



САМОЛЕТ
МиГ-17

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА I

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
САМОЛЕТА

1971

Данная книга является переизданием книги "Самолет МиГ-17, техническое описание, книга I, Летные характеристики самолета" Оборонгиз 1953 г. без внесения в ее текст каких-либо дополнений, связанных с изменениями конструкции, а также с изданием бюллетеней, указаний и регламентов.

С выходом в свет настоящей книги вышеуказанная книга "Самолет МиГ-17, техническое описание, книга I, Летные характеристики самолета" издания Оборонгиз 1953 г. не утрачивает силы.

Настоящая книга представляет собою первую часть полного технического описания самолета МиГ-17 с двигателем ВК-1 и содержит основные летно-технические характеристики самолета.

Приведенные в книге летные данные составлены на основании материалов государственных испытаний самолета МиГ-17.

Аэродинамические характеристики даны на основании результатов испытаний геометрически подобных моделей в аэrodinamических трубах ЦАГИ.

В книге также приведены геометрические и весовые данные самолета и основные характеристики двигателя ВК-1, принятые в аэродинамическом расчете. Помимо этого, в книге приведены расчетные графики, которые могут быть использованы для оценки летных характеристик самолета.

В приложении I приведены материалы некоторых специальных летных исследований самолета МиГ-17.

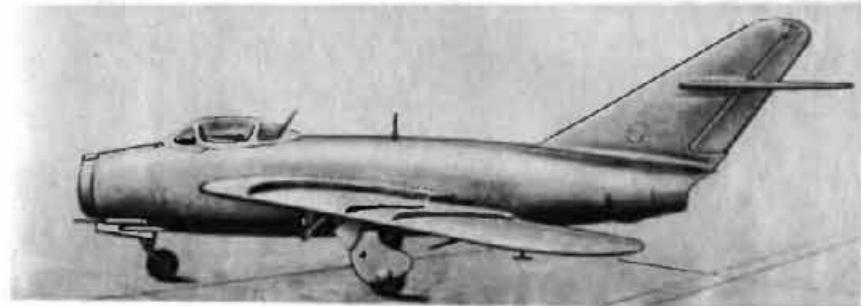
Полное техническое описание самолета МиГ-17 с ВК-1 выпущено в четырех книгах:

Книга I - "Летные характеристики самолета".

Книга II - "Вооружение самолета".

Книга III - "Конструкция самолета".

Книга IV - "Специальное оборудование самолета".



Глава I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Реактивный самолет МиГ-17 конструкции А.И. Микояна и М.И. Гуревича является фронтовым истребителем. Общие виды самолета /фиг. I-6/ помещены на шмуктитулах гл. I-6.

Самолет МиГ-17 одноместный, с одним реактивным двигателем ВК-1, стреловидным крылом и тремя пушками /одна Н-37 и две НР-23/, герметической кабиной и шасси с носовым колесом /фиг. 7 и 8/.

Самолет МиГ-17 обладает летними данными, приведенными в табл. I.

Т а б л и ц а I

Летные данные самолета

Максимальная скорость	III4 км/час	
Потолок практический	15600 м	
Время подъема на 5000 м ..	2,0 мин.	
Время подъема на 10000 м ..	5,1 "	
Длина разбега	535 м	
Длина пробега	825 "	
Максимальная дальность полета:		
без подвесных баков	H = 12000 м	H = 10000 м
с подвесными баками	I295 км	II85 км
2x400 л	2150 "	1907 "
Максимальная продолжительность полета:		

без подвесных баков	I ч. 54 мин.	I ч. 48 мин.
с подвесными баками		
2X400 л	3 ч. 08 мин.	2 ч. 54 мин.

Примечание. Значения дальности и продолжительности даны для одиночного самолета с учетом пятиминутной работы двигателя на земле перед разбегом и сбрасывания подвесных баков после выработки из них топлива.

Наличие на самолете оборудования ОСП-48 обеспечивает выполнение боевой работы днем, ночью и в сложных метеорологических условиях. По своим летно-техническим характеристикам самолет МиГ-17 может быть истребителем многоцелевого назначения.

Герметическая кабина и большой потолок при хорошей скороподъемности позволяют эффективно использовать самолет в качестве перехватчика, действующего на больших высотах.

При подвеске под крыло двух бомб калибра 100 или 250 кг самолет МиГ-17 может применяться как легкий пикирующий бомбардировщик. Наличие тормозных щитков облегчает бомбометание.

Мощное пушечное вооружение позволяет использовать самолет для штурмовых операций по наземным целям.

Самолет МиГ-17 построен и испытан по нормам прочности 1947 г. Прочность самолета обеспечена в соответствии с исходными данными, установленными главным конструктором /см. табл. 2/.

Т а б л и ц а 2

Исходные данные для расчета на прочность

Максимальная эксплуатационная перегрузка на всех высотах	8
Расчетная перегрузка	12
Максимальная приборная скорость /по широкой стрелке/	1150 км/час

Максимальное число M	1,03
Максимальный скоростной напор	6400 кг/м ²

Примечание. Указанные в табл. 2 расчетные ограничения выбраны, исходя из следующих условий:
а/ по максимальной приборной скорости, равной 1150 км/час /по широкой стрелке/, - из условий прочности;
б/ по максимальному числу M = 1,03 - из условий флаттера.

