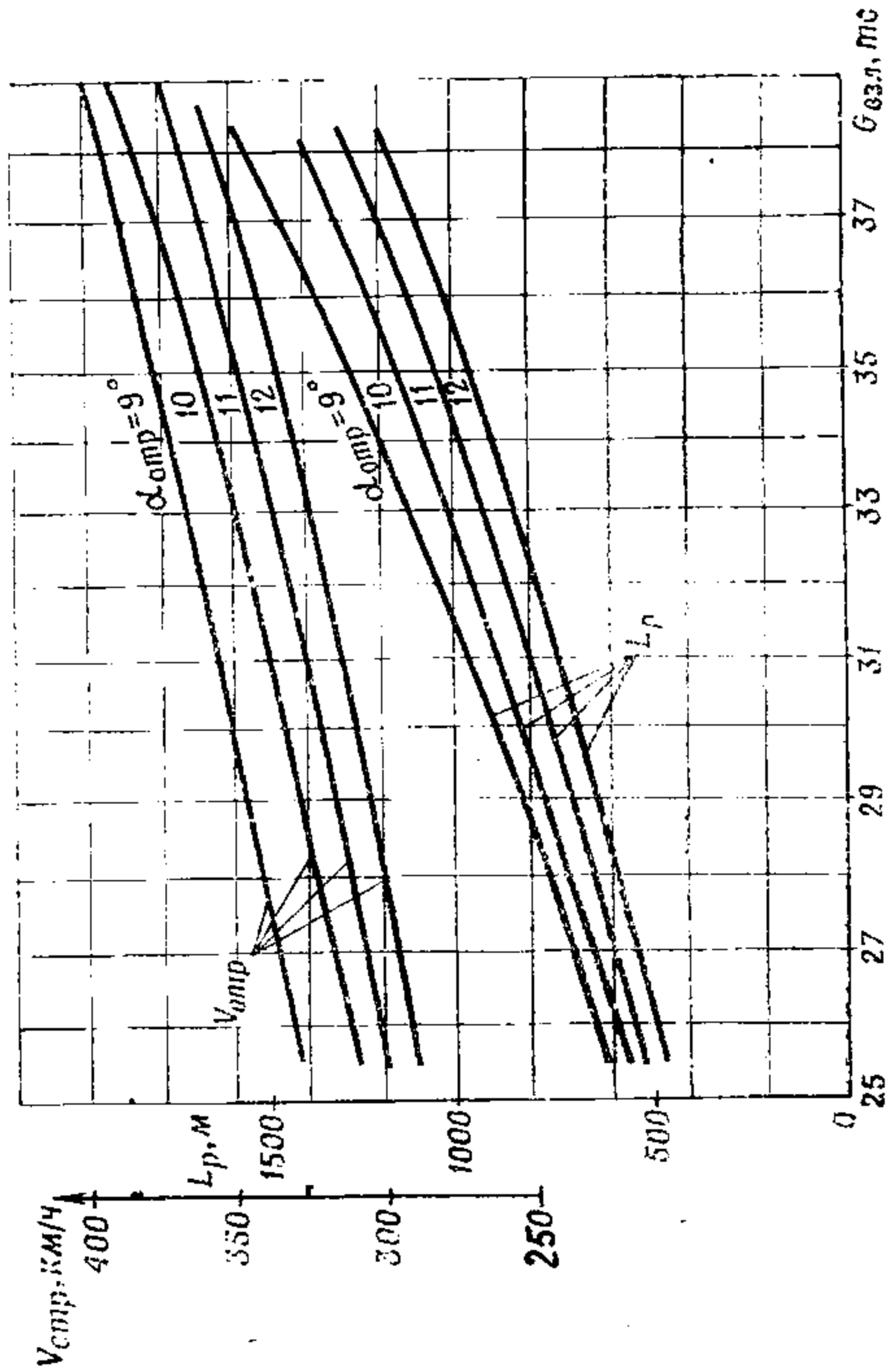


Рис. 8.4. Зависимость скорости отрыва и длины разбега от взлетного веса самолета и угла атаки при отрыве

влияющая на ускорение, не изменяется с изменением температуры. При изменении температуры воздуха на 15° в диапазоне $t \leq +15 \div +20^\circ \text{C}$ длина разбега изменяется на 6% (рис. 8.6). При изменении температуры наружного воздуха в диапазоне $t > +15 \div +20^\circ \text{C}$ длина разбега изменяется не только за счет изменения истинной скорости отрыва, но и ускорения, вызванного изменением тяги двигателей. В этом диапазоне температур при изменении ее на 15° длина разбега изменяется на 15% (рис. 8.6).

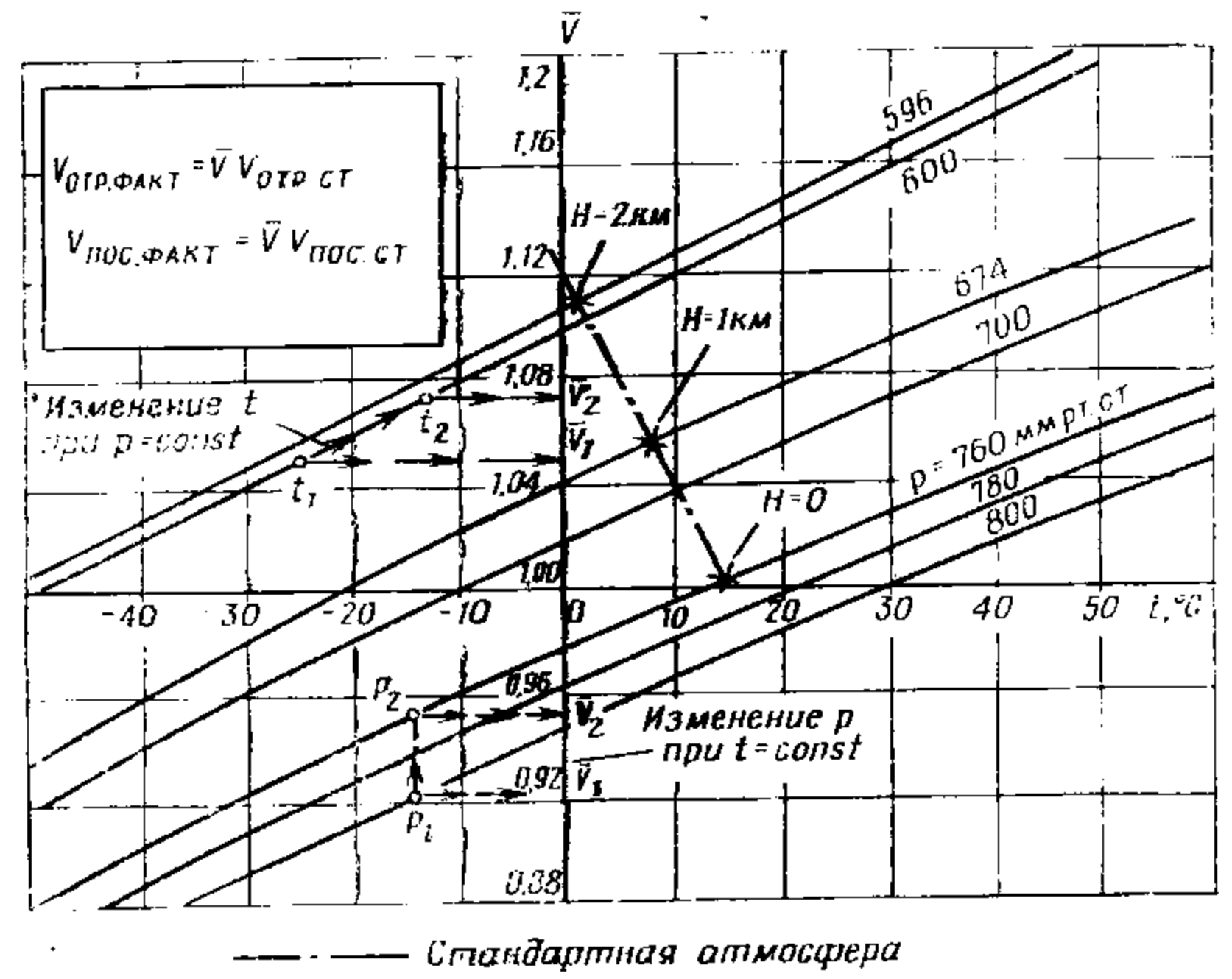


Рис. 8.5. Зависимость истинных скоростей отрыва и посадки от температуры, давления окружающего воздуха

Влияние атмосферного давления воздуха на истинную скорость отрыва и длину разбега значительно меньше, чем влияние температуры. Приведенные графики (рис. 8.5 и 8.6) показывают, что при изменении давления на 20 мм рт. ст. истинная скорость отрыва изменяется в среднем на 1,5%. Длина разбега при повышении давления на 20 мм рт. ст. уменьшается на 5%, а при понижении давления на 20 мм рт. ст. увеличивается на 8,1%. (Порядок пользования графиком рис. 8.6 такой же, как и графиком рис. 8.5.)

Влияние ветра. Самолет при наличии встречного ветра получает добавочную (переносную) скорость W , вследствие чего его путевая скорость отрыва и расстояние, пролетаемое относительно взлетной поверхности, уменьшаются.

При наличии попутной составляющей ветра, несмотря на видимое по прибору постоянство скорости отрыва, путевая скорость отрыва возрастает. Так, при наличии попутной составляющей ветра 10 м/с путевая скорость отрыва увеличивается на 35 км/ч (рис. 8.7). При неблагоприятном сочетании атмосферного давления и температуры наружного воздуха при наличии попутного ветра путевая скорость отрыва может достигнуть 450 км/ч; на этой скорости отсутствует запас прочности пневматиков колес, хотя летчик по прибору этого может и не заметить.

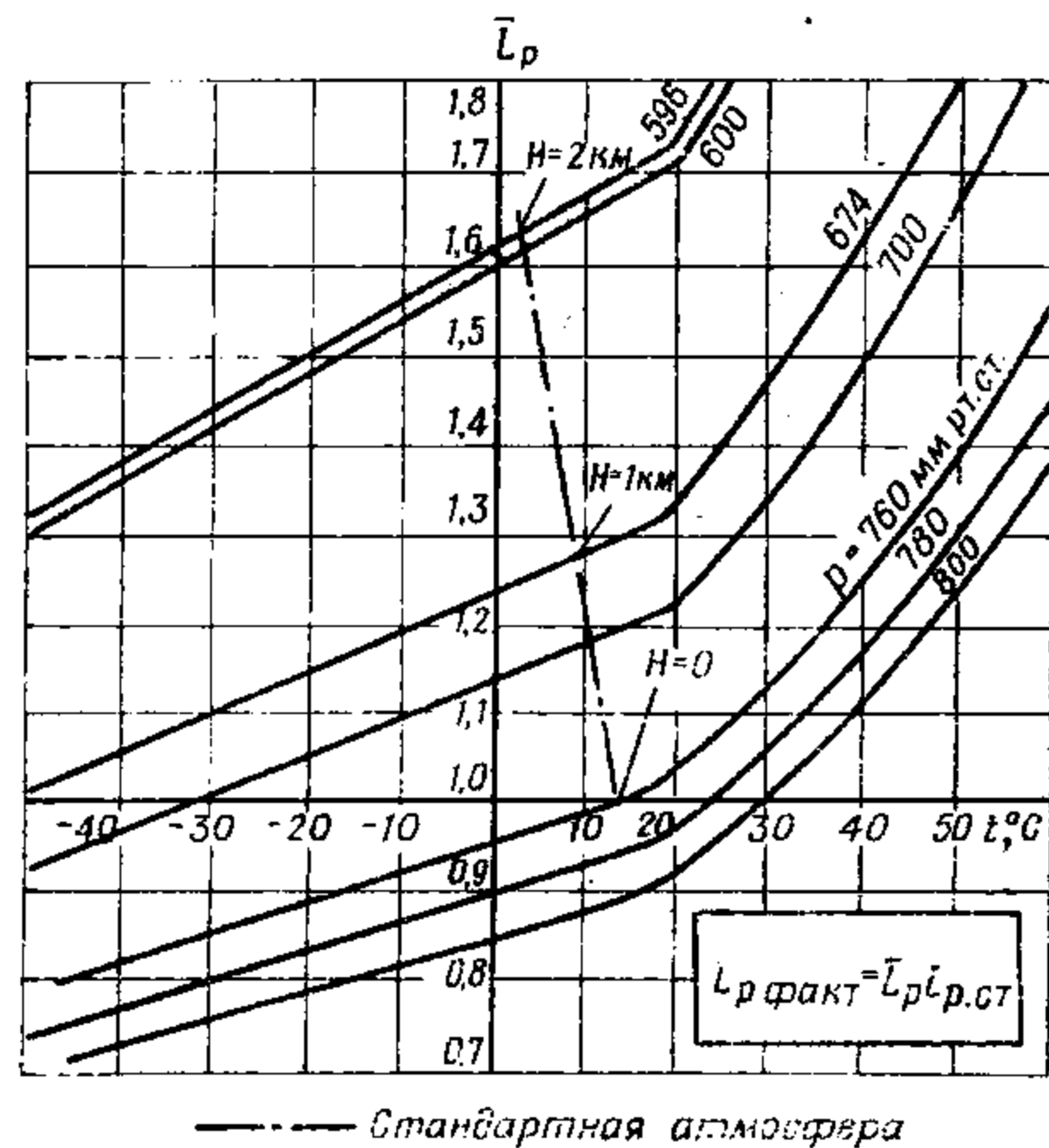


Рис. 8.6. Зависимость длины разбега самолета от температуры и давления окружающего воздуха

Влияние встречной или попутной составляющих ветра на длину разбега неодинаково при различных скоростях отрыва по прибору. Чем больше скорость отрыва, тем влияние ветра меньше. При усилении встречного ветра на 10 м/с длина разбега сокращается при $V_{отр} = 250$ км/ч на 25%, а при $V_{отр} = 360 \div 370$ км/ч — на 20% (рис. 8.8) и наоборот.

Зависимость длины разбега от вышеуказанных факторов (угла атаки при отрыве, веса самолета, температуры и давления воздуха и ветра) можно получить, пользуясь номограммой рис. 8.9.

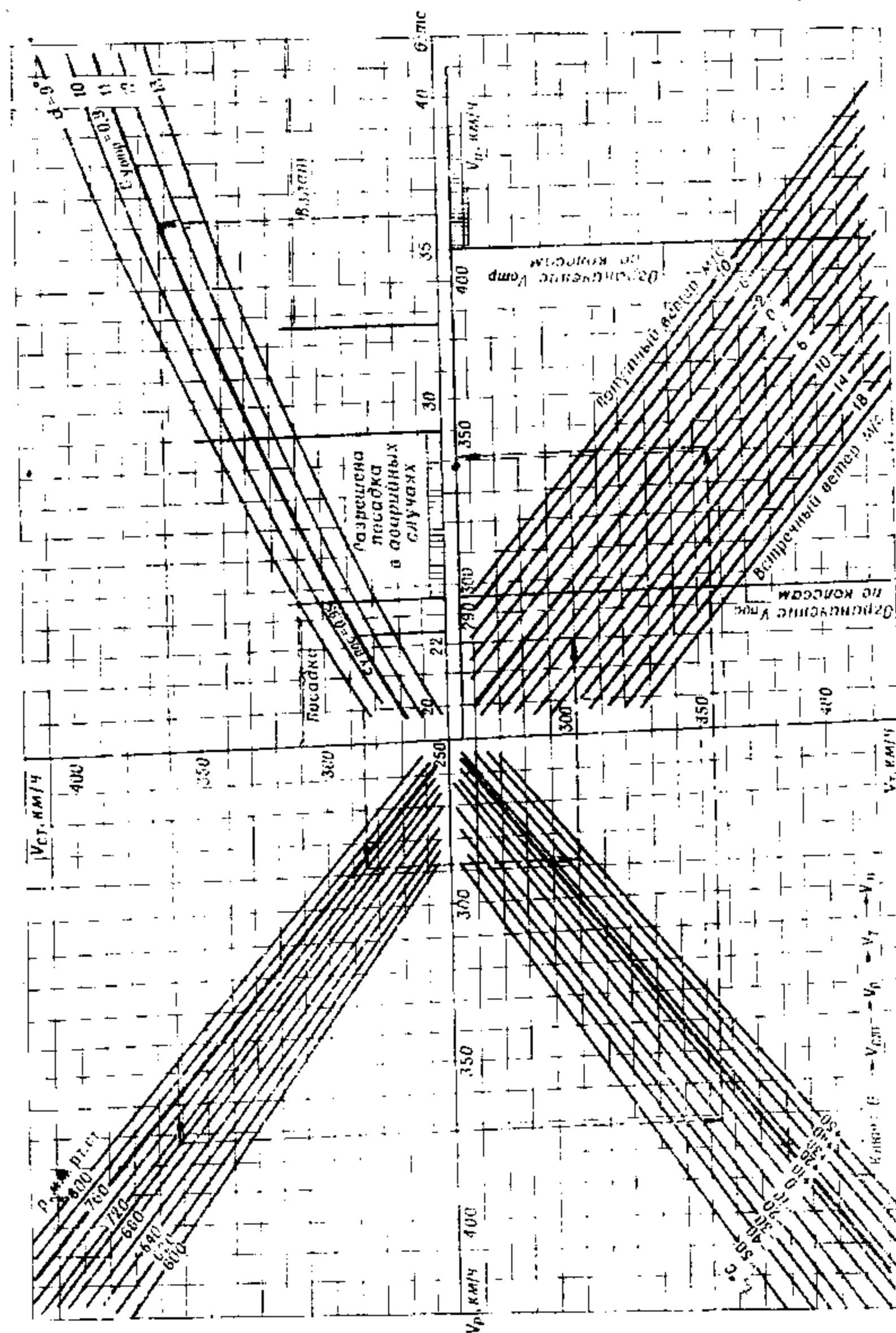


Рис. 8.7. Номограмма определения путевых скоростей на взлете и посадке (V_n — путевая скорость)

Влияние режима работы двигателей. Снижение оборотов двигателей, работающих на форсажных режимах, на 1% увеличивает длину разбега на 100—150 м. Скорость отрыва и длина разбега при взлете с бетонированной полосы на максимальном режиме работы двигателей самолета без подвесок в стандартных метеоусловиях с выпущенными закрылками в зависимости от взлетного веса и угла атаки при отрыве приведены в табл. 8.2 и 8.3.