Дополнительно, по условиям управляемости самолета для малых высот полета, принята приборная скорость, равная 1060 км/час /по широкой стрелке/.

У к а з а н и е. При практической эксплуатации самолета в воздухе во всех случаях руководствоваться "Инструкцией летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета" издания ВМ СССР, в которой указаны также особенности пилотирования самолета.

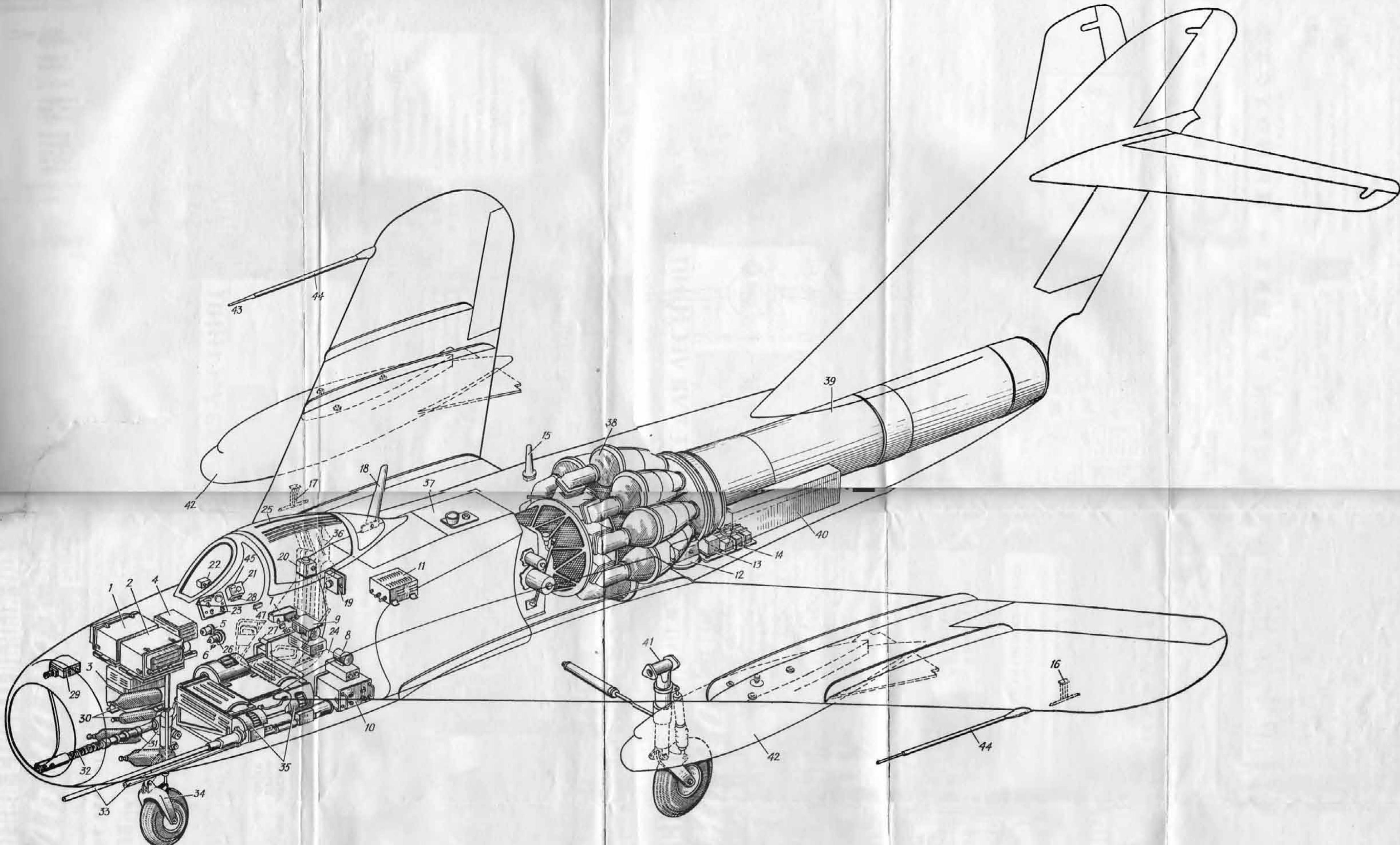
Прочность подвесных баков и их креплений обеспечена в соответствии с характеристиками табл. 3.

Т а б л и ц а 3

Данные прочности подвесных баков и их креплений

Баки 2X400 л с обтекателем

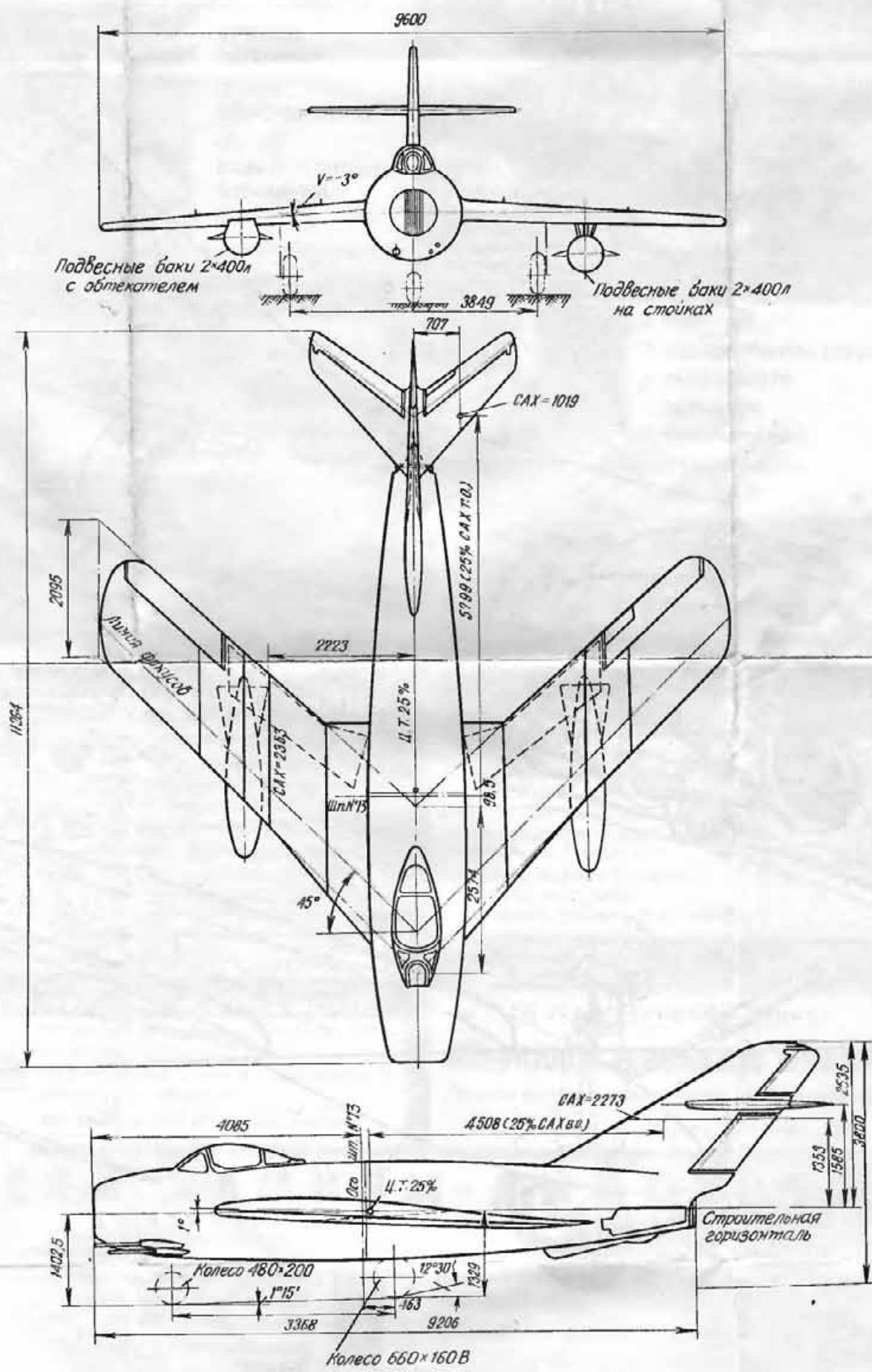
1. Полет без перегрузки с заправленными и пустыми баками:		
а/ максимальная скорость по прибору ..	900 км/час	
б/ максимальное число M	0,95	
в/ максимальный скоростной напор	3910 кг/м ²	
2. Маневр с перегрузкой:		
а/ максимальная скорость по прибору /с заправленными и пустыми баками/ ...	800 км/час	
б/ максимальное число M /с заправленными и пустыми баками/	0,95	
3. Максимальная эксплуатационная перегрузка:		



Фиг. 7. Конструкция самолета МиГ-И7

1 - передатчик радиостанции РСИУ-3; 2 - приемник радиостанции РСИУ-3; 3 - приемо-передатчики ответчика СРО; 4 - преобразователь МА-100 радиостанции РСИУ-3; 5 - указатель курса радиокомпаса АРК-5; 6 - сигнальная лампа МРП-48; 7 - щиток управления радиостанции РСИУ-3; 8 - преобразователь РУ-11АМ для РВ-2; 9 - преобразователь МА-250 радиокомпаса АРК-5; 10 - приемо-передатчик РВ-2; 11 - выпрямитель радиостанции РСИУ-3; 12 - рамочная антенна радиокомпаса АРК-5; 13 - приемник МРП-48; 14 - внутрифюзеляжная антенна МРП-48; 15 - антенна ответчика СРО; 16 - левая антенна РВ-2 (передающая); 17 - правая антенна РВ-2 (приемная); 18 - штыревая антенна радиостанции РСИУ-3; 19 - звонок МРП-48; 20 - инерционный замыкатель ответчика СРО; 21 - кодовый щиток ответчика СРО; 22 - кнопка взрыва ответчика СРО; 23 - щиток управления радиокомпаса АРК-5; 24 - приемник радиокомпаса АРК-5; 25 - фонарная антенна радиокомпаса АРК-5; 26 - указатель РВ-2; 27 - кнопка включения передатчика РСИУ-3; 28 - АЗС СРО; 29 - фотопулемет С-13; 30 - кислородные баллоны; 31 - воздушные баллоны; 32 - пушка Н-37; 33 - пушки НР-23; 34 - передняя стойка шасси; 35 - снарядные ящики; 36 - катапультируемое сиденье; 37 - фюзеляжный бак № 1; 38 - двигатель НК-1; 39 - удлинительная труба; 40 - фюзеляжный бак № 2; 41 - основная стойка шасси; 42 - подвесные баки; 43 - ПРД; 44 - противофлаттерный груз; 45 - выносной выключатель сигнала "Радствие"; 46 - переключатель диапазонов "Ближняя приводная"; 47 - переключатель приводных "Дальних", "Ближней"