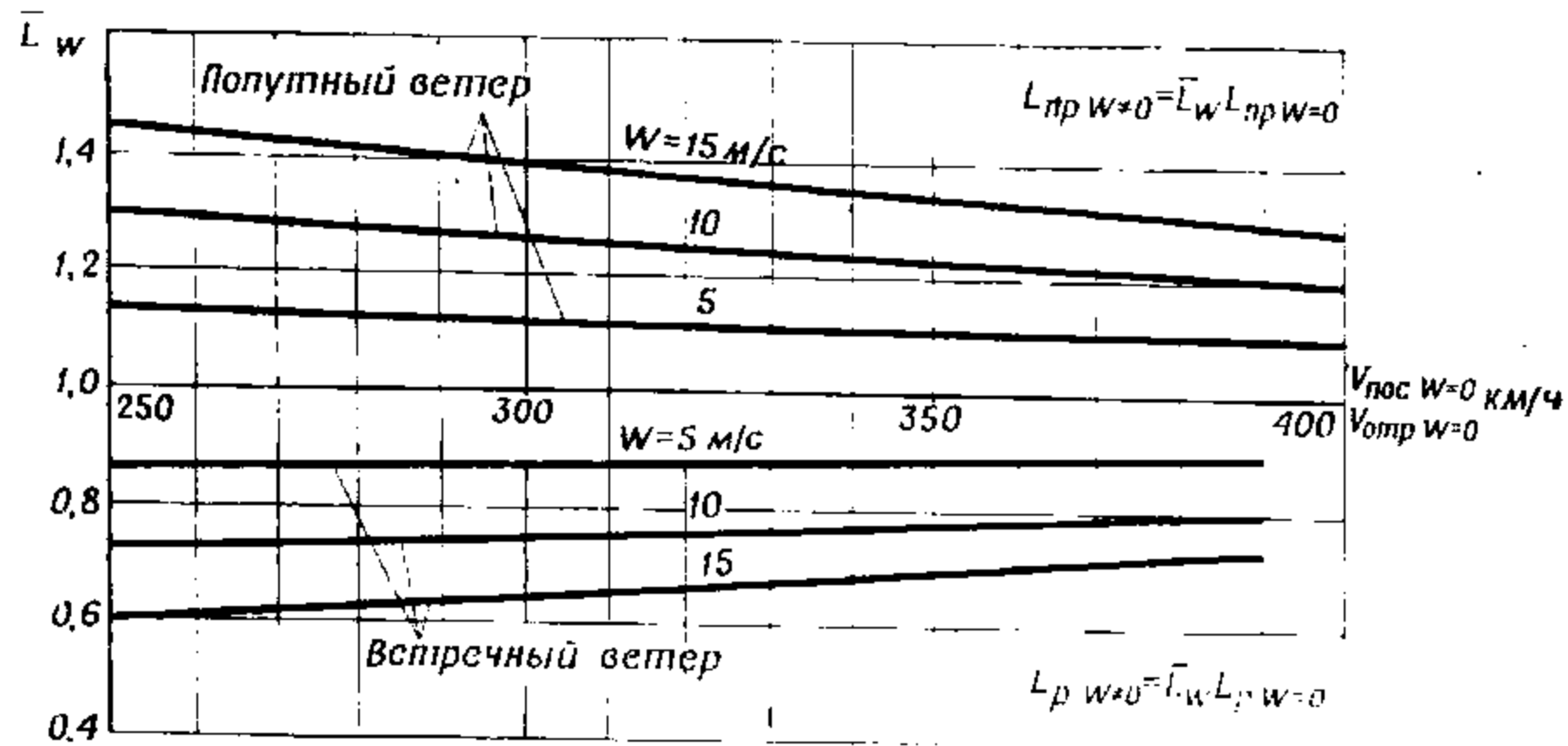


Рис. 8.8. Влияние ветра на длины разбега и пробег

Таблица 8.2

Скорость отрыва (приборная) при взлете на максимале

$a^2_{отр}$	Вес самолета, тс										
	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35
10	315	320	325	330	335	340	345	350	355	360	365
11	300	305	310	315	320	325	330	335	340	345	350

Таблица 8.3

Длина разбега при взлете на максимале

$a^2_{отр}$	Вес самолета, тс										
	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35
10	1120	1200	1260	1330	1380	1460	1530	1620	1710	1810	1900
11	1090	1060	1120	1170	1240	1300	1410	1490	1600	1690	1800

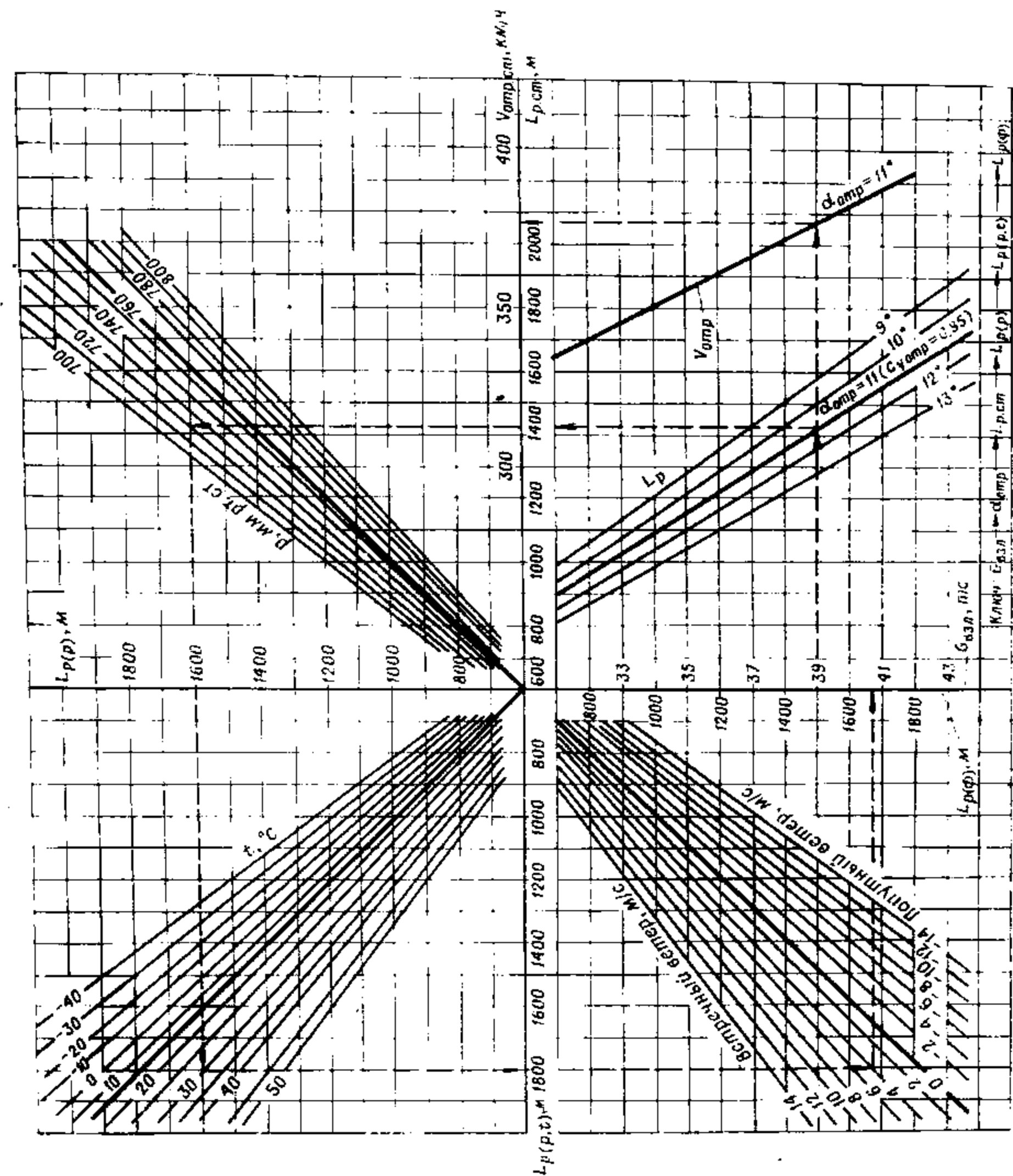


Рис. 8.9. Номограмма определения длины разбега и скорости отрыва самолета

Влияние наклона ВПП. Бетонные ВПП стационарных аэродромов имеют небольшие наклоны, не превышающие 1° . При взлете с полосы, имеющей наклон под углом λ к горизонту, к продольным силам, действующим на самолет, добавляется составляющая сила веса. Эта дополнительная сила создает добавочное ускорение, равное $g \sin \lambda$ ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$), которое при разбеге «под гору» добавляется с положительным, а при разбеге «в гору» с отрицательным знаком к тому ускорению, которое имел самолет при разбеге по горизонтальной ВПП.

При взлете «под гору» длина разбега уменьшается, а «в гору» — увеличивается. Влияние наклона ВПП на длину разбега в метрах можно рассчитать по формуле

$$L_p(\lambda \neq 0) = L_p(\lambda = 0) \frac{j_{cp}}{j_{cp} \pm g \lambda},$$

где λ — угол наклона ВПП к горизонту, в радианах;

j_{cp} — среднее ускорение на взлете по горизонтальной ВПП, м/с^2 .

Влияние наклона ВПП на длину разбега (ПФ, стандартные условия, закрылки выпущены) видно из табл. 8.4.

Наклон ВПП, равный 1° , при нормальных атмосферных условиях вызывает при взлете «в гору» увеличение длины разбега на 3,8—4,7%, а при взлете «под гору» — уменьшение ее на 3,8—4,3%.

Таблица 8.4

Взлетный вес, кгс	Длина разбега (м) при λ , градусов		
	-1 («под гору»)	0	+1 («в гору»)
39400	1310	1400	1465
33400	1010	1050	1090

8.3.3. Особенности выполнения взлета

По технике выполнения взлет самолета МиГ-25РБ имеет много общего со взлетом любого сверхзвукового самолета неизменяемой геометрии с трехпорным шасси, но имеются и следующие особенности:

— при рулении не следует увеличивать скорость более 30 км/ч и не допускать разворотов на скорости более 20 км/ч, так как при этом проявляется склонность к опрокидыванию из-за высокого шасси; эту особенность необходимо учитывать и потому, что самолет способен выполнять энергичные маневры на рулении, имея управляемое переднее колесо;

— взлет выполнять только с выпущенными закрылками на 25° на полном форсаже двигателей или максимале в зависимости от взлетного веса самолета;

— перед взлетом (на самолете МиГ-25РБ) необходимо проконтролировать выключение тормоза передних колес, чтобы при

выдерживании направления на разбеге не тормозить передние колеса;

— включение форсажа следует производить после выхода двигателя на I максимал ($n = 94\%$), удерживая самолет на тормозах. Включение форсажа определяется по загоранию сигнальных ламп, увеличению температуры газов за турбиной после провала и характерным толчком от прироста тяги двигателей. С заторможенными колесами самолет удерживается на сухой ВПП на режимах работы двигателей до максимального включительно. При включении форсажа самолет с сильной вибрацией срагивается с места. На мокрой ВПП самолет с работающими на максимальном режиме двигателями не удерживается на тормозах. В этих условиях форсаж необходимо включать в процессе разбега;

— в случае невключения форсажа одного из двигателей в начале разбега взлет прекратить;

— взлет на максимале разрешается выполнять только при заправке: самолета МиГ-25РБ не более — 50%, а самолета МиГ-25РУ — не более 60%. Взлет на максимале практически не отличается от взлета на форсаже. Однако следует учитывать более медленное нарастание скорости на разбеге. При взлете на форсаже скорость на разбеге нарастает быстро. Ощущается значительная продольная перегрузка;

— в начале разбега ручка удерживается в нейтральном положении, при этом угол атаки соответствует стояночному углу, равному $+2,5^\circ$;

— выдерживание направления разбега осуществляется отклонением педалей; при этом следует иметь в виду, что самолет хорошо реагирует на отклонение переднего колеса. Рули направления становятся эффективными со скорости 150 км/ч;

— взятие ручки управления на $2/3$ хода на себя для подъема переднего колеса начинается на скорости 220—240 км/ч, а отделение колеса от ВПП происходит на скорости 270—290 км/ч и примерно через 4—5 с достигается взлетный угол атаки, который летчик фиксирует при дальнейшем разбеге. Если переднее колесо поднимается быстро, взятие ручки управления на себя нужно приостановить, но не отдавать ее от себя. При отдаче и повторном взятии ручки управления на себя можно раскачать самолет. Склонность самолета к продольной раскачке объясняется малой устойчивостью его по перегрузке, так как относительно основных колес при разбеге с поднятым передним колесом самолет имеет меньший запас статической продольной устойчивости, чем относительно центра тяжести. При нормальном угле атаки горизонт проектируется на $1/4$ лобового стекла фонаря кабины от его основания;

— при отрыве самолет устойчив; запас углов атаки до $C_{н доп}$ большой; реакция креном на дачу ноги нормальная;

— при чрезмерном взятии ручки на себя после отрыва возможен выход самолета на критический угол тангажа, при котором избыток тяги становится равным нулю и скорость не нарастает. Для

самолета МиГ-25РБ без подвесного бака критический угол равен 20° , а с подвесным баком 17° . В этой ситуации не следует спешить с уборкой шасси, так как с их уборкой произойдет дополнительное уменьшение тяги из-за перехода нижней створки воздухозаборников во II положение. Необходимо, не допуская крена снижения, ослаблением тянущих усилий плавно уменьшить угол тангажа;

— уборку шасси производить на высоте 10—15 м; перед уборкой шасси рычаг тормозов для затормаживания колес нажимать не следует, чтобы избежать резкой остановки колес и больших динамических нагрузок на шасси — торможение колес происходит автоматически;

— уборку закрылков из условия обеспечения безопасности выполнять на высоте не менее 100 м (при скорости не более 700 км/ч);

— при увеличении скорости полета более 450 км/ч проверяется работа автоматики АРУ-9 по погасанию лампы на табло «Стабилиз. на посад.» и отклонению стрелок на указателях;

— выключение форсажа (при необходимости) осуществляется поочередно сначала левого, а затем правого двигателей при достижении скорости не менее 600 км/ч.

Отказ одного двигателя на взлете

Отказ одного двигателя на взлете сопровождается изменением звука работы двигателей, возникновением разворачивающего момента, резким снижением оборотов двигателей и температуры газов, уменьшением ускорения $j_{ср}$ и связанным с этим увеличением длины разбега самолета. В связи с этим летчику важно знать, продолжать или прекращать взлет, чтобы не выкатиться за пределы ВПП. Это можно узнать из сравнения длин прекращенных и продолженных взлетов с их максимальной располагаемой величиной. Зависимость длин прекращенного и продолженного взлетов от скорости отказа двигателя и веса самолета при стандартных условиях приведена на графике рис. 8.10.

За располагаемую длину ВПП для продолжения взлета с аэродрома I класса принята $L_{прод. расп} = 2230$ м (с учетом времени, необходимого для определения отказа, и неиспользованных для разбега 50 м от начала полосы), а за располагаемую длину ВПП для прекращения взлета принята $L_{прекр. расп} = 2590$ м (с учетом использования 400 м концевой полосы безопасности, времени, необходимого для определения отказа, и неиспользованных 50 м от начала ВПП). Из графика видно, чтобы отделение самолета происходило в пределах ВПП длиной 2500 м ($L_{прод. расп} = 2230$ м), продолжать взлет на одном двигателе необходимо:

- при $V_{отк} \geq 290 \div 295$ км/ч, $G_{взл} = 33,5$ тс;
- при $V_{отк} \geq 325 \div 330$ км/ч, $G_{взл} = 36$ тс;
- при $V_{отк} \geq 345 \div 350$ км/ч, $G_{взл} = 38$ тс.

Чтобы закончить пробег в пределах ВПП ($L_{прекр. расп} = 2590$ м) прекращать взлет необходимо в случае отказа одного двигателя:

- при $V_{отк} \leq 270 \div 275$ км/ч, $G_{взл} = 33,5$ тс;
- при $V_{отк} \leq 260$ км/ч, $G_{взл} = 36$ тс;
- при $V_{отк} \leq 250$ км/ч, $G_{взл} = 39$ тс.

Как уже было отмечено, при увеличении температуры наружного воздуха, уменьшении атмосферного давления и встречной составляющей скорости ветра длины продолженных и прекращенных взлетов увеличиваются.

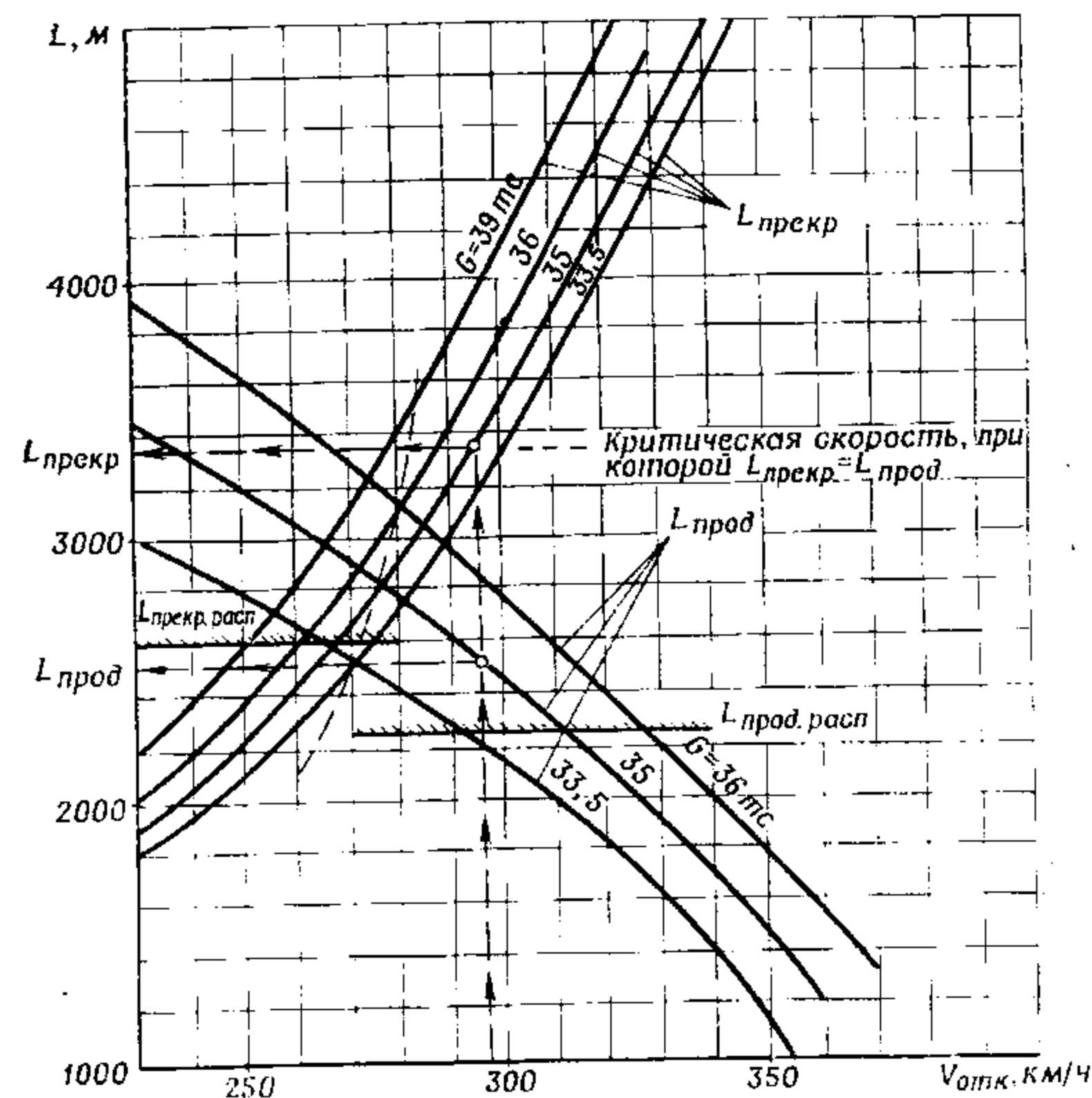


Рис. 8.10. Зависимость длин прекращенного и продолженного взлетов от скорости отказа двигателя $V_{отк}$ (стандартные условия)

Исходя из этих данных, с учетом изменения атмосферных условий Инструкция летчику требует при полном отказе одного двигателя на разбеге самолета с подвесным баком при температуре наружного воздуха -10°C и более и самолета без подвесок или с 4 авиабомбами ФАБ-500 при температуре наружного воздуха более $+15^\circ\text{C}$ и атмосферном давлении менее 760 мм рт. ст. прекратить взлет. При температуре наружного воздуха менее $+15^\circ\text{C}$ и атмосферном давлении более 760 мм рт. ст. при отказе одного дви-

гателя на разбеге самолета без подвесок при $V_{пр}$ менее 315 км/ч и самолета с 4 авиабомбами ФАБ-500 при $V_{пр}$ менее 345 км/ч необходимо прекратить взлет, а при $V_{пр}$ более указанных в зависимости от подвесок продолжать взлет. В этом случае длина разбега не превышает 2500 м. В случае продолжения взлета на одном двигателе важно учитывать, что критический угол тангажа после отрыва составляет около 12° . При этом разбег самолета с поднятой передней стойкой необходимо выполнять с уменьшенными углами тангажа для увеличения скорости отрыва на 10–15 км/ч по сравнению со скоростью отрыва при обычном взлете. После отрыва не следует допускать увеличения угла тангажа, а поддерживать вертикальную скорость подъема не более 2–3 м/с, чтобы обеспечивалось постепенное нарастание скорости. Не следует допускать крена и спешить с уборкой шасси. При создании крена для сохранения высоты потребуются дальнейшее увеличение угла атаки. Уборка шасси сопровождается дополнительным снижением тяги работающего двигателя, так как нижняя створка обечайки переходит во II положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Продолжение взлета самолета с подвесным баком возможно только при температуре наружного воздуха менее -10°C и скорости при отказе двигателя более 350 км/ч. В этом случае после взлета необходимо в прямолинейном горизонтальном полете сбросить подвесной бак.