взрыва ответчика СРО; 23 - щиток управления радиокомпаса АРК-5; 24 - приемник радиокомпаса АРК-5; 25 - фонарная антенна радиокомпаса АРК-5; 26 - указатель РВ-2; 27 - кнопка включения передатчика РСИУ-3; 28 - АЗС СРО; 29 - фотопулемет С-13; 30 - кислородные баллоны; 31 - воздушные баллоны; 32 - пушка Н-37; 33 - пушки НР-23; 34 - передняя стойка шасси; 35 - снарядные ящики; 36 - катапультируемое сиденье; 37 - фюзеляжный бак № 1; 38 - двигатель НК-1; 39 - удлинительная труба; 40 - фюзеляжный бак № 2; 41 - основная стойка шасси; 42 - подвесные баки; 43 - ПРД; 44 - противофлаттерный груз; 45 - выносной выключатель сигнала "Радствие"; 46 - переключатель диапазонов "Ближняя приводная"; 47 - переключатель приводных "Дальних", "Ближней"



Фиг. 8. Схема самолета МиГ-17

a/ с заправленными баками	4,5
b/ с пустыми баками	6,5
4. Максимальная разрушающая перегрузка:	
a/ с заправленными баками	6,75
b/ с пустыми баками	9,75

Примечание. Приведенные ограничения по V и M для самолета с подвесными баками установлены из условий прочности.

Подробные принятые ограничения расчетных максимальных скоростей, чисел M и скоростных напоров по высоте полета приведены ниже в табл. 6 и на фиг. I3 - I6.

Весовые данные самолета МиГ-17 приведены в табл. 4 /а также в табл. I5 - I7/.

Т а б л и ц а 4

Весовые данные самолета

	Без подвесных баков	С подвесными баками 2x400 л с обтекателем
Начальный вес в кг	5200	5930
Посадочный вес /при 10% запаса топлива в основных баках и без патронов/ в кг	4021	4029 ^{x/}
Емкость баков в л	1412	2212
Вес топлива в кг	1173 ^{xx/}	1837 ^{xx/}

^{x/} Посадочный вес 4029 кг дан при сброшенных подвесных баках, но с замками подвески баков 8 кг.

^{xx/} Удельный вес топлива $\gamma = 0,83$ кг/л.

	Без подвесных баков	С подвесными баками 2x400 л с обтекателем
Практический летний диапазон центровок в % САХ ..	21,5 - 28,0	21,5 - 28,0
Полный диапазон центровок в % САХ ..	20,5 - 31,0	20,8 - 31,2



Г ла в а II

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

Самолет МиГ-17 представляет собой одноместный реактивный фронтовой истребитель. Турбореактивный двигатель ВК-1 смонтирован в хвостовой части фюзеляжа за крылом.

По своей схеме /см. фиг. 8/ самолет является свободнонесущим среднепланом цельнометаллической конструкции со стреловидным крылом и стреловидным оперением.

Шасси - трехколесное; основные колеса убираются в крыло, носовое колесо - в фюзеляж.

Фюзеляж типа полумонокок имеет технологический и эксплуатационный разъем в плоскости главных стыковочных узлов крыла. Легкоразъемное соединение фюзеляжа обеспечивает удобный монтаж и демонтаж двигателя. Воздух для двигателя поступает из атмосферы по всасывающим каналам, идущим от носовой части самолета до двигателя.

Заборник общий в начале, затем расходится на два канала, которые обходят кабину летчика. В передней части фюзеляжа расположена герметическая кабина. Фонарь кабины - герметический со сдвижной назад частью и с плоским передним бронестеклом толщиной 64 мм. В нижней части фюзеляжа под кабиной находится люк под лафет пушечной установки.

Кабина оборудована всеми необходимыми приборами, обеспечивающими нормальную работу летчика на большой высоте, и снабжена катапультируемым сиденьем. Выстрел сиденья осуществляется нажатием ручек, расположенных на постурных сиденьях.

Крыло - дюралюминиевое с работающей обшивкой; стреловидность крыла равна 45° . Элероны с внутренней аэродинамической компенсацией. В системе управления элеронами установлен гидроусилитель.

На самолете установлены щитки-закрылки со скользящей осью вращения. При работе гидравлических цилиндров щитки-закрылки отодвигаются назад и одновременно отклоняются вниз. Щитки-закрылки отклоняются в два положения: взлетное /на 20°/ и посадочное /на 60°/. Механизация самолета обслуживается с помощью гидросистемы, состоящей из гидронасоса, бачка с гидросмесью и воздушного аккумулятора с разгрузочным автоматом.

Основные баки с топливом расположены в фюзеляже за кабиной и вставляются снизу через люки с силовыми крышками. Кроме того, под крылья могут быть подвешены два подвесных сбрасываемых бака. Вместо баков могут быть подвешены две бомбы весом по 100 или по 250 кг каждая.

Для монтажа и демонтажа двигателя хвостовую часть фюзеляжа необходимо отстыковать. Соединение фюзеляжа легко разъемное.

В конце фюзеляжа установлены воздушные тормозные щитки, которые управляются гидравлическими цилиндрами. Кинематика механизма управления тормозных щитков построена таким образом, что в случае отказа гидравлических цилиндров щитки закрываются самостоятельно под действием воздушных нагрузок.

Вооружение самолета состоит из трех пушек: одной пушки Н-37 калибра 37 мм с боезапасом 40 патронов и двух пушек НР-23 калибра 23 мм с боезапасом по 80 патронов на каждую пушку. Пушки расположены в носовой части фюзеляжа: слева - две пушки НР-23 и справа - пушка Н-37. Вся установка вооружения смонтирована на лафете, оборудованном подъемным механизмом. При обслуживании вся установка вместе с патронными коробками опускается, обеспечивая свободный доступ.

На самолете установлен автоматический прицел АСП-ЗН.

Бронезащита самолета состоит из бронестекла /козырька фонаря/, бронеплиты, установленной перед кабиной, бронезаголовника и бронеспинки.

На самолете установлено оборудование ОСИ-48 для расчета захода на посадку и выполнения посадки по приборам, состоящее из радиокомпаса АРК-5, радиовысотомера малых высот РВ-2 и маркерного посадочного радиоприемника МРП-48П.

Самолет выпускается с приемо-передающей радиостанцией РСИУ-3 и радиоопознавательной аппаратурой СРО.

1. КРЫЛО /Фиг. 9/

Площадь /полная/	22,6 м ²
Размах	9,6 м
Средняя аэродинамическая хорда /САХ/	2,363 м
Угол стреловидности	45°
Угол поперечного V	-3°
Угол установки	1°
Удлинение	4,08
Сужение /без переднего наплыva/	1,23
Относительная толщина по потоку /средняя/	0,088
Относительная толщина перпендикулярно линии фокусов /средняя/	0,12
Профиль корневой	ЦАГИ С-12с
Профиль концевой	ЦАГИ СР-II
Стояночный угол /при необматых пневматиках массы/	2°15'

2. ЭЛЕРОНЫ

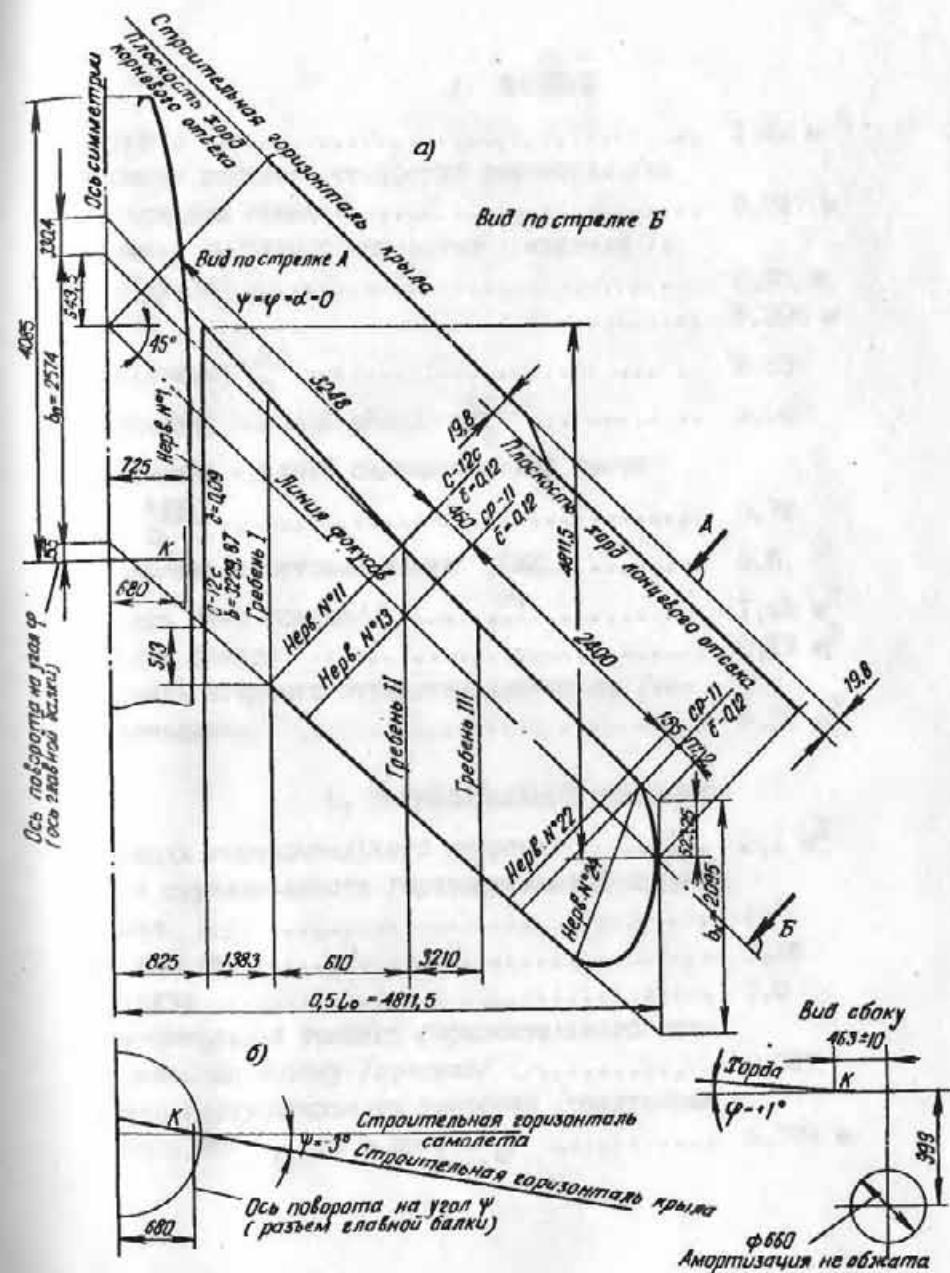
Тип	с внутренней компенсацией
Площадь до оси вращения /двух/	1,6 м ²
Размах /одного/	1,512 м
Средняя аэродинамическая хорда элерона /перпендикулярно оси вращения/	0,405 м
Относительная хорда элеронов /перпендикулярно линии фокусов/	0,26
Площадь компенсации /двух элеронов/	0,412 м ²