§ 8.4. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Посадка представляет собой замедленное движение самолета с условно заданной высоты (высоты стандартного препятствия) до окончания пробега. Она включает снижение с торможением, выравнивание, выдерживание, приземление и пробег (рис. 8.11).

Наиболее важной характеристикой посадки является длина пробега самолета

$$L_{пр} = \frac{V_{пос}^2}{2j_{ср}}$$

Длина пробега самолета прямо пропорциональна квадрату посадочной скорости и обратно пропорциональна величине среднего замедления на пробеге. Влияние основных эксплуатационных факторов на длину пробега сводится к их влиянию на посадочную скорость и на величину замедления самолета на пробеге.

Посадочная скорость определяется по формуле (в м/с)

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G_{пос}}{C_{y_{пос}} \rho S}}$$

При определении посадочной скорости $C_{y_{пос}}$ берется с учетом влияния земли («воздушной подушки»).

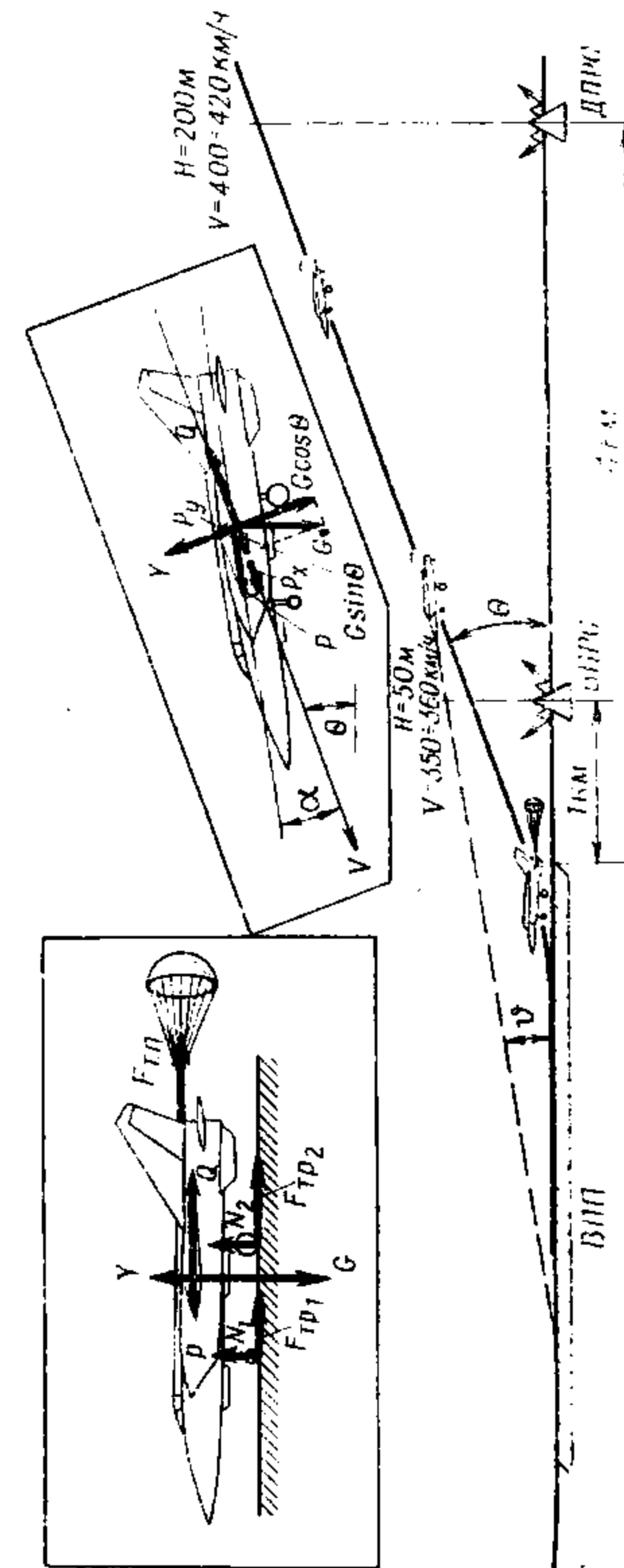


Рис. 8.11. Траектория захода и посадки, схема сил при заходе и пробеге

Длина пробега зависит от степени торможения самолета при движении по ВПП. Среднее замедление на пробеге может быть с достаточной точностью рассчитано по формуле (в м/с²)

$$j_{\text{ср}} = -g \frac{Q_{\text{ср}} + F_{\text{тр. ср}}}{G}$$

Скорость приземления и длина пробега самолета зависят от посадочного веса, угла атаки в момент приземления, атмосферных условий, положения закрылков, использования средств торможения (тормозного парашюта и тормозов), состояния поверхности ВПП, наклона ВПП, скорости и направления ветра. При этом предполагается, что во всех рассмотренных случаях летчик правильно приземляет самолет на режиме работы двигателей «Малый газ» и использует средства торможения в соответствии с требованиями инструкции.

При стандартных условиях (нормальном посадочном весе, оптимальном угле атаки при приземлении, стандартной атмосфере, выпущенных закрылках на угол 25°, с использованием тормозов колес и тормозного парашюта, сухой бетонированной ВПП в штиль) посадочные характеристики самолетов МиГ-25РБ и МиГ-25РУ приведены в табл. 8.5.

Таблица 8.5

Характеристики посадки	Средства торможения					
	Двигатели работают на режиме «Малый газ»				После касания ВПП двигатели выключены	
	Ручной выпуск ТП 60 м ² после приземл. и торможение колес	Автоматический выпуск ТП 60 м ² штатной 1,3 м и торможение колес	Автоматический выпуск ТП 60 м ² штатной 1 м и торможение колес	Торможение колес с $V_{\text{пр}} = 235$ км/ч	Автоматический выпуск ТП 60 м ² штатной 1 м без торможения колес	Без применения ТП, без торможения
Посадочный вес, кгс	22000	22000	22000	22000	22000	22000
Центровка на посадке, % СЛХ:						
МиГ-25РБ	20	20	20	20	20	20
МиГ-25РУ	21	21	21	21	21	21
Оптимальный угол атаки, градусов	10	10	10	10	10	10
Коэффициент подъемной силы C_y при выпущенных закрылках, с влиянием земли при $\alpha = 10^\circ$	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95
Посадочная скорость, км/ч	285	285	285	285	285	285
Среднее замедление на пробеге, м/с ²	-3,16	-1,1	-3,6	-2,15	-1,7	-1,38
Длина пробега, м	990	760—770	870	1460	1850*	2300*

* В соответствии с актом испытаний № 81/169105—1.

При этом практикой полетов в строевых частях установлено, что фактические длины пробега по сравнению с приведенными в табл. 8.5 при прочих равных условиях увеличиваются на 350—450 м.

8.4.1. Влияние эксплуатационных факторов на посадочные характеристики

Влияние посадочного веса. Увеличение посадочного веса вызывает увеличение посадочной скорости (рис. 8.12). На величину среднего замедления вес практически не влияет, так как пропорционально весу растет не только масса самолета, но и тормозящая сила: сила трения колес и лобовое сопротивление ($Q + F_{\text{тр}}$). Сила трения колес пропорциональна силе реакции шасси на ВПП

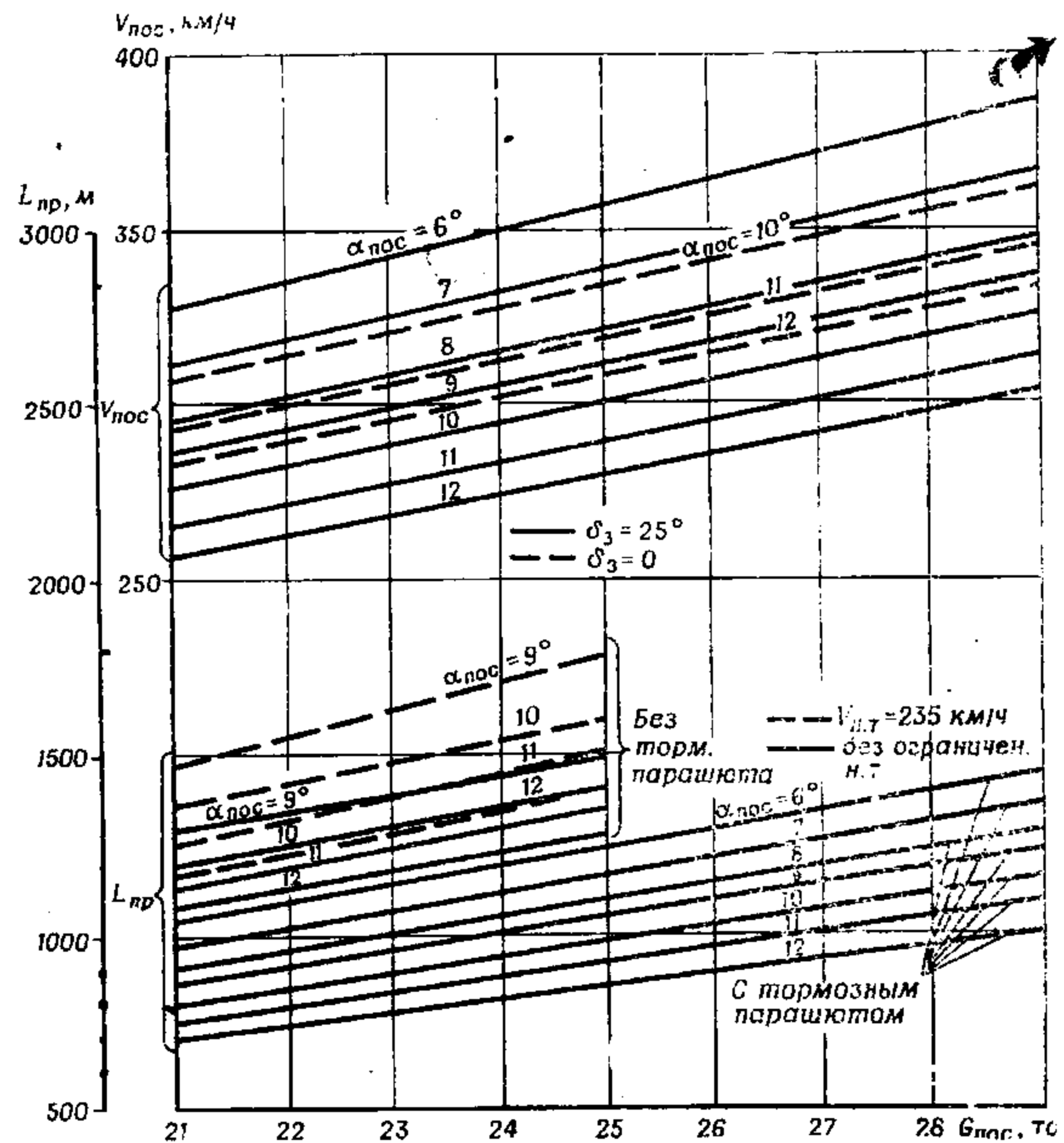


Рис. 8.12. Зависимость посадочной скорости и длины пробега от посадочного веса, угла атаки и положения закрылков (стандартные условия)

($F_{тр} = f_{тр}N$, где $f_{тр}$ — коэффициент трения при торможении). Он значительно больше коэффициента трения качения на взлете. При торможении на сухом бетоне $f_{тр} = 0,3$.

Лобовое сопротивление пропорционально скоростному напору, который в свою очередь находится в пропорциональной зависимости от веса самолета из-за изменения посадочной скорости.

Тормозящая сила самолета с выпущенным тормозным парашютом значительно больше, чем без него. Поэтому изменение этой силы из-за изменения веса меньше отражается на длине пробега.

В итоге можно сделать вывод, что длина пробега самолета с выпущенным тормозным парашютом меньше зависит от веса самолета, чем без парашюта. Так, если при увеличении веса самолета на 1% * длина пробега увеличивается без выпуска тормозного парашюта на 1%, то с выпущенным ТП — на 0,9% (рис. 8.12) и наоборот.

Посадочная скорость при увеличении G на 1% увеличивается на 0,5%.

Влияние угла атаки при приземлении. Оптимальный угол атаки самолета при приземлении, которому соответствуют расчетные посадочные характеристики самолета, составляет по АГД 10° .

В момент приземления подъемная сила должна быть приблизительно равна весу самолета (точнее, немного меньше веса). Так как подъемная сила пропорциональна коэффициенту C_y и квадрату скорости, то создание меньшего, чем нормальный, посадочного угла атаки приводит к приземлению на повышенной скорости, что увеличивает длину пробега.

Влияние угла атаки на длину пробега велико. Так уменьшение угла атаки на 1° при прочих равных условиях приводит к увеличению длины пробега на 100 м при использовании тормозного парашюта и тормозов колес (рис. 8.12). При посадке без тормозного парашюта влияние угла атаки на длину пробега еще больше и тем сильнее, чем больше посадочный вес. При посадке с предельным посадочным весом 29 т уменьшение $\alpha_{пос}$ на 1° увеличивает $L_{пр}$ на 200 м.

Посадочная скорость при уменьшении $\alpha_{пос}$ на 1° увеличивается на 10—15 км/ч.

Влияние положения закрылков. Выпуск закрылков увеличивает подъемную силу самолета, в результате чего уменьшаются скорость приземления и длина пробега.

Посадочная скорость самолета МиГ-25РБ с убранными закрылками увеличивается на 30 км/ч при том же угле атаки, что и при посадке с выпущенными закрылками (рис. 8.12).

Длина пробега самолета с убранными закрылками увеличивается значительно. Это объясняется ограничением скорости начала торможения 235 км/ч. Особенно сильно увеличивается длина пробега без использования тормозного парашюта. Так, при посадке с уб-

ранными закрылками длина пробега возрастает по сравнению с длиной пробега при посадке с выпущенными закрылками:

- с тормозным парашютом на 200 м;
- без тормозного парашюта — на 350—450 м.

Влияние температуры и давления воздуха. Температура и давление воздуха влияют на величину истинной посадочной скорости, которая увеличивается при повышении температуры и понижении давления. На ускорение торможения плотность воздуха влияет незначительно через лобовое сопротивление самолета. В итоге длина

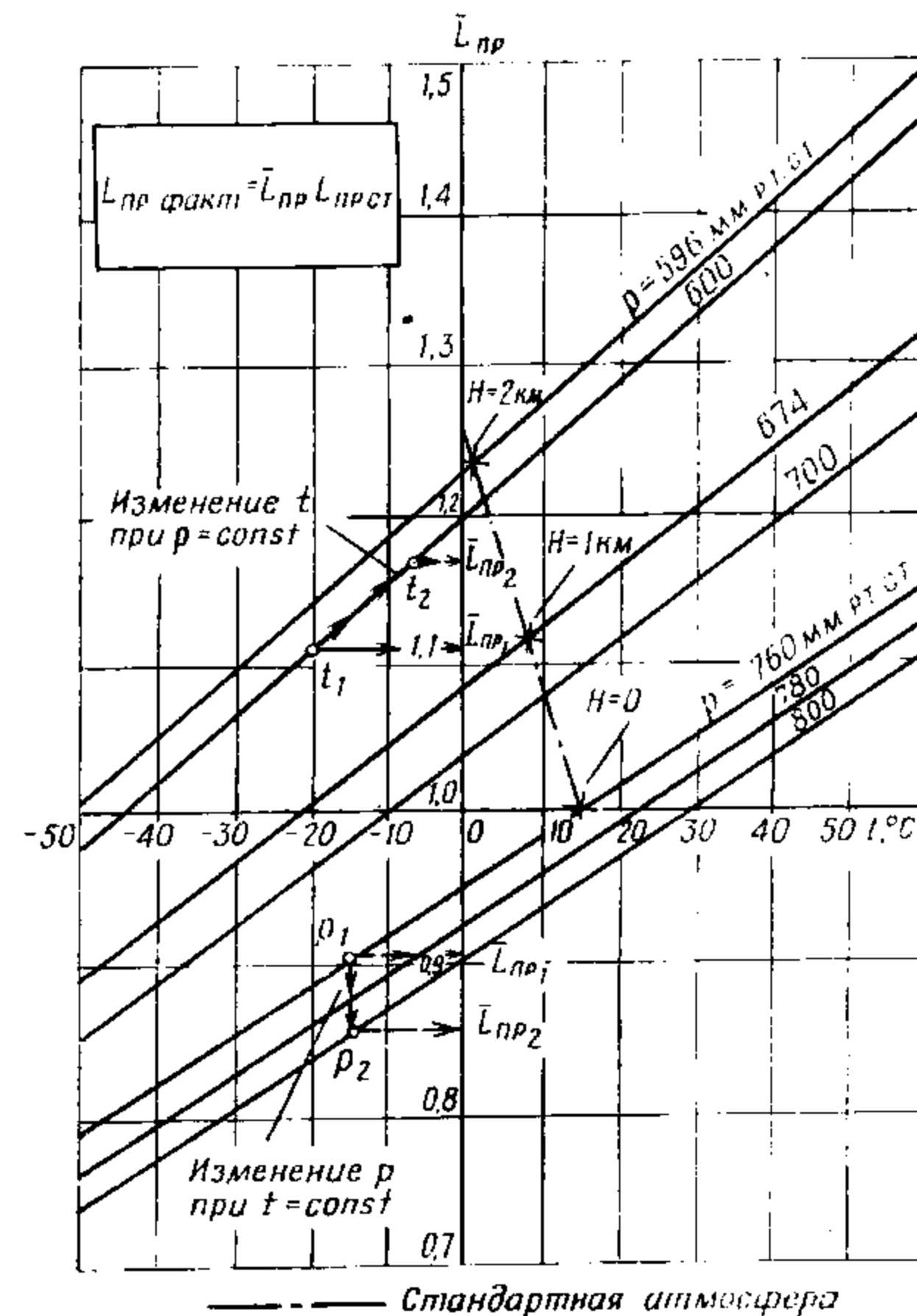


Рис. 8.13. Зависимость длины пробега от температуры и давления окружающего воздуха

пробега изменяется в основном за счет изменения истинной посадочной скорости. При увеличении температуры воздуха на 10° истинная посадочная скорость увеличивается на 1,7% (рис. 8.5), а длина пробега — на 4,0% (рис. 8.13).

* Здесь и далее проценты необходимо отсчитывать от абсолютных величин при стандартных условиях, помещенных в табл. 8.5.

Изменение давления на длину пробега влияет значительно слабее. При уменьшении давления на 20 мм рт. ст. длина пробега увеличивается на 3%, а при увеличении на 20 мм рт. ст. — уменьшается на 2%.