Относительная хорда компенсации /перпендикулярно оси вращения/	0,401
Площадь триммера элерона /на левом элероне/	0,034 м ²
Максимальный угол отклонения элеронов ^{X/} :		
вниз	+18°
вверх	-18°
Максимальный угол отклонения триммера элерона:		
вниз	+15°
вверх	-15°
Гидроусилитель в системе управления элеронами	БУ-ИУ
Передаточное число от элеронов к ручке управления /руч.без гидроусил./	2,16 $\frac{1}{м}$
2M ₁ одного злерона		
Передаточное число гидроусилителя		
/руч.без гидроусил./	23,4
руч. с гидроусил.		

3. ЩИТКИ-ЗАКРЫЛКИ

Тип	ЦАГИ со скользящей осью вращения
Площадь щитков-закрылков /двух/	2,86 м ²
Размах щитка-закрылка /одного/	2,0 м
Относительная хорда щитка-закрылка /перпендикулярно линии фокусов/	0,32
Угол отклонения при взлете	20°
Угол отклонения при посадке	60°

^{X/} Углы отклонения элеронов, щитков-закрылков, рулей, триммеров и тормозных щитков даны перпендикулярно их оси вращения.



Фиг. 9. Теоретическая схема крыла

а - изолированное крыло; б - крыло с фюзеляжем (вид вдоль оси фюзеляжа).

При меч ани е. Хорды крыла $b_0 = 2574$, $b = 3229,87$ и $b_k = 2095$ -теоретические

4. ФОЗЕЛЯК

Диаметр	1,45 м
Диаметр входного отверстия двигателя /по передней кромке/	0,747 м
Диаметр выходного отверстия двигателя /с обдувом/	0,59 м
Длина	9,206 м
Удлинение $\frac{L_{\Phi}}{D_{\Phi}}$	6,35
Удлинение носовой части $\frac{L_{нос}}{D_{\Phi}}$	2,06
Удлинение средней цилиндрической части $\frac{L_{ср}}{D_{\Phi}}$	0,79
Удлинение хвостовой части $\frac{L_{хв}}{D_{\Phi}}$	3,5
Мидель /без фонаря/	1,65 м ²
Мидель фонаря	0,19 м ²
Площадь входного отверстия двигателя /минимальная/	0,32 м ²

5. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Площадь горизонтального оперения	3,1 м ²
Угол стреловидности горизонтального оперения	45°
Удлинение	3,26
Сужение	2,0
Относительная толщина горизонтального оперения по потоку /средняя/	0,087
Плечо горизонтального оперения /расстояние от 0,25 b_A кр до 0,25 b_A г.о/	5,799 м



Глава III

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Превышение хорды горизонтального оперения над бортовой хордой крыла	Уг.о $b_{борт}$	0,618
Профиль горизонтального оперения	NACA-M	
Площадь руля высоты /двух/	0,884 м ²	
Средняя аэродинамическая хорда руля высоты /перпендикулярно оси вращения/	0,262 м	
Относительная хорда руля высоты без компен- сации /перпендикулярно оси вращения/ ..	0,30	
Площадь компенсации рулей высоты /двух/ ..	0,198 м ²	
Площадь триммера руля высоты /на левом руле/	0,047 м ²	
Компенсация руля высоты	осевая	
Угол установки стабилизатора /к оси фюзе- ляжа/	-0°33'	
Максимальный угол отклонения руля высоты: вверх	-32°	
вниз	+16°	
Передаточное число от руля высоты к ручке управления / $\frac{P_{руч}}{2M_{одной\ половины\ руля}}$ / ..	2,26 $\frac{I}{M}$	
Весовой момент руля высоты с балансиром относительно оси вращения /для двух по- ловин/	0,327 кгм /перебаланси- рован/	

6. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Площадь вертикального оперения	$4,26 \text{ м}^2$
Угол стреловидности вертикального оперения	$55^{\circ}41'$
Сужение	2,79
Относительная толщина вертикального оперения по потоку /средняя/	0,088
Плечо вертикального оперения /расстояние от $0,25b_A$ кр до $0,25b_A$ в.о/	4,508 м
Профиль вертикального оперения	NACA-M
Площадь руля поворота	$0,947 \text{ м}^2$
Средняя аэродинамическая хорда руля поворота перпендикулярно оси вращения	0,440 м
Относительная хорда руля поворота без компенсации /перпендикулярно оси вращения/	0,248 - 0,386
Площадь осевой компенсации руля поворота	$0,231 \text{ м}^2$
Максимальный угол отклонения руля поворота	$\pm 25^{\circ}$
Передаточное число от руля поворота к педалям / $\frac{P_{\text{пед}}}{M_{\text{ш руля}}}$ /	$6,31 \frac{1}{\text{м}}$

7. ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ

Площадь тормозных щитков /двух/	$0,88 \text{ м}^2$ ^{x/}
Максимальный угол отклонения тормозных щитков	55°

8. ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Длина самолета	11,264 м
Высота самолета при стоянке /необжатая амортизация/	3,80 м

^{x/} На самолетах выпуска первых серий устанавливались тормозные щитки общей площадью $2S_{\text{т.щ}} = 0,52 \text{ м}^2$ с углом отклонения 50° .

Ширина колеи шасси	3,849 м
Продольная база шасси	3,368 м
Основные колеса шасси	660x160 мм
Носовое колесо шасси	480x200 мм

9. ПОДВЕСНЫЕ БАКИ

Тип бака	Подкрыльевые с обтекателем	Подкрыльевые на стойках
Емкость	2x400 л	2x400 л
Диаметр	0,52 м	0,526 м
Длина	2,81 м	3,01 м
Удлинение $\left[\frac{L}{d} \right]$	5,4	5,7
Мидель	$0,25 \text{ м}^2$	$0,215 \text{ м}^2$

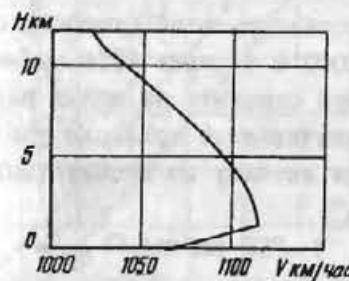
Примечание. Подкрыльевые баки на стойках прошли испытание в ГК НИИ BBC и готовятся для эксплуатации.



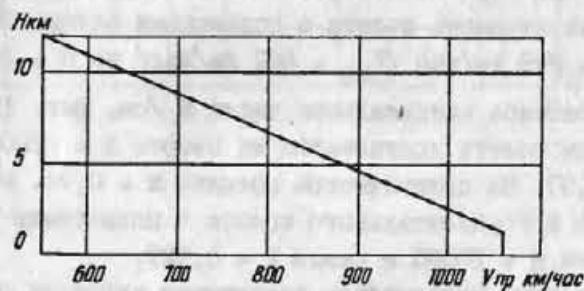
Глава IV

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Для удобства пользования летные характеристики самолета в основном даны в виде таблиц и графиков. На фиг. I0 - 47 и в табл. 5 - 12 помещены важнейшие летные характеристики самолета, приведенные к условиям полета в стандартной атмосфере.^{x/}

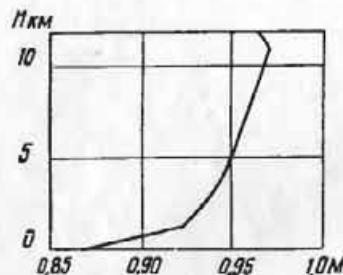


Фиг. I0. Максимальные горизонтальные скорости самолета.
n = 11560 об/мин



Фиг. II. Максимальные горизонтальные приборные скорости самолета.
n = 11560 об/мин

^{x/} Обозначения величин, приведенных на графиках, и связь между приборной и истинной скоростями полета см. приложение 2.



Фиг. 12. Числа М полета на максимальной горизонтальной скорости.
n = 11560 об/мин

I. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЕ И ВЕРТИКАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ, ВРЕМЯ НАБОРА ВЫСОТЫ, ПОТОЛОК САМОЛЕТА

На фиг. 10 - 12 и в табл. 5^x приведены максимальная горизонтальная скорость самолета и соответствующие ей числа М полета.