Влияние ветра. Влияние ветра на длину пробега аналогично влиянию его на длину разбега. Это влияние сравнительно велико и может быть оценено по формуле

$$L_{пр} = \frac{(V + W)^2}{2j_{ср}}$$

Усиление встречного ветра на пробеге на 10 м/с так же, как и на разбеге уменьшает путевую скорость приземления примерно на 15 км/ч, а длину пробега при посадочных скоростях 250 км/ч — 290 км/ч — на 25% (рис. 8.8).

Влияние тормозного парашюта. Влияние тормозного парашюта из-за ограниченной скорости начала торможения 235 км/ч настолько велико, что посадка без него разрешается только при благоприятных условиях (сильном встречном ветре, длине ВПП более 2500 м).

Сопротивление тормозного парашюта пропорционально квадрату скорости движения самолета. Поэтому для более полного использования тормозного парашюта для сокращения длины пробега его выпуск необходимо осуществлять на возможно большей скорости, но не превышающей предельно допустимую по прочности парашюта 330 км/ч. Наиболее полно используется тормозной парашют при его автоматическом выпуске перед приземлением. При автоматическом выпуске штангой длиной 1 м длина пробега сокращается на 550 м (рис. 8.12), а при применении штанги длиной 1,3 м — на 700 м. При ручном выпуске тормозного парашюта после приземления длина пробега сокращается на 450 м.

Влияние выпуска тормозного парашюта на длину пробега как и всех вышеуказанных факторов (посадочного веса, угла атаки при приземлении, температуры и давления воздуха, ветра) можно учесть также, пользуясь номограммой рис. 8.14.

Влияние наклона ВПП. Влияние наклона ВПП при пробеге такое же, как и на взлете, то есть сводится к действию добавочного ускорения $g \sin \lambda$ (где λ — угол наклона ВПП). Но в противоположность взлету это добавочное ускорение при движении самолета под уклон увеличивает длину пробега, а при движении «в гору» — уменьшает.

Влияние наклона ВПП в 1° на длину пробега в стандартных условиях, $G_{пос} = 22\ 000$ кгс приведено в табл. 8.6.

Влияние выключения двигателя (двигателей). Инструкцией разрешается при необходимости на пробеге выключить левый двигатель при нормальной посадке, а в случае прекращения взлета по какой-то причине — оба двигателя.

Средства торможения	Длина пробега (м) при λ , градусом		
	-1 («в гору»)	0	+1 («под гору»)
Тормоза колес	1340	1450	1570
Тормоза колес и тормозной парашют	830	870	910

При выключении двигателя (двигателей) среднее замедление увеличивается, так как исчезает тяга на малом газе. Расчеты показывают (табл. 8.7), что сокращение длины пробега с применением торможения колес и тормозного парашюта при выключении одного двигателя в момент касания ВПП не превышает 4%, а двух двигателей — 8%.

Таблица 8.7

№ п.р.	Характеристика	При работе тормозов и тормозного парашюта		
		Оба двигателя на м. г.	Один двигатель на м. г, второй — на «Стоп» (после касания ВПП)	Оба двигателя на «Стоп» (после касания ВПП)
1	G , тс	22	22	22
2	$V_{пос}$, км/ч	285	285	285
3	$j_{ср} = g \frac{P - Q - F_{тр}}{G}$, м/с ²	-3,6	—	—
4	$P - Q - F_{тр} = \frac{j_{ср} G}{g}$, кгс	-8080	—	—
5	P_{1-2} двиг. на м. г., кгс	—	370	740
6	$\frac{j_{ср} G}{g} + P_{1-2}$ двиг. на м. г., кгс	—	-8150	-8820
7	$j_{ср} = (6) \frac{g}{G}$, м/с ²	—	-3,77	-3,93
8	$L_{пр} = \frac{V_{пос}^2}{2j_{ср}}$, м	870	832	800
9	$\bar{L}_{пр}$	1,0	$\frac{832}{870} = 0,96$	$\frac{800}{870} = 0,92$

Примечание. Исходные данные взяты из табл. 8.5.

Наиболее существенное сокращение длины пробега за счет выключения обоих двигателей достигается на пробеге по обледеневшей ВПП, при отказе тормозов и в случае обрыва тормозного парашюта, то есть когда малы средние ускорения торможения. Выключение двигателей при посадке на обледеневшую ВПП или в случае полного отказа тормозов сокращает длину пробега:

- с тормозным парашютом на 300 м;
- без тормозного парашюта на 500 м (табл. 8.8).

Таблица 8.8

№ п/п.	Характеристика	Без тормозного парашюта (тормоза работают)		При отказе тормозов			
		Оба двигателя на м. г.	Оба двигателя на «Стоп»	с тормозным парашютом		без тормозного парашюта	
				Оба двигателя на «Стоп»	Оба двигателя на м. г.	Оба двигателя на «Стоп»	Оба двигателя на м. г.
1	G , тс	22	22	22	22	22	22
2	$V_{\text{пос}}$, км/ч	285	285	285	285	285	285
3	$j_{\text{ср}} = g \frac{P - Q - F_{\text{тр}}}{G}$, м/с ²	-2,15	—	-1,7	—	-1,38	—
4	$\frac{j_{\text{ср}} G}{g}$, кгс	-4825	—	-3820	—	-3100	—
5	$P_{2 \text{ двиг.}}$ на м. г., кгс	740	—	—	740	—	740
6	(4) — (5), кгс	—	-5565	—	-3080	—	-2360
7	$j_{\text{ср}} = (6) \frac{g}{G}$, м/с ²	—	-2,48	—	-1,37	—	-1,05
8	$t_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}} - V_{\text{кон}}^*}{j_{\text{ср}}}$, с	—	—	—	44	—	57
9	$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{ср}}}$, м (до $V_{\text{кон}} = 0$)	1460	1270	1850	—	2300	—
10	$L_{\text{пр}} = V_{\text{пос}} t_{\text{пр}} - \frac{j_{\text{ср}} t_{\text{пр}}^2}{2}$, м (до $V_{\text{кон}} = 65$ км/ч)	—	—	—	2150	—	2800

Примечание. $V_{\text{кон}}$ получена расчетом из условия сохранения равенства

$$\text{сил в конце пробега } P = Q_0 + F_{\text{тр}}; \quad V_{\text{кон}} = \sqrt{\frac{2(P - F_{\text{тр}})}{C_{x_0} \rho S}}. \text{ При работе обоих}$$

двигателей на малом газе без применения тормозов самолет при качении по сухой бетонированной ВПП не уменьшает скорость менее 65 км/ч.

8.4.2. Особенности захода и выполнения посадки

Предпосадочное снижение и посадка самолета являются наиболее ответственными элементами полета. Полет происходит на скоростях, близких к минимальным, вблизи земли, в условиях дефицита времени на уточнение расчета и направления захода, при необходимости более точного выдерживания траектории и параметров полета. Сложность выдерживания расчетных параметров полета (скорости и высоты) заключается в том, что они обеспечиваются оборотами двигателей в пределах 68—72%. Малые перемещения РУД ведут к значительному изменению тяги двигателей, что приводит или к разгону самолета, или к потере скорости. Скорость потерять можно легко, так как своим поведением ни самолет, ни двигатели не предупреждают летчика о потере скорости. Открытие створок реактивного сопла на самолетах, не оснащенных агрегатом 923, при уменьшении оборотов менее 68% приводит к значительному уменьшению тяги двигателей и еще более усугубляет положение. Из-за большого времени приемистости двигателей и значительного лобового сопротивления самолета на больших углах атаки восстановить нормальную скорость планирования в этих условиях очень трудно. Все это требует четкого и точного распределения внимания, постоянного контроля за точностью установки режима работы двигателей движением РУД по указателю оборотов и тщательно отработанных навыков в пилотировании самолета. Летчик обязан примерно знать на каждом этапе полета обороты двигателей в зависимости от скорости ветра, температуры окружающего воздуха, веса самолета (остатка топлива) и выдерживать их, сообразуя с конкретными условиями.

Заход на посадку до высоты 50 м и повторный заход после ухода на второй круг может осуществляться в автоматическом режиме с использованием системы «Полет-1И». При автоматическом заходе выдерживание заданной скорости осуществляется летчиком изменением тяги двигателей.

Нормальный посадочный вес соответствует остатку топлива 4400 кгс для боевого и 4700 кгс для учебно-тренировочного самолета. Если остаток топлива больше этого, необходимо его слить на высоте не более 5 км. Как исключение допускается посадка с предельным весом 29 000 кгс, то есть с остатком топлива без подвесок 9400 кгс, а с 4 авиабомбами ФАБ-500М-62 — 7000 кгс.

Для самолетов МиГ-25РБ установлена глиссада захода на посадку от ДПРС со снижением и уменьшением скорости в точку начала выравнивания. При этом для выдерживания расчетной глиссады захода самолет должен проходить ДПРС на высоте 200 м на скорости 400 км/ч, БПРС на высоте 50—60 м на скорости 360 км/ч. Угол траектории прямолинейного снижения в точку начала выравнивания, отстоящую от начала ВПП на 150—250 м, составляет 3°. Для сохранения его постоянным летчик по мере уменьшения скорости должен поднимать нос самолета. При этом у летчика создается впечатление, что самолет «висит на ручке управления». Вертикальная скорость снижения после ДПРС — 3—5 м/с.

Для обеспечения уверенного захода на посадку и создания наилучших условий для посадки летчик должен действовать последовательно, по следующим этапам:

1. Выход на ДПРС на высоте 200 м при установившейся скорости 400 км/ч с оборотами двигателей 70%. Для этого на посадочном курсе с удаления 12 км до ВПП (по прибору ППД) при оборотах двигателей 68—72% необходимо удерживать самолет на заданной глиссаде снижения, ориентируясь по приборам КПП и НПП, и проследить тенденцию к уменьшению скорости планирования с 430 до 400 км/ч. С удаления 6—7 км скорость снижения по установленной глиссаде 400 км/ч с зафиксированными оборотами двигателей, примерно равными 70%, должна быть установившейся. На этом режиме полета летчик и выводит самолет на ДПРС.

2. Выход на БПРС должен быть выполнен на высоте 50—60 м при скорости 360 км/ч с тенденцией дальнейшего ее уменьшения. Для этого над ДПРС летчик устанавливает обороты двигателей, равными 68%, по навигационно-пилотажному прибору (НПП) строго выдерживает заданную глиссаду снижения и внимательно проследивает тенденцию уменьшения скорости самолета. Скорость начнет уменьшаться по мере увеличения угла атаки самолета при постепенном отклонении летчиком ручки управления на себя для удерживания самолета на заданной глиссаде снижения. Следует иметь в виду, что скорость самолета вначале падает медленно, но по мере приближения к БПРС темп ее падения возрастает. В случае интенсивного уменьшения скорости самолета от 380 км/ч необходимо увеличить обороты двигателей до 70—72% для того, чтобы не допустить ее преждевременного падения и выйти на БПРС на $V_{пр} = 360$ км/ч. Уменьшение оборотов двигателей над ДПРС менее 68% ведет к преждевременной потере скорости, выводу самолета на большие углы атаки и «проваливанию» с заданной глиссады снижения. Для исправления ошибки летчик должен своевременно увеличить обороты двигателей, не допуская уменьшения скорости менее 360 км/ч, кратковременным горизонтальным полетом выйти на заданную глиссаду снижения и вновь установить расчетный режим для выхода на БПРС.

3. Выход в точку начала выравнивания, отстоящую от начала ВПП на 150—250 м, должен выполняться на высоте 8—10 м и скорости 330—340 км/ч. Для этого летчик, пройдя БПРС на $H = 50—60$ м при скорости 360 км/ч по заданной глиссаде, продолжает снижаться в точку начала выравнивания с постепенным уменьшением скорости, регулируя ее оборотами двигателей с учетом полетного веса самолета, точности расчета и других условий.

Выдерживание расчетного режима снижения при заходе на посадку самолета, оснащенного двигателями с всережимными соплами, несколько упрощается. На этих самолетах по мере дросселирования двигателей сопла постепенно приоткрываются в соответствии с оборотами, отслеживая режим работы двигателей. Полное открытие сопел происходит на малом газе на пробеге после обжата передней стойки.

Углы атаки и тангажа по мере уменьшения скорости в процессе захода с постоянным углом наклона траектории увеличиваются. В конце выравнивания и по мере создания посадочного положения

не

ия

си.

с

ы-

о-

ли

ся

о-

П

н-

лу

м

м

м

ь-

я-

га

е-

о-

от

ть

о-

го

у-

о-

з-

т-

о-

о-

в-

е-

те

те

т-

т-

7

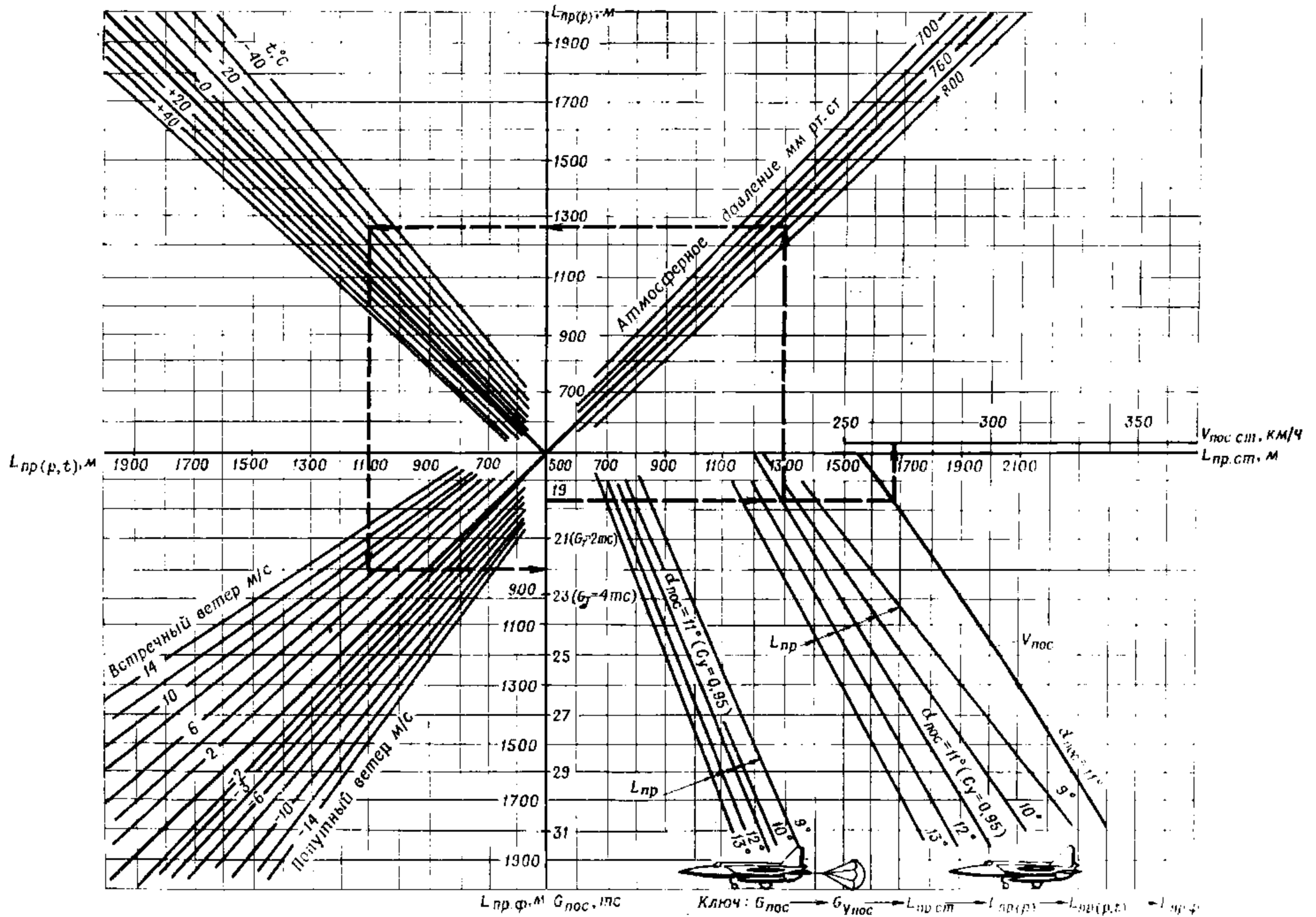


Рис. 8.14. Номограмма определения длины пробега и посадочной скорости самолета

Для обеспечения уверенного захода на посадку и создания наилучших условий для посадки летчик должен действовать последовательно, по следующим этапам:

ро
до
об
за
Н
ро
по
та
ш

пр
Д
ра
ст
пр
на
по
уд
им
по
ча
об
чт
Б
Д
во
но
се
на
по
ра

В
ро
60
ж
се
во
са
м
ва
с
та
ро
29

Углы атаки и тангажа по мере уменьшения скорости в процессе захода с постоянным углом наклона траектории увеличиваются. В конце выравнивания и по мере создания посадочного положения носовая часть закрывает ВПП и несколько затрудняет определение расстояния до земли.

Выдерживание установленной скорости начала выравнивания является очень важным условием нормального расчета и посадки. Уменьшение скорости неизбежно ведет к грубому приземлению с недолетом, так как вертикальные скорости снижения в конце выравнивания больше, чем при выравнивании на нормальной скорости. Поэтому в процессе выравнивания дросселировать двигатели до малого газа нельзя. Выравнивание самолета осуществляется плавным взятием ручки управления на себя с таким расчетом, чтобы подвести самолет к земле на высоте 1—0,75 м. В начале ВПП плавно дросселируются двигатели до малого газа. Резкое или раннее дросселирование двигателей обычно приводит к быстрому уменьшению скорости и грубому приземлению с недолетом. Чем больше высота выдерживания самолета перед приземлением, тем плавнее дросселируются двигатели. В конце выравнивания взятием ручки управления на себя летчик создает посадочный угол и уменьшает вертикальную скорость к моменту приземления. Высокое выравнивание неизбежно приводит к грубому приземлению самолета с парашютированием, а чрезмерно низкий подвод — к приземлению на большой скорости, так как летчик не успевает создать посадочный угол.

После приземления необходимо выпустить тормозной парашют (при ручном его выпуске), опустить передние колеса и применить торможение. Если позволяет длина ВПП, допускается пробег, сохраняя посадочный угол атаки самолета до самопроизвольного опускания передних колес, и после этого применить торможение.

Выдерживание направления до опускания передних колес осуществляется рулями направления, а после опускания передних колес — их отклонением.

Особенности захода и посадки на одном двигателе

При заходе на посадку и посадке с одним работающим двигателем разворачивающий и кренящий моменты незначительны. Пилотирование самолета трудности не представляет. Однако необходимо учитывать следующие особенности:

— для предотвращения возможной посадки с недолетом скорости на предпосадочном снижении должны быть увеличены по сравнению со скоростями при снижении с двумя работающими двигателями на 10—15 км/ч;

— обороты двигателя при снижении по нормальной глиссаде составляют 80—82%; при расчете с перелетом на самолетах, не оборудованных всережимными соплами, недопустимо дросселирование двигателя ниже 68% из-за возможного уменьшения тяги дви-

гателя на 50% вследствие раскрытия сопла, кроме того, при оборотах менее 60% не обеспечивается нормальное давление в гидросистемах;

— уход на второй круг на одном двигателе, работающем на максимале, может быть выполнен при остатке топлива не более 2000—2500 кг из условия безопасного ухода и не менее 1200 кг из условия достаточности топлива для полета по кругу.

Уход на второй круг на одном двигателе, работающем на форсаже, возможен с любым остатком топлива, но не менее 1700 кг. Уход возможен с любой высоты, однако решение должно быть принято на высоте не менее 100 м. Если решение об уходе принято поздно, то необходимо переключатель выпуска тормозного парашюта установить в положение «Ручной», увеличивая обороты до максимальных, продолжать выполнение посадки вплоть до касания с последующим отходом от земли после набора скорости. Время выхода двигателя с оборотов 70—80% на максимал происходит за 3—5 с, а на I форсаж — за 10 с. Начало перевода самолета из режима планирования в набор высоты осуществляется на скорости 340—350 км/ч, после чего производится уборка шасси и по достижении высоты 100 м — закрылков. При уходе на второй круг на одном двигателе необходимо парировать разворачивающий момент, который изменяется в процессе выхода двигателя на I форсаж неравномерно. Так, при увеличении оборотов двигателя до максимальных разворачивающий момент увеличивается, при раскрытии створок сопла кратковременно уменьшается, а при включении форсажа — вновь значительно возрастает.

Особенности посадки при положении АРУ-9 на малом плече

Посадка при положении АРУ-9 на малом плече возможна и разрешается, если невозможно его переставить во взлетно-посадочное положение. Продольная управляемость самолета обеспечивает выполнение посадки, но при этом необходимо учитывать возрастание усилий на ручке и уменьшение расходов стабилизатора на себя в 2,5 раза. При заходе на посадку до начала выравнивания усилия на ручке следует снимать механизмом триммерного эффекта. Для создания посадочного положения в условиях меньших запасов хода стабилизатора заход на посадку следует осуществлять по более пологой траектории с повышенной скоростью на 20 км/ч.

Особенности посадки с убранными закрылками

Заход на посадку выполняется по обычной глиссаде. Скорость при заходе на посадку с убранными закрылками должна быть увеличена на 20 км/ч по сравнению со скоростью при заходе с выпущенными закрылками. Выравнивание осуществляется на таком же удалении от начала ВПП, как и при выпущенных закрылках. Скорость приземления при этом увеличивается на 20—30 км/ч, а для

на пробега — на 250—200 м. Расходы ручки управления, потребные для создания посадочного положения ($\alpha = 9\div 11^\circ$), несколько меньше, чем при посадке с выпущенными закрылками.

Уход на второй круг

Уход на второй круг возможен с любой высоты вплоть до высоты начала выравнивания, но рекомендуется осуществлять с высоты не менее 50 м, которая является достаточной для ухода без касания ВПП. Остаток топлива должен быть не менее 1200 кг. Для этого необходимо, не изменяя траектории снижения, вывести двигателя на максимал и разогнать самолет до скорости 340—350 км/ч. По достижении этой скорости следует плавно начать переводить самолет в набор высоты, убрать шасси и на высоте 100—150 м — закрылки. Недопустимо переводить самолет в набор до достижения установленной скорости и тем более спешить с уборкой шасси, чтобы не произошло потери скорости, связанной с уменьшением тяги и увеличением лобового сопротивления. При уходе на второй круг с малой высоты, близкой к началу выравнивания, следует переключатель выпуска тормозного парашюта установить в положение «Ручной», увеличить обороты двигателей и продолжать выполнение элементов посадки вплоть до приземления и движения по ВПП до отрыва.

§ 8.5. ВЛИЯНИЕ БОКОВОГО ВЕТРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

В процессе движения по ВПП на разбеге и пробеге при наличии бокового ветра суммарный путевой момент самолета МиГ-25РБ стремится развернуть его носом против ветра, что обусловлено особенностями его компоновки. Путевой момент самолета создается относительно точки зацепления колес с ВПП и складывается из флюгерного момента и момента от неодинаковой загрузки колес весом самолета при наличии кренящего момента (рис. 8.15).

Разворачивающий момент при боковом ветре до 10 м/с сравнительно небольшой и практически не влияет на выдерживание направления при движении по ВПП, а при боковом ветре более 10 м/с он значительный и для выдерживания направления требует четких грамотных действий летчика.

Взлет и посадка самолета разрешаются при боковом ветре не более 15 м/с, при котором обеспечивается выдерживание направления.

С началом разбега, пока рули направления неэффективны, уточнение направления разбега и парирование разворачивающего момента от бокового ветра осуществляется отклонением носовых колес. По мере нарастания скорости и повышения эффективности рулей направления и элеронов направление разбега выдерживается их отклонением. Рулями направления и элеронами возможно парирование разворачивающего момента от бокового ветра со скорости

150 км/ч. После отрыва борьбу со сносом необходимо осуществлять упреждением в курсе.

При заходе на посадку в условиях сильного бокового ветра (более 10 м/с) для выдерживания прямолинейного полета в точку начала выравнивания по оси ВПП летчик должен устранять снос самолета сочетанием скольжения и упреждения в курсе. При этом

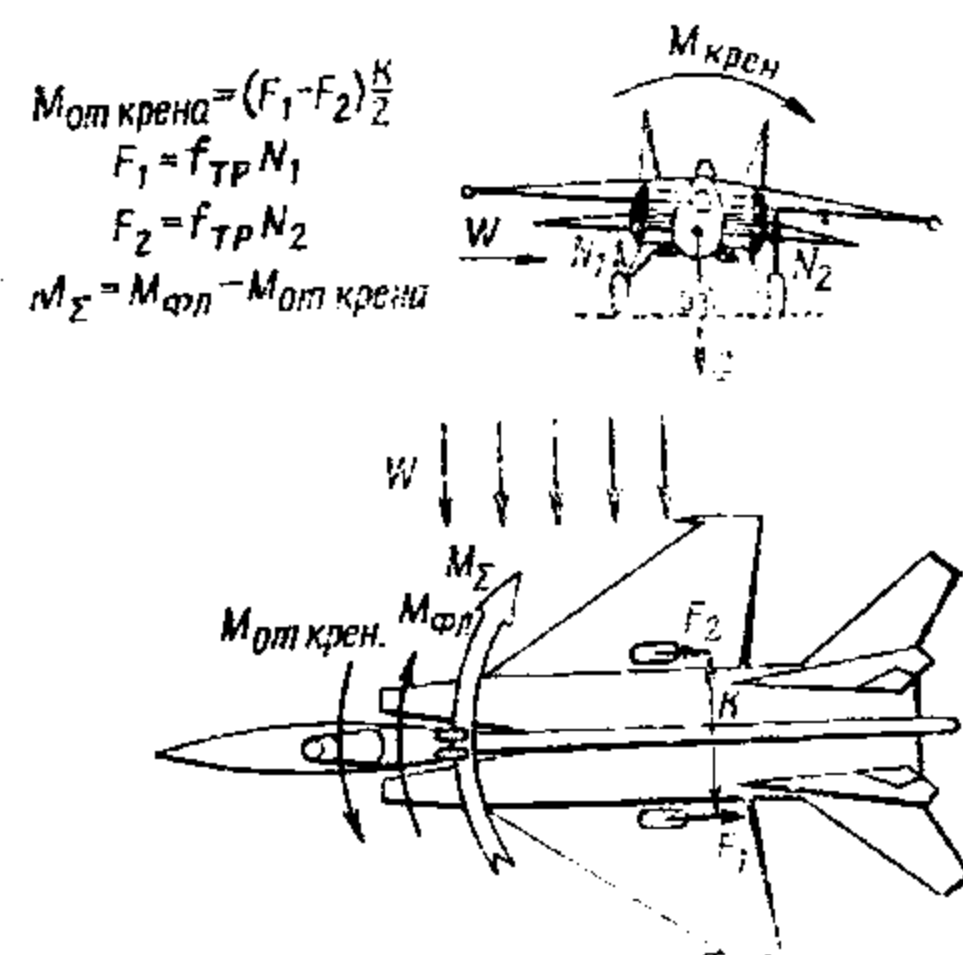


Рис. 8.15. Моменты, действующие на самолет при боковом ветре

для обеспечения достаточных расходов рулей направления и элеронов в условиях болтанки летчик должен для скольжения создать крен не более 10—15° и обеспечить дачей ноги упреждение в курсе с таким расчетом, чтобы линия пути проходила по оси ВПП (рис. 8.16). При борьбе со сносом при боковом ветре более 10 м/с только скольжением запас хода элеронов и рулей направления для парирования колебаний в условиях неспокойной атмосферы и осуществления боковой управляемости может оказаться недостаточным.

Перед приземлением самолета крен должен быть устранен и дачей ноги осуществлен доворот самолета по направлению оси ВПП для предотвращения бокового удара в момент касания.

Для сохранения устойчивого направления на пробеге при наличии бокового ветра целесообразно сразу после приземления плавно опустить передние колеса и постепенно начать торможение. Для исключения возникновения больших боковых нагрузок на переднюю стойку шасси при опускании передних колес педали нужно поставить нейтрально, если рулями направления велась борьба с боковым ветром. В первой половине пробега парирование разворачивающего момента обеспечивается за счет отклоненных рулей направления и разворота передних колес.

По мере гашения скорости эффективность рулей направления уменьшается и парирование разворачивания осуществляется все больше и больше разворотом передних колес. Начиная со скорости

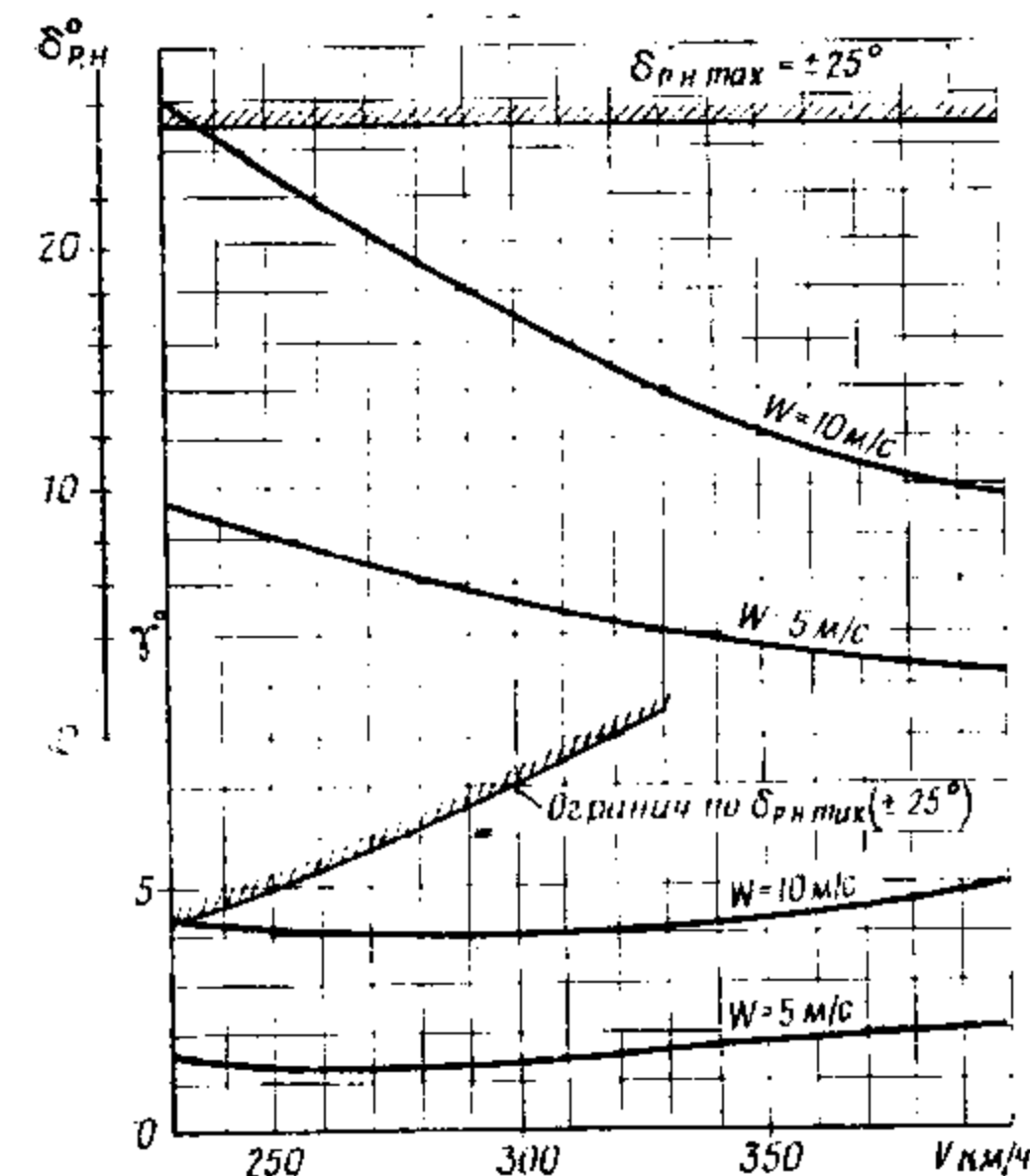


Рис. 8.16. Зависимость требуемых углов крена и отклонения рулей направления для создания скольжения при заходе на посадку от скорости полета и боковой составляющей ветра W

150 км/ч, рули направления и элероны малоэффективны. Во второй половине пробега сохранение направления пробега во многом зависит от летчика. При нажатом рычаге тормозов для парирования уклонения летчик должен отклонять педали плавно и только на ве-

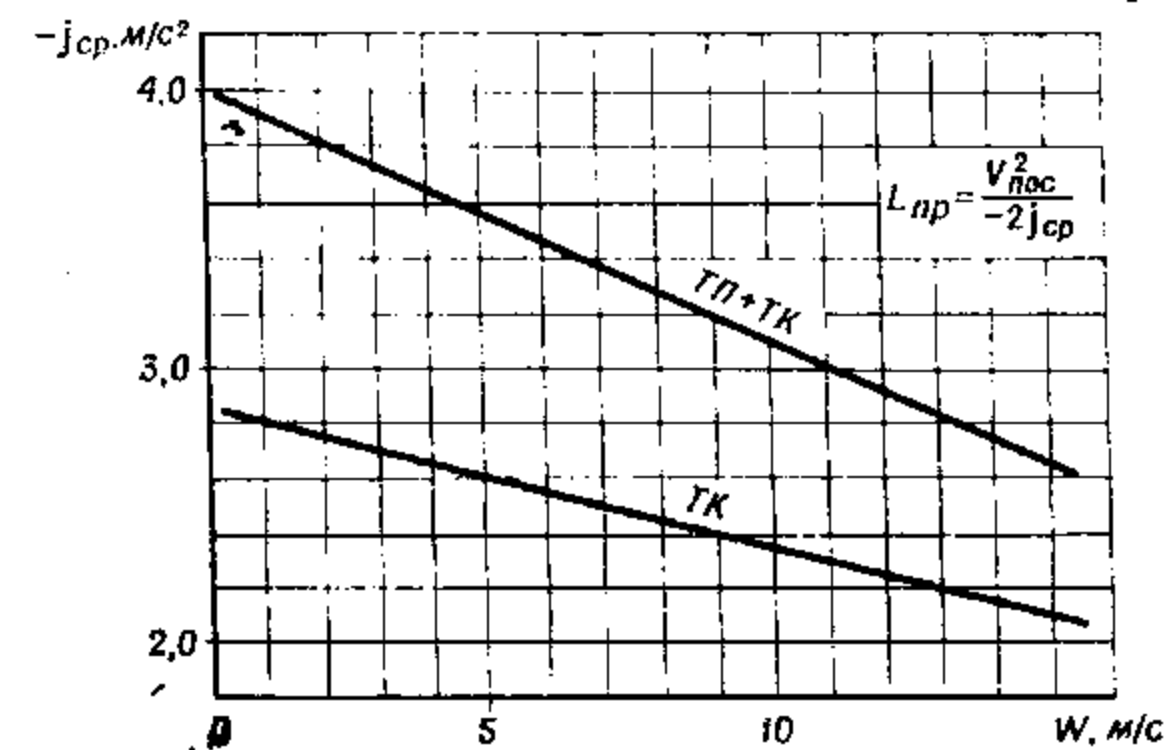


Рис. 8.17. Зависимость $j_{\text{ср}}$ на тормозном участке пробега от боковой составляющей скорости ветра

личину, необходимую для парирования разворачивающего момента. Резкое отклонение педалей приводит к полному затормаживанию одного колеса и растормаживанию другого, что вызывает рывки по курсу, нарушающие устойчивое сохранение направления пробега. Кроме того, увеличивается длина пробега вследствие уменьшения замедления на пробеге (рис. 8.17) по причине ухудшения торможения колес.

Выпуск тормозного парашюта автоматически в момент приземления разрешается при боковом ветре не более 10 м/с, а при выпуске вручную после опускания переднего колеса на пробеге — до 15 м/с. Характерно, что при выпуске парашюта при приземлении или пробеге с поднятым носовым колесом в условиях бокового ветра возникает рывок при наполнении куполов и «стаскивание» самолета по ветру. Выпуск тормозного парашюта следует производить при устойчивом движении самолета после опускания переднего колеса.

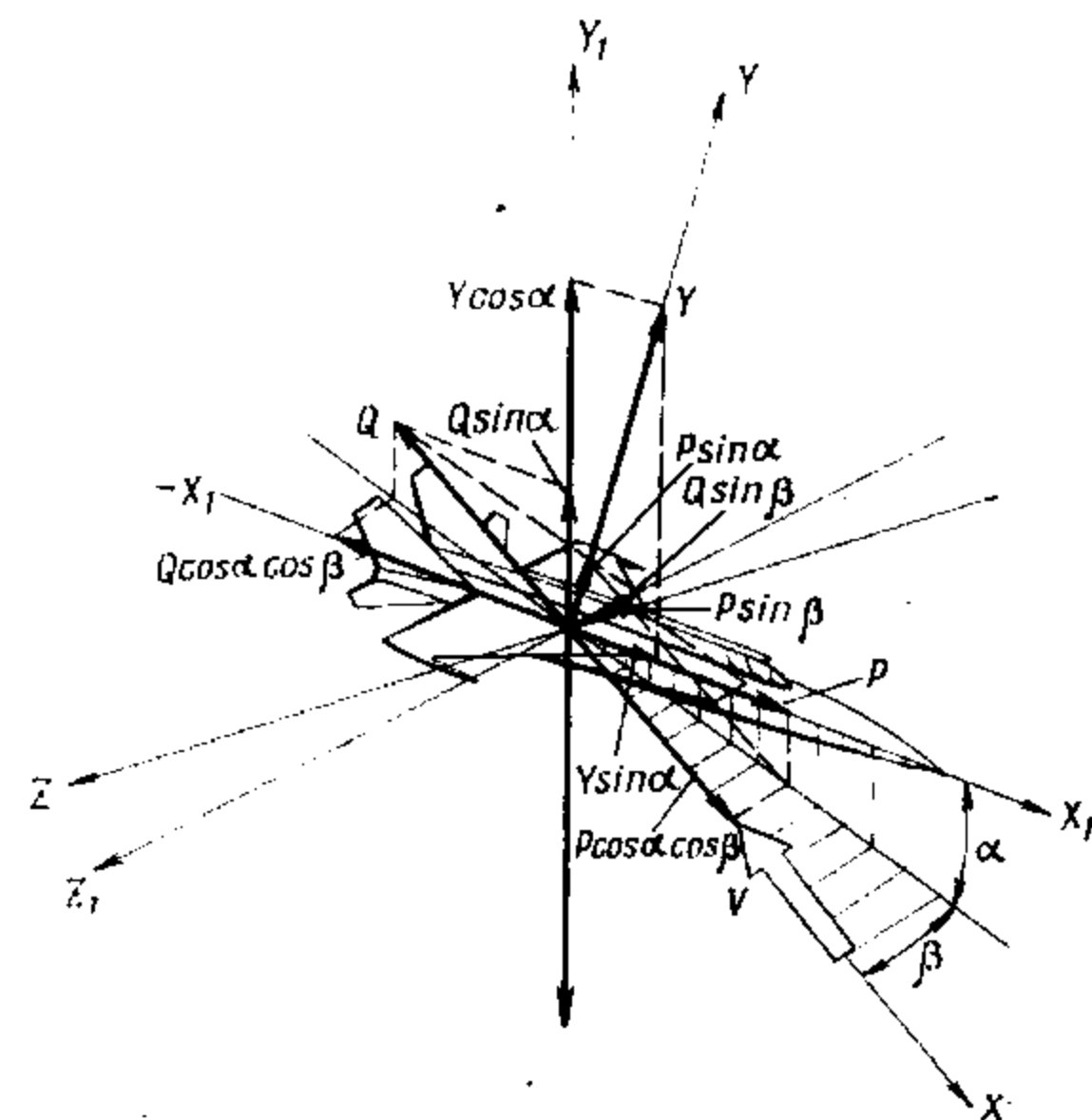


ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ I

СВЯЗЬ МЕЖДУ ОСЯМИ СВЯЗАННОЙ И ПОТОЧНОЙ СИСТЕМ КООРДИНАТ

Начало координат связанной O_1 и поточной O систем совпадает с центром тяжести самолета (рис. 1).



X, Y, Z — оси поточной системы координат
 X_1, Y_1, Z_1 — оси связанной системы координат

Рис. 1. Схема сил, действующих на самолет, относительно осей поточной и связанной систем координат

Ось OX в поточной системе координат (скоростная ось) направлена вперед по вектору скорости (потока) \vec{V} , а OX_1 в связанной системе (продольная ось) — вперед параллельно хорде крыла.

Ось OY в поточной системе (ось подъемной силы) направлена вверх в плоскости симметрии самолета перпендикулярно оси OX , а OY_1 в связанной системе (нормальная ось) — также вверх в плоскости симметрии самолета, но перпендикулярно оси OX_1 .

Ось OZ в поточной системе координат (боковая ось) направлена перпендикулярно осям OX и OY , а OZ_1 в связанной системе (поперечная ось) — перпендикулярно OX_1 и OY_1 и в обоих случаях оси OZ и OZ_1 направлены в сторону правого полукрыла.

Таким образом, оси связанной и поточной систем координат имеют определенную связь. Эта связь приведена в табл. 1.

Таблица 1

Оси связанной системы координат	Оси поточной системы координат		
	OX	OY	OZ
OX_1	$\cos \alpha \cos \beta$	$\sin \alpha$	$-\cos \alpha \sin \beta$
OY_1	$-\sin \alpha \cos \beta$	$\cos \alpha$	$\sin \alpha \sin \beta$
OZ_1	$\sin \beta$	0	$\cos \beta$

На рис. 1 приведена схема сил, действующих на самолет, относительно осей поточной и связанной систем координат. Силы, направленные вдоль осей одной системы координат, дают проекции на оси другой системы координат в соответствии с указанными связями между осями.

КЛАССИФИКАЦИЯ СКОРОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА

Классификация скоростей полета

Приборная скорость ($V_{пр}$). Приборная скорость полета отсчитывается с помощью аэродинамического указателя скорости, который определяет разность между полным и статическим давлениями воздуха на высоте полета. По такому принципу работает указатель скорости УС-1600.

Индикаторная скорость ($V_{инд}$). Хотя приборной скоростью отражается воздействие скоростного напора на манометрическую коробку, вследствие ряда ошибок $V_{пр}$ строго не соответствует скоростному напору. Однозначно со скоростным напором связана индикаторная скорость $V_{инд}$. Так, например, скоростному напору $q = 7000 \text{ кгс/м}^2$ соответствует $V_{инд} = 1200 \text{ км/ч}$, $q = 5000 \text{ кгс/м}^2$ соответствует $V_{инд} = 1000 \text{ км/ч}$.

Этой скоростью летчики обычно не пользуются, но так как самолет часто имеет ограничение по скоростному напору, у него ограничивается индикаторная скорость. Она определяется по формуле

$$V_{инд} = V_{пр} + \Delta V_{ав} + \Delta V_{сж} + \Delta V_{зап} + \Delta V_{инстр}$$

где $\Delta V_{ав}$ — суммарная аэродинамическая и волновая поправка к указателю скорости (рис. 2).

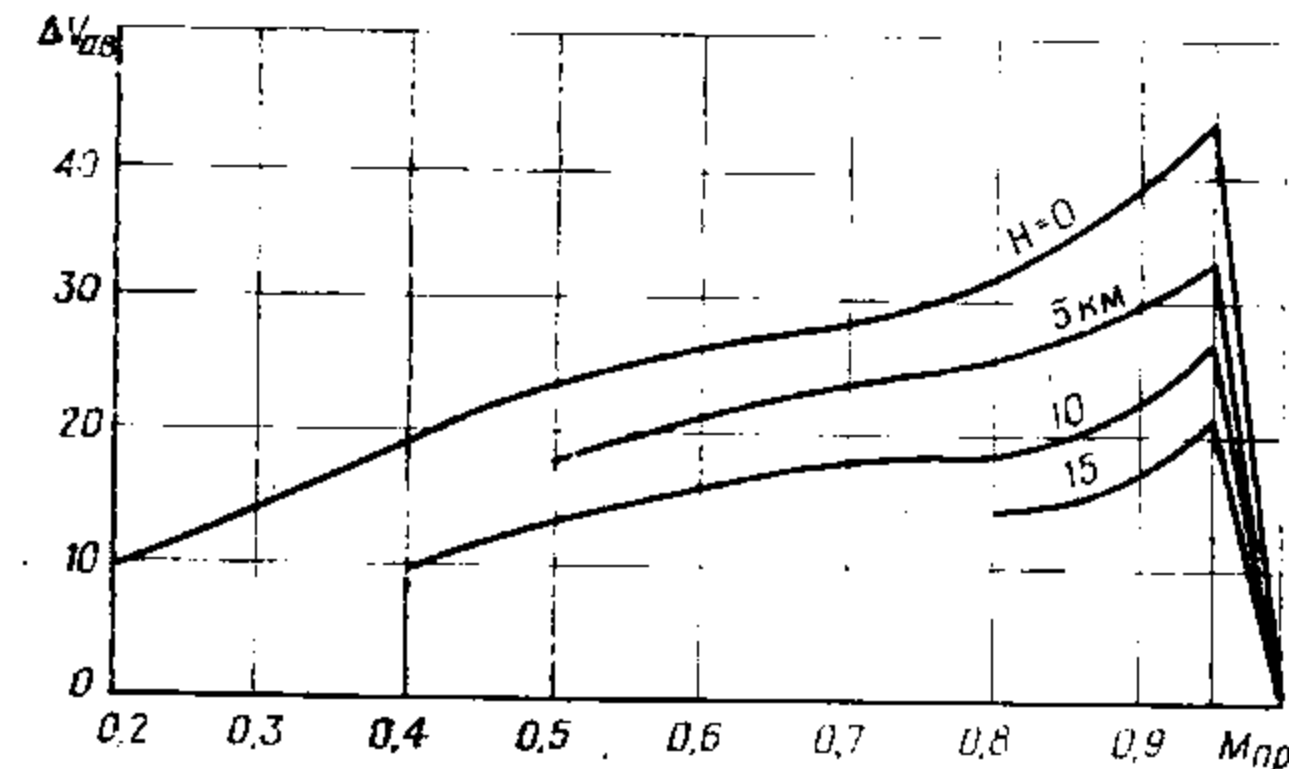


Рис. 2. Суммарная аэродинамическая и волновая поправка к указателю скорости

Аэродинамическая ошибка возникает из-за искажения статического давления ПВД элементами самолета, влиянием близости земли при взлете и посадке и др. Волновая ошибка возникает вследствие искажения статического давления ПВД образовавшимися скачками уплотнения перед фюзеляжем и другими

элементами самолета. Волновая ошибка исчезает после прохождения скачками уплотнения зоны статических отверстий ПВД при разгоне самолета;

$\Delta V_{сж}$ — ошибка указателя скорости на сжимаемость воздуха (рис. 3). Ошибка на сжимаемость воздуха возникает вследствие искажения полного давления перед динамическим отверстием ПВД. Набегающий на динамическое отверстие ПВД воздушный поток притормаживается, а у переднего обреза ПВД совсем останавливается. В результате этого воздух сжимается. Плотность его увеличивается. Перед ПВД образуется зона повышенного давления, в результате которого указатель скорости несколько перепоказывает;

$\Delta V_{зап}$ — ошибка на запаздывание прибора;

$\Delta V_{инстр}$ — инструментальная поправка указателя скорости.

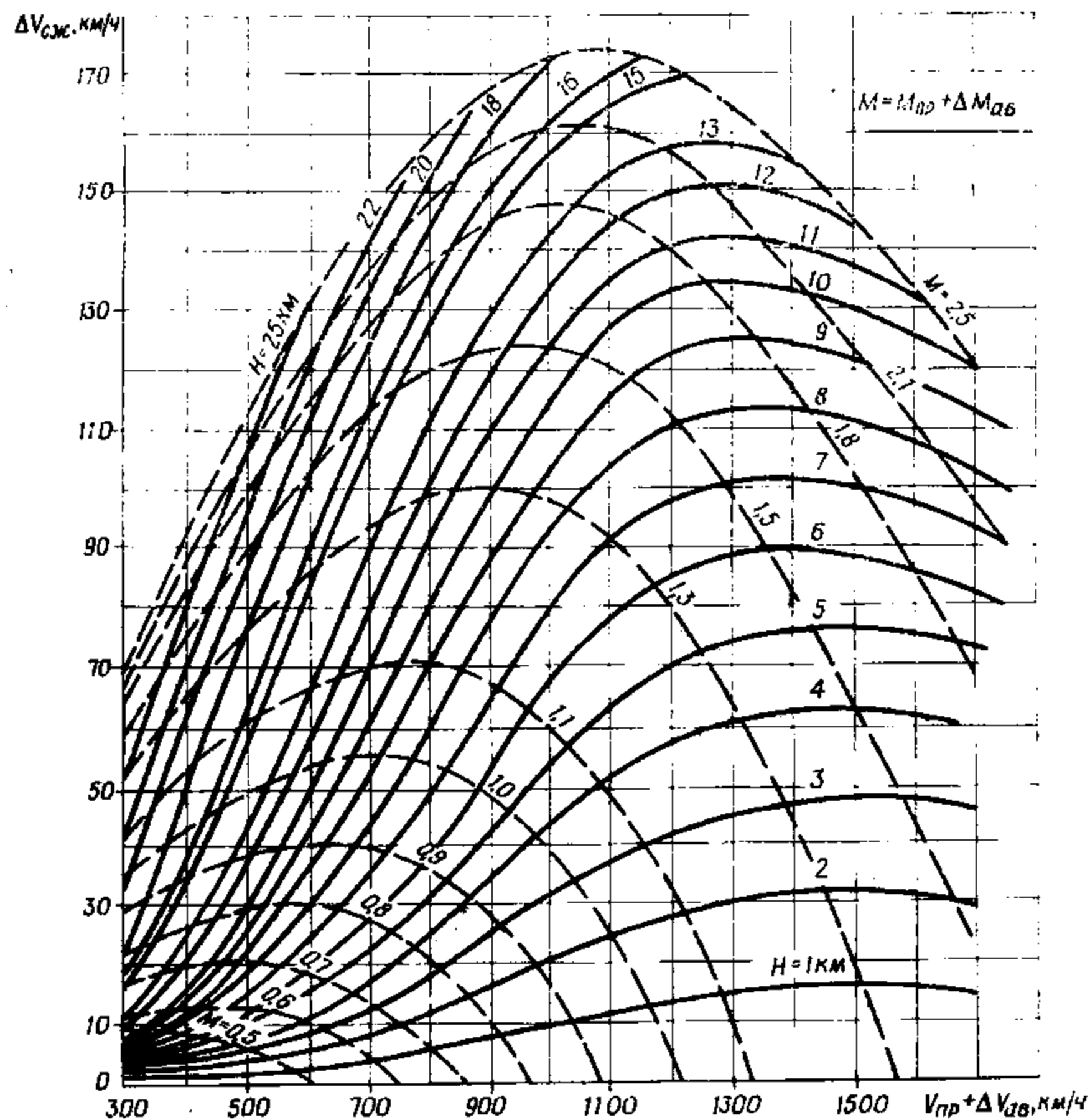


Рис. 3. Зависимость поправок к указателю скорости на сжатие потока от скорости и высоты полета

Истинная скорость ($V_{ист}$). Чтобы измерить скорость полета самолета относительно воздушной среды (истинную скорость), кроме ошибок, учитываемых при определении $V_{инд}$, необходимо учесть методическую ошибку на изменение плотности воздуха ρ_H с высотой

$$V_{ист} = \frac{V_{инд}}{\sqrt{\Delta}}$$

$$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$$

где ρ_H — плотность воздуха на высоте;
 ρ_0 — плотность воздуха у земли.

Узкой стрелкой комбинированных указателей скорости современных самолетов учитываются ошибка на сжимаемость воздуха и частично методическая ошибка. Узкая стрелка в таких приборах указывает стандартную истинную скорость, то есть скорость, которая будет равна истинной только при полете в условиях со стандартным распределением температур по высотам. Кроме того, в показаниях узкой стрелки не учитываются суммарная аэродинамическая и волновая ошибка $\Delta V_{ав}$, ошибки на запаздывание и инструментальная.

В отличие от этого узкая стрелка электромеханического комбинированного указателя УСО-К (без учета $\Delta V_{зап}$ и $\Delta V_{инстр}$) показывает истинную скорость полета при любых температурах. Это связано с тем, что электрический сигнал, выдаваемый системой СВС-ПН-5 и поступающий в прибор, формируется с учетом температуры торможения (на всех режимах полета) и аэродинамической и волновой ошибок (в диапазоне чисел $M=0,45-0,95$). В момент включения ($M=0,45$) и выключения ($M=0,95$) коррекции наблюдается вздрагивание стрелки.

Широкая стрелка указателя УСО-К показывает истинное число M , в отличие от других приборов, которые показывают $M_{пр}$:

$$M = M_{пр} + \Delta M_{ав}$$

где $\Delta M_{ав}$ — суммарная аэродинамическая и волновая ошибка указателя числа M (рис. 4).

В указателе УСО-К автоматически вводится и поправка $\Delta M_{ав}$ в диапазоне чисел $M=0,45-0,95$ и вздрагивает стрелка в момент включения и выключения коррекции. На числах $M > 1,02$, когда скачок уплотнения пройдет зону статических отверстий ПВД, $M_{пр}$ равно M .

Следует иметь в виду, что при полетах на высотах более 20 000 м и числах $M=2,3-2,4$ возможно скачкообразное изменение показаний указателя УСО-К по числу M на $\pm 0,05$.

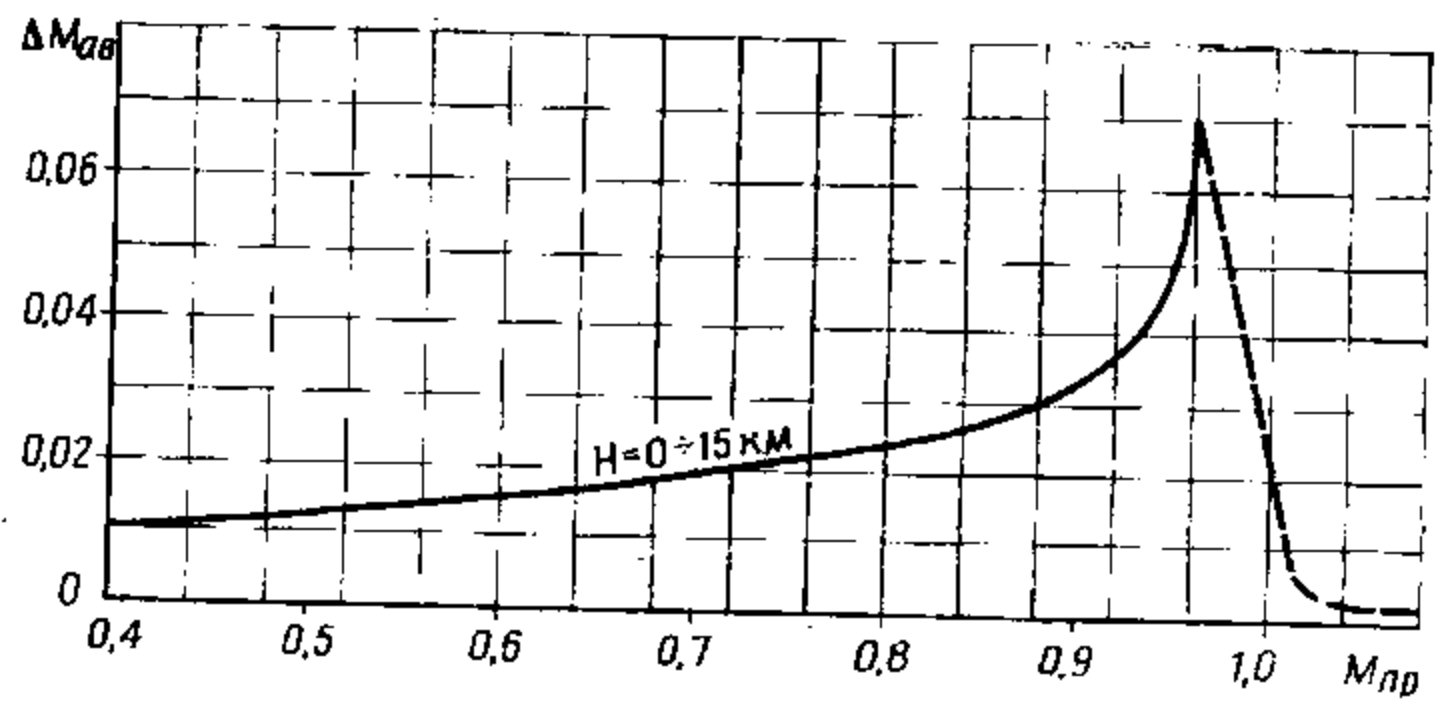


Рис. 4. Суммарные аэродинамические и волновые поправки к указателю числа M

Классификация высот

В зависимости от начального уровня отсчета различают следующие высоты полета (рис. 5): барометрическую абсолютную, относительную и истинную.

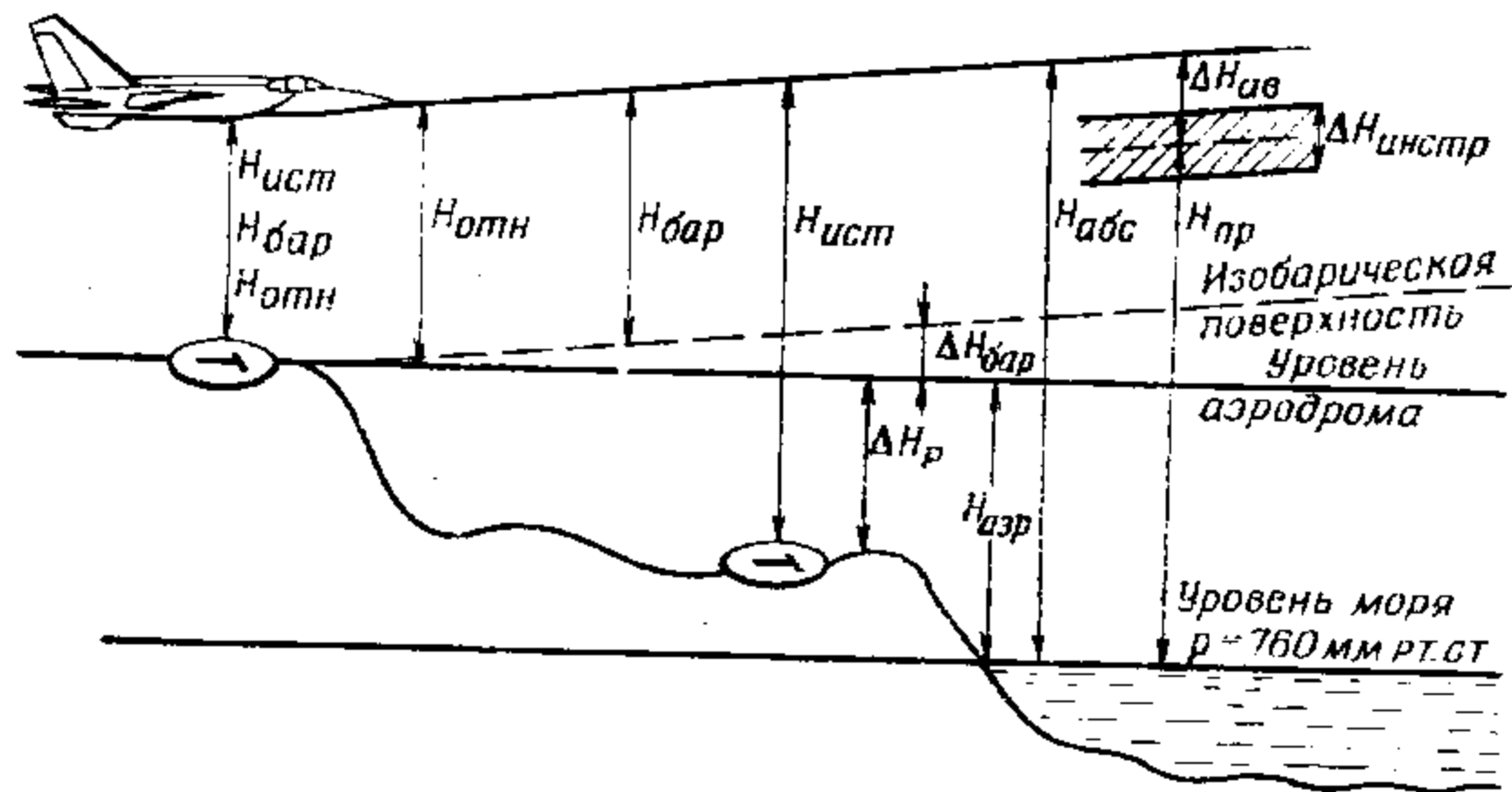


Рис. 5. Классификация высот полета

Высоту полета относительно принятой за нулевую изобарической поверхности, т. е. поверхности равного атмосферного давления, в общем случае называют барометрической ($H_{бар}$). Как правило, у всех современных высотомеров предусмотрена установка летчиком атмосферного давления кремальерой.

Абсолютная высота ($H_{абс}$). Если барометрическая высота отсчитывается относительно изобарической поверхности с давлением 760 мм рт. ст., что соответствует нормальному давлению на уровне моря, ее называют абсолютной ($H_{абс}$). Абсолютную барометрическую высоту показал бы идеальный высотомер ($\Delta H_{инстр} = 0$) при ус-

ловии компенсации суммарной аэродинамической и волновой ошибки ($\Delta H_{ав} = 0$) при установке кремальеры барометрического давления 760 мм рт. ст. Без учета инструментальной ошибки приближенно можно считать, что абсолютную высоту показывает указатель высоты УВО-30К при установке 760 мм рт. ст., так как суммарная аэродинамическая и волновая поправка (рис. 6) автоматически вводится в диапазоне чисел $M = 0,45 \div 0,95$ в показания УВО-30К. При включении и выключении коррекции наблюдается вздрагивание стрелок. На числах $M > 1,02$ $\Delta H_{ав} = 0$.

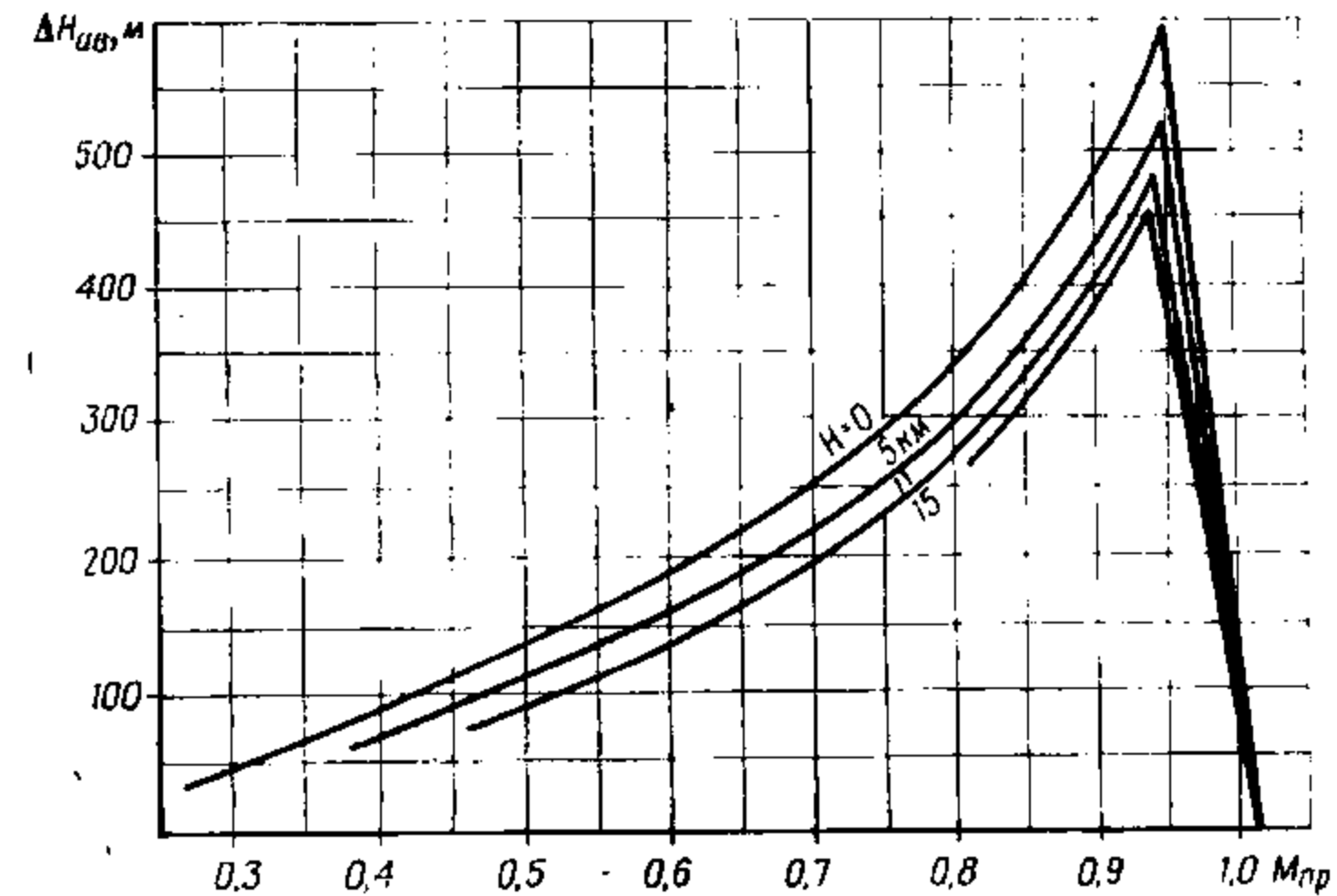


Рис. 6. Суммарная аэродинамическая и волновая поправка к указателю высоты

Знание абсолютной высоты необходимо при эшелонированном движении самолетов по маршрутам и воздушным трассам в целях сохранения заданного интервала высот между самолетами.

Относительная высота ($H_{отн}$). Относительной высотой называется высота полета относительно аэродрома вылета. Относительная высота отличается от барометрической относительно изобарической поверхности с давлением аэродрома на разность давлений ($\Delta H_{бар}$) на уровне аэродрома вылета и в районе определения высоты, переведенных в метры. Для сравнительно небольших расстояний величиной $\Delta H_{бар}$ практически пренебрегают и относительную высоту принимают равной барометрической, отсчитываемой от изобарической поверхности с давлением аэродрома (рис. 5).

$$H_{отн} \approx H_{бар} \approx H_{абс} - H_{азр}$$

Относительную высоту показывает высотомер УВО-30К относительно того аэродрома, атмосферное давление у земли которого поставлено кремальерой на приборе (если не принимать во внимание $\Delta H_{инстр}$).

Относительная высота высотомера самолета, летящего над аэродромом, равна истинной.

Обычно летчик относительной высотой пользуется при полете по кругу, при маневрировании над аэродромом.

Истинная высота ($H_{ист}$). Истинной высотой называется высота, измеряемая относительно пролетаемой местности.

В горизонтальном полете самолета истинная высота непрерывно изменяется соответственно изменению рельефа местности. Она обычно отсчитывается по радиовысотомеру УВ-4А. Если выдерживать истинную высоту постоянной, то самолет должен непрерывно изменять режим полета (лететь с набором высоты или со снижением), что затрудняет пилотирование. По этой причине полет обычно выполняется с выдерживанием заданной абсолютной или относительной высоты.

$$H_{ист} = H_{отн} \pm \Delta H_p,$$

где ΔH_p — превышение (приращение) местности относительно уровня аэродрома.

Приборная высота ($H_{пр}$). Приборная высота отличается от барометрической на величину суммарной аэродинамической и волновой поправок и инструментальной ошибки:

$$H_{пр} = H_{бар} - \Delta H_{ав} \pm \Delta H_{инстр.}$$

Приборную высоту можно прочитать на указателе УВБСК.

Если летчик решит занять высоту эшелона по указателю УВБСК, то необходимо учесть ошибки:

$$H_{пр. эш} = H_{абс. эш} - \Delta H_{ав} \pm \Delta H_{инстр.}$$

Приборную высоту показывает высотомер УВБСК также и относительно аэродрома, если его атмосферное давление у земли поставлено кремальерой на приборе:

$$H_{пр. (отн. аэр)} = H_{отн} - \Delta H_{ав} \pm \Delta H_{инстр.}$$

Следовательно, приборная высота относительно давления аэродрома отличается от относительной высоты на величину ошибок: суммарной аэродинамической и волновой и инструментальной.

АНАЛИЗ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПО ОБЪЕКТИВНЫМ ДАННЫМ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА К9-51

Для анализа техники пилотирования в качестве исходных данных используется запись приборных скорости и высоты полета и нормальной перегрузки по времени. Остальные параметры полета (перегрузка по продольной оси, обороты левого и правого двигателей, углы отклонения элеронов и стабилизатора) применяются по необходимости для более глубокого изучения той или иной ситуации в полете. Для этого на интересующем участке записи дешифрируются все восемь параметров полета.

Дешифрируемые параметры удобнее наносить на миллиметровую бумагу в виде графиков их зависимости от времени полета. График должен охватывать все время пилотажа или боевого маневрирования. Наиболее удобен для анализа масштаб графика по горизонтальной оси 20 с в 10 мм. Для простоты работы целесообразно оформлять все графики с едиными обозначениями параметра и его шкалы одним цветом:

- приборная скорость — красного цвета;
- барометрическая высота — синего цвета;
- нормальная перегрузка — зеленого цвета.

Масштаб по вертикальной оси основных параметров рекомендуется:

- скорость — в 10 мм 100 км/ч;
- высота — в 10 мм или 5 мм 100 м;
- перегрузка — в 10 мм 1,0.

Рекомендуемое размещение шкал $H_{пр}$, $V_{пр}$ и n_y показано на графике рис. 7.

Шаг дешифрирования записи К9-51 для построения графика определяется интенсивностью изменения параметров. Чем интенсивнее изменяются параметры, тем меньше должен быть шаг. Для построения графика обязательно должны быть дешифрированы все точки максимумов и минимумов $V_{пр}$, $H_{пр}$, n_y . При этом для каждой экспериментальной точки одного из параметров должны быть указаны значения двух других параметров, соответствующих экстремуму.

Следует учитывать, что регистрация перегрузок аппаратурой К9-51 осуществляется в связанной системе координат, то есть на пленке К9-51 регистрируется n_x , которая отличается от значений в поточной системе координат (см. приложение 1).

$$n_y = n_x \cos \alpha + n_z \sin \alpha.$$

Составляющей $n_x \sin \alpha$, обусловленной тягой двигателей и лобовым сопротивлением самолета, на эксплуатационных углах атаки (менее 16—17°) можно пренебречь. При этом ошибка в определении параметра не превысит 6—7%.

Перед анализом изменения параметров полета необходимо убедиться в правильности работы К9-51. Приборная скорость проверяется по значению скорости отрыва (350—360 км/ч без подвесок и 370—380 км/ч с подвесным баком). Правильность записи перегрузки определяется сравнением максимальной перегрузки в записи на пленке с величиной $n_{y\max}$ по остаточным перегрузкам на акселерометре. Высота проверяется по значению H пролета ДПРС путем отсчета времени от момента касания.

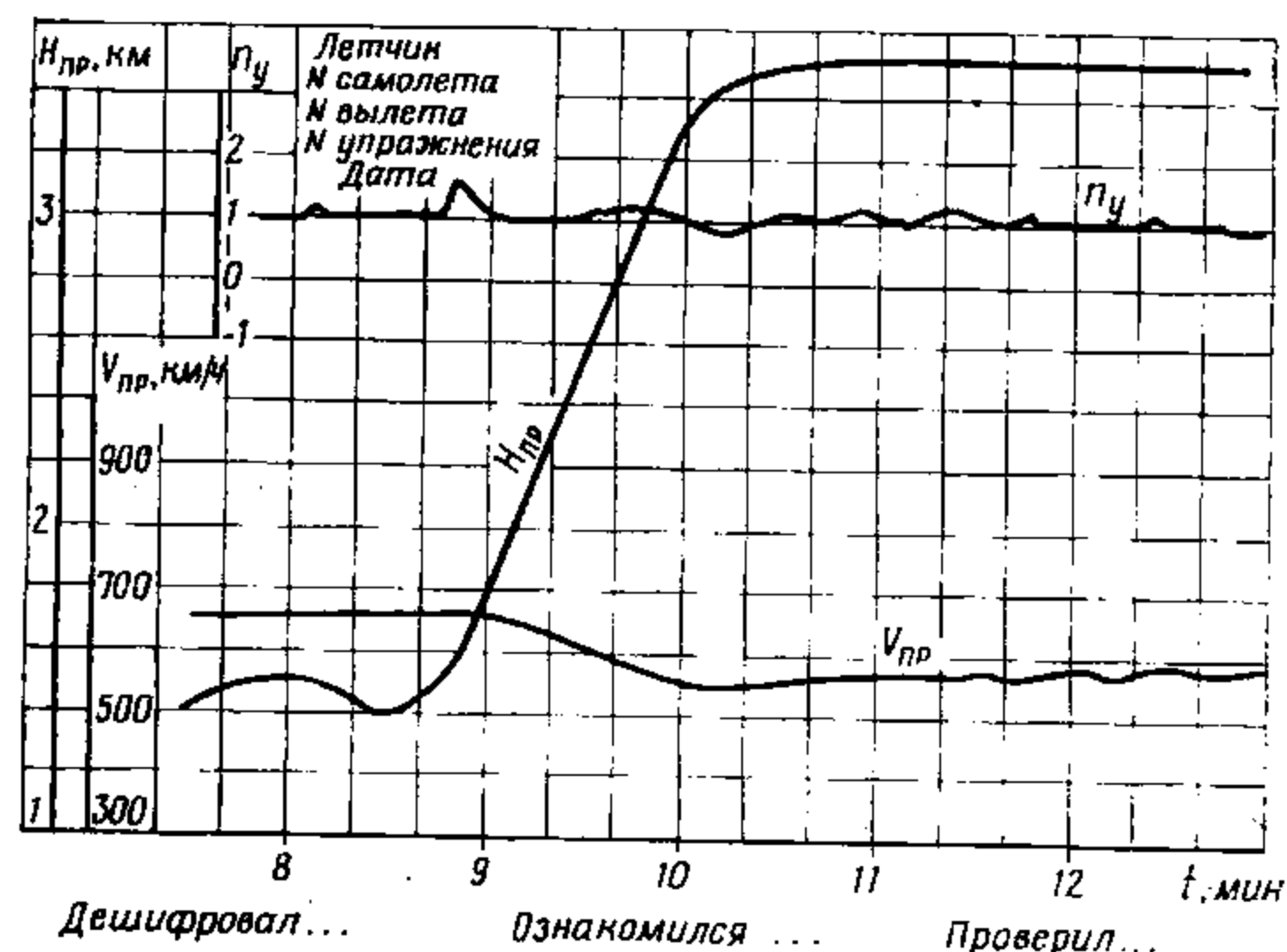


Рис. 7. График изменения основных параметров полета

Проверка точности записи параметров полета системой К9-51 показала, что они удовлетворяют качественному анализу режимов полета. Отклонение параметров полета по записи на пленке от фактических составляют:

- в записи $V_{пр}$ от показаний прибора максимум ± 30 км/ч;
- в записи высоты: на малых высотах максимум ± 100 м, на больших — $\pm 800 \div 1000$ м;
- в записи перегрузок (n_y) $\Delta n_y = 0,1 \div 0,2$.

Перед анализом необходимо убедиться в соответствии данных записи фактическому полетному заданию. Для этого на графике должны быть указаны:

- 1) фамилии членов экипажа;
- 2) номер самолета;
- 3) номер вылета;
- 4) номер упражнения;
- 5) дата вылета.

Анализ характера изменения параметров полета выполняется следующим образом.

Анализ характера изменения приборной скорости

Определение выхода самолета за максимально допустимую скорость. Для этого следует прочитать на графике значения $V_{пр}$ в точках максимумов и убедиться, что для данной высоты полета с подвесным баком или без него скорость не превышает максимально допустимого значения.

Определение выхода самолета за число $M=1,0$ на высотах менее 10 000 м. Для этого по значениям $V_{пр}$ в точках максимума с использованием графика рис. 8 для данной высоты определяется число M полета.

Определение выхода самолета на приборные скорости меньше минимально допустимых. По минимальным значениям $V_{пр}$ определяется потеря скорости меньше эволютивной или минимальной по устойчивой работе двигателей, при включении форсажа и т. д.

Анализ характера изменения высоты полета

Определение выхода на высоту ниже минимально допустимой по заданию. Для этого по минимальным значениям $H_{пр}$ с учетом суммарной аэродинамической и волновой поправки (рис. 6) следует определить относительную высоту (см. приложение 2), а затем, учитывая превышение (приращение) уровня земли относительно аэродрома вылета, вычислить истинную высоту полета. Если она окажется меньше величины, установленной для упражнения, указывается нарушение режима полета.

Определение выхода на высоту ниже минимально допустимой с включенной САУ. По минимальным значениям $H_{пр}$ с учетом суммарной аэродинамической и волновой поправки (рис. 6) следует определить относительную высоту (в районе аэродрома) и сравнить ее с минимально допустимой высотой полета с включенной САУ.

Анализ характера изменения нормальной перегрузки

Определение градиента изменения n_y . Нормальным темпом создания перегрузки предполагается увеличивать ее до максимального значения за 3 с. Более резкое создание перегрузки, как правило, приводит к ее забросам выше допустимой, особенно при дозвуковых и трансзвуковых скоростях на малых и средних высотах.

Определение характера изменения нормальной перегрузки в процессе маневра и колебаний ее при выдерживании заданного режима. Резкие и большие колебания перегрузки при создании и выдерживании заданного режима полета свидетельствуют о недостаточной натренированности летчика в выполнении пилотажа или маневрирования.

Выход самолета на околонулевые перегрузки. На самолете допускается создание перегрузок, близких к нулевым, в течение не более 1—2 с из условия сохранения надежности работы двигателя.

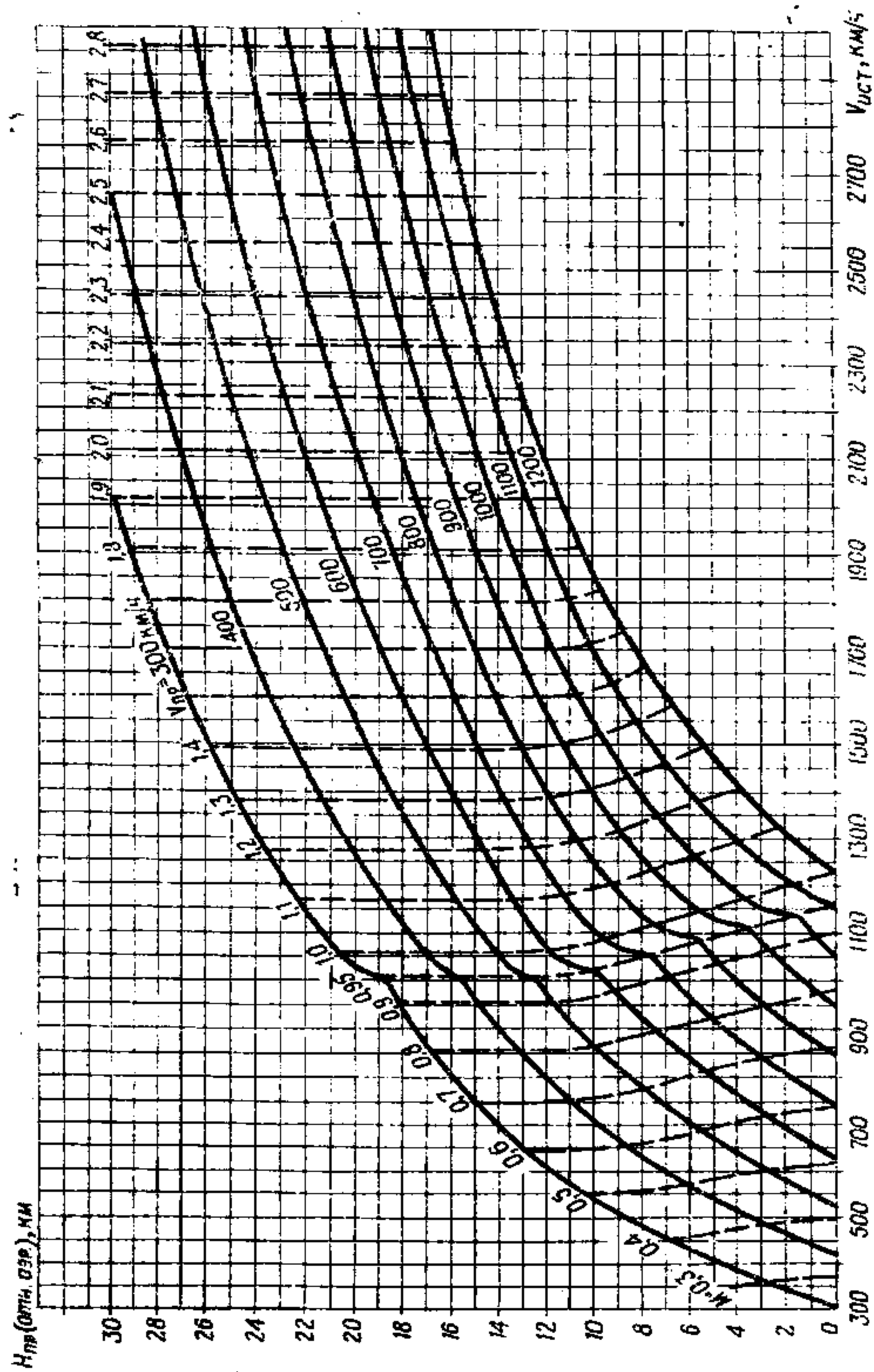


Рис. 8. Номограмма зависимости $V_{ист}$, $V_{пр}$ и числа M от n_y

При маневрировании перегрузки, равные нулевым, допускаются только как приходные от положительных к отрицательным и обратно.

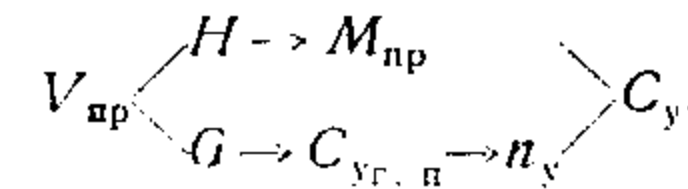
Определение времени полета с отрицательными перегрузками. На самолете допускается маневрирование с отрицательными перегрузками до минус 1,5 кратковременно на числах $M < 1,5$. Время полета с отрицательными перегрузками должно быть не более 15 с без форсажа и 5 с — на форсаже.

Превышение максимально допустимых эксплуатационных перегрузок по прочности конструкции. По значениям нормальной перегрузки, указанным на графике в точках максимума, следует оценить превышение допустимого значения n_y . При этом величину максимальной перегрузки по указанным выше ограничениям можно привязать к участкам полета, подразделяя их на начальный, средний и конечный участки, соответственно начальному, среднему и конечному полетному весу самолета.

Превышение допустимых перегрузок по углу атаки ($\alpha_{доп}$). Оценка режимов полета по углу атаки является наиболее важным элементом анализа техники пилотирования, так как «перетягивание» ручки с выходом на углы атаки больше допустимых может привести к сваливанию самолета и входу в штопор.

Ошибка летчика в «перетягивании» ручки управления с выходом на $\alpha > \alpha_{тр}$ может возникнуть на малых приборных скоростях (меньших 500—700 км/ч) в зависимости от высоты, полетного веса и перегрузки n_y .

Для оценки режимов полета по углу атаки необходимо по значениям нормальной перегрузки, указанным на графике в точках максимума на $V_{пр} \leq 500 \div 700$ км/ч, оценить превышение $C_{y доп}$ ($C_{y_{тр}}$), воспользовавшись номограммой рис. 6.12. Выполнять действия по номограмме необходимо в такой последовательности:



Если $C_y > C_{y доп}$, указывается нарушение режима полета.

Данные анализа материалов К9-51 летчик должен записать в рабочей книжке. Командиры после изучения объективных данных должны с каждым летчиком разобрать допущенные ошибки, причины их возникновения, а ошибки, характерные для того или иного упражнения или для нескольких летчиков, должны быть разобраны со всем летным составом подразделения.

Оценка выполнения полетного задания считается положительной только тогда, когда нет выхода самолета на опасные режимы полета или опасных нарушений полетного задания, вызывающих аварийную ситуацию.

ТАБЛИЦА СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ (ПО ГОСТ 4401—64)

Таблица 2

Высота $H, м$	Темпера- тура $T_H, К$	$\frac{T_H}{T_0}$	Давление $p_H, кгс/м^2$	$\frac{p_H}{p_0}$	Плотность $\rho_H, кг/сек^2, м^3$	$\Delta = \frac{p_H}{p_0}$	$\sqrt{\Delta}$	Скорость звука $a,$ м/с
0	288,0	1,000	10332,0	1,000	0,125	1,000	1,000	340,3
1000	281,6	0,977	9164,8	0,887	0,1133	0,907	0,952	336,4
2000	275,1	0,955	8106,5	0,784	0,1026	0,822	0,906	332,5
3000	268,6	0,932	7150,8	0,692	0,0927	0,742	0,862	328,6
4000	262,1	0,910	6287,2	0,608	0,0835	0,669	0,818	324,6
5000	255,6	0,887	5511,1	0,533	0,0751	0,611	0,775	320,5
6000	249,1	0,865	4814,4	0,466	0,0673	0,539	0,734	316,4
7000	242,6	0,842	4190,8	0,406	0,0601	0,482	0,694	312,2
8000	236,1	0,819	3635,1	0,352	0,0536	0,429	0,655	308,0
9000	229,6	0,797	3139,8	0,301	0,0476	0,381	0,618	303,8
10 000	223,2	0,774	2701,3	0,261	0,0421	0,338	0,581	299,4
11 000	216,7	0,751	2313,7	0,224	0,0372	0,298	0,546	295,1
12 000	216,7	0,751	1977,3	0,191	0,0317	0,254	0,504	295,1
13 000	216,7	0,751	1689,9	0,164	0,0271	0,217	0,466	295,1
14 000	216,7	0,751	1444,3	0,140	0,0232	0,186	0,431	295,1
15 000	216,7	0,751	1234,6	0,119	0,0198	0,159	0,399	295,1
16 000	216,7	0,751	1055,2	0,102	0,017	0,136	0,368	295,1
17 000	216,7	0,751	902,0	0,087	0,0145	0,116	0,340	295,1
18 000	216,7	0,751	771,1	0,075	0,0124	0,099	0,315	295,1
19 000	216,7	0,751	659,2	0,064	0,0106	0,085	0,291	295,1
20 000	216,7	0,751	563,6	0,054	0,0091	0,072	0,269	295,1
21 000	216,7	0,751	481,9	0,047	0,0077	0,062	0,249	295,1
22 000	216,7	0,751	412,0	0,040	0,0066	0,053	0,230	295,1
23 000	216,7	0,751	325,3	0,031	0,0056	0,045	0,213	295,1
24 000	216,7	0,751	301,2	0,029	0,0048	0,039	0,197	295,1
25 000	216,7	0,751	257,6	0,025	0,0041	0,033	0,187	295,1
26 000	219,4	0,762	220,5	0,021	0,0035	0,028	0,167	296,9
27 000	222,1	0,772	189,1	0,018	0,0030	0,024	0,154	298,8
28 000	224,9	0,780	162,6	0,016	0,0025	0,020	0,142	300,6
29 000	227,6	0,790	140,0	0,014	0,0021	0,017	0,131	302,4
30 000	230,4	0,801	120,7	0,012	0,0018	0,015	0,121	304,2

ГЕОМЕТРИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

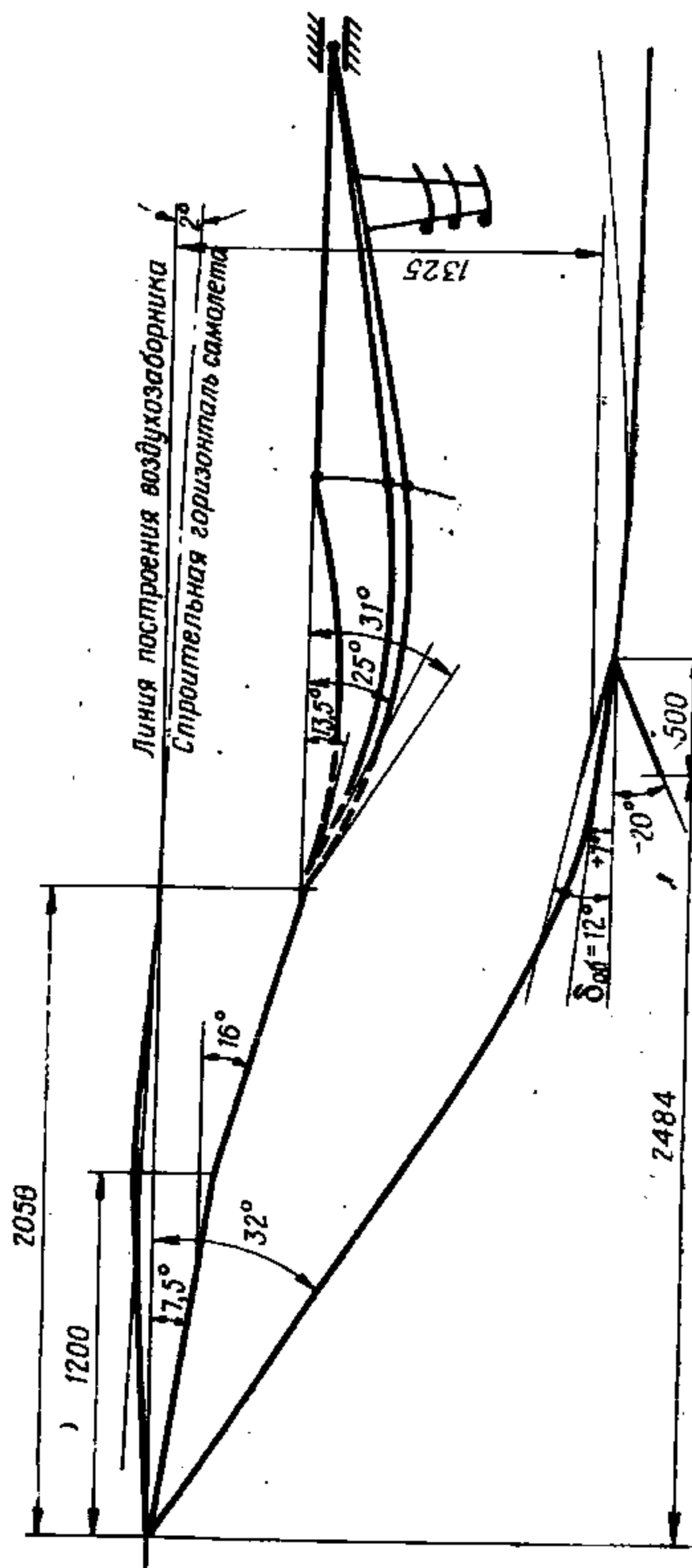


Рис. 9

ЛИТЕРАТУРА

- Брага В. Г. [и др.] Динамика полета, ч. I. Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1966.
- Лысенко Н. М. Динамика полета, ч. II. Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1967.
- Пашковский И. М. Особенности устойчивости и управляемости скоростного самолета. М., Воениздат, 1961.
- Котик М. Г. Критические режимы сверхзвукового самолета. «Машиностроение», 1967.
- Вотьяков В. Д. Аэродинамические характеристики частей летательного аппарата. Изд. ВВИА им. Жуковского, 1970.
- Нечаев Ю. И. Теория авиационных двигателей. Выпуск 1, 2 и 3. Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1970.
- Отчет № 4771/4570 по научно-исследовательской работе. Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972.
- Практическая аэродинамика самолетов типа Су-7Б. Пособие для летного состава. М., Воениздат, 1969.
- Краткое пособие по самолетовождению для летчика-истребителя. М., Воениздат, 1958.
- Инструкция летчику самолета МиГ-25РБ. М., Воениздат, 1976.
- Инструкция экипажу самолета МиГ-25РУ № ГК-318, 1971 г.
- Инструкция № ИЭ-15Б-3 по эксплуатации двигателя Р15Б-300, издание п/я Г-4988, 1971 г.
- Временная инструкция по эксплуатации ИЭ-21-15Б-2. Издание второе. Издательство п/я А-3492, 1969 г.
- Самолет МиГ-25Р. Техническое описание. Издание 1969 г.
- Самолет МиГ-25РУ. Техническое описание. Издание 1971 г.
- Акт № 81/169105—1 по результатам государственных совместных ВВС с Генеральным конструктором, МАП, МРП, МОП испытаний (этап Б) опытного высотного сверхзвукового самолета оперативной разведки МиГ-25Р.
- Акт № 69/172105—1 по результатам контрольных летных испытаний самолета МиГ-25РБ № 020502 по оценке конструктивных изменений и доработок, 1972 г.
- Отчет № 72. Результаты специальных летных испытаний по определению характеристик сваливания и штопора самолета МиГ-25П, 1972 г.
- Отчет № 52—73. Результаты летных испытаний по оценке характеристик устойчивости и управляемости на больших углах атаки, определению характеристик сваливания и штопора самолета МиГ-25ПУ, 1973 г.
- Акт № 44/174101—012 по результатам специальных летных испытаний самолета МиГ-25РУ № 3900102 с подвесным топливным баком по определению характеристик устойчивости и управляемости, дальности и продолжительности полета, 1974 г.
- Отчет 27—75 по результатам совместных летных испытаний по оценке характеристик устойчивости и управляемости, сваливания и штопора самолета МиГ-25РБ с модифицированным стабилизатором, 1975 г.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
Глава 1. Общая характеристика и основные данные самолета	5
§ 1.1. Общая характеристика самолета	7
§ 1.2. Основные данные самолета	7
Глава 2. Аэродинамическая компоновка самолета и его основные аэродинамические характеристики	13
§ 2.1. Аэродинамическая компоновка самолета	23
§ 2.2. Основные аэродинамические характеристики самолета	23
Глава 3. Основные характеристики силовой установки и эксплуатационные ограничения	35
§ 3.1. Аэродинамические характеристики сверхзвукового воздуховоронка и его работа в полете	37
§ 3.2. Двигатель Р15Б-300	58
Глава 4. Диапазон скоростей, высот и режимы полета	81
§ 4.1. Энергетические особенности самолета МиГ-25РБ	86
§ 4.2. Диапазон скоростей полета самолета МиГ-25РБ	97
§ 4.3. Статический потолок самолета и характеристики набора высоты	116
§ 4.4. Характеристики самолета на снижении	120
Глава 5. Устойчивость и управляемость самолета	120
§ 5.1. Общие положения	122
§ 5.2. Продольная устойчивость и управляемость	118
§ 5.3. Боковая устойчивость и управляемость	167
§ 5.4. Особенности эксплуатации самолета с использованием системы автоматического управления САУ-155Р	177
§ 5.5. Поведение самолета на больших углах атаки. Сваливание. Штопор самолета	189
Глава 6. Маневренные и пилотажные характеристики самолета	190
§ 6.1. Перегрузка	193
§ 6.2. Эксплуатационные перегрузки и углы атаки самолета при маневрировании	207
§ 6.3. Маневренные и пилотажные характеристики самолета на малых, средних и больших высотах	225
§ 6.4. Маневренные и пилотажные характеристики самолетов в стратосфере на больших сверхзвуковых скоростях	239
Глава 7. Характеристики дальности и продолжительности полета	240
§ 7.1. Общая характеристика дальности и продолжительности полета сверхзвуковых самолетов	244
§ 7.2. Запасы топлива на самолете и расходы его по участкам полета	244
§ 7.3. Часовой и километровый расходы топлива в горизонтальном полете и их зависимость от основных эксплуатационных факторов	252
§ 7.4. Обобщенные характеристики дальности и продолжительности полета	261
§ 7.5. Выбор режима полета	267
Глава 8. Взлетно-посадочные характеристики самолета	268
§ 8.1. Особенности взлетно-посадочных характеристик самолета МиГ-25РБ	268
§ 8.2. Взлетно-посадочные устройства самолета	268

	Стр.
§ 8.3. Взлетные характеристики самолета	271
§ 8.4. Посадочные характеристики самолета	286
§ 8.5. Влияние бокового ветра на характеристики взлета и посадки	299
Приложения:	303
1. Связь между осями связанной и поточной систем координат	306
2. Классификация скоростей и высот полета	311
3. Анализ техники пилотирования по объективным данным системы авиационной регистрации параметров полета К9-51	316
4. Геометрия воздухозаборника (рис. 9)	317
5. Таблица стандартной атмосферы (по ГОСТ 4401—64)	318
Литература	318

Под наблюдением *В. И. Качусова* и *А. А. Куликова*
 Редактор *Н. Н. Котов*
 Технический редактор *А. Н. Медникова*
 Корректор *С. И. Яворская*

Сдано в набор 7.2.77 г. Подписано к печати 22.12.77 г.
 Формат 60×90^{1/16}. Печ. л. 20. Усл. печ. л. 20 + 2 вкл. л. 1^{1/4}. Усл. печ. л. 1,25
 Изд. № 7/1306