Абсолютная максимальная горизонтальная скорость самолета достигается на высоте 2000 м и равна 1114 км/час при n = 11560 об/мин. При полете самолета на малых высотах максимальная скорость ограничивается согласно указаниям, приведенным в "Инструкции летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета".

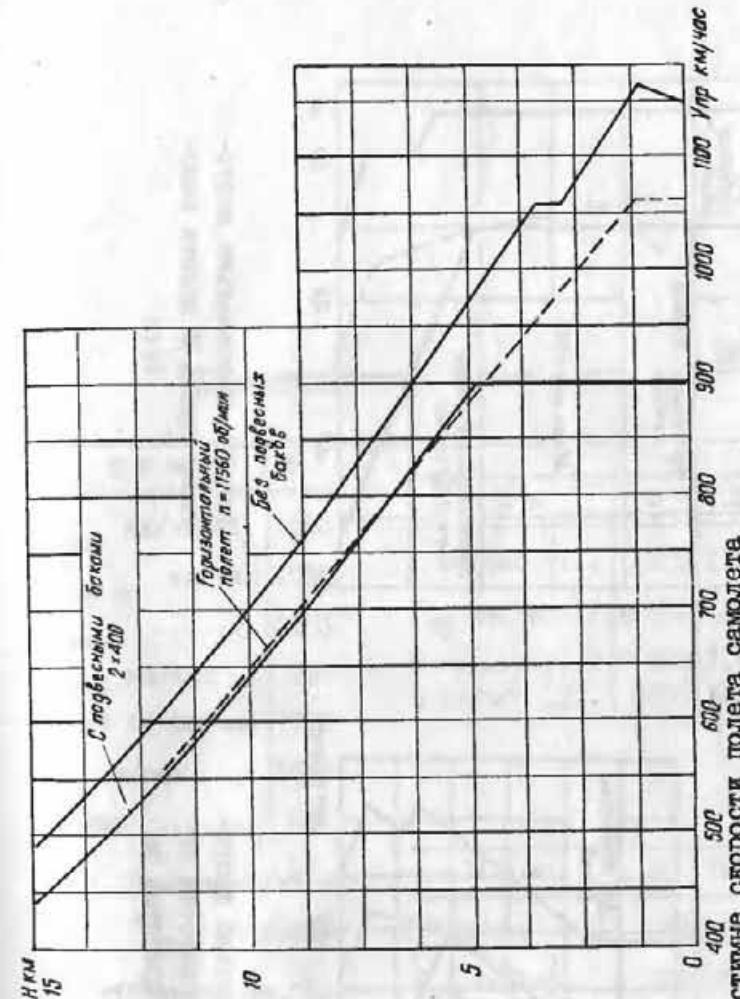
На практическом потолке $V \sim 750$ км/час $M_{\text{пр}} = 0.70$ при $n = 11560$ об/мин. Максимальная горизонтальная скорость полета с подвесными баками 2x400 л равна $V = 999$ км/час $M_{\text{пр}} = 0.622$ км/час на $H = 10000$ м.

Абсолютное максимальное число M /см. фиг. 12/ в горизонтальном полете достигается на высоте $H = 11000$ м и равно $M = 0.97$. На практическом потолке $M = 0.70$. Максимальное число M горизонтального полета с подвесными баками 2x400 л на $H = 10000$ м равно $M = 0.927$.

Расчетные максимально допустимые скорости полета самолета без подвесных баков и с подвесными баками, числа M

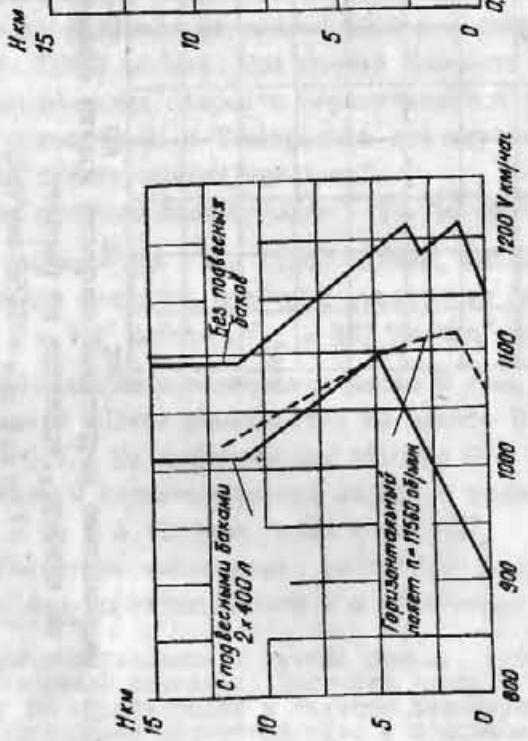
^x/ Подробные указания о летных данных, необходимых для пилотирования самолета, смотреть также в "Инструкции летчику по эксплуатации и технике пилотирования".

Приводимые характеристики в основном даны без подвесных баков. При наличии подвесных баков в тексте и на фигурах даются соответствующие примечания.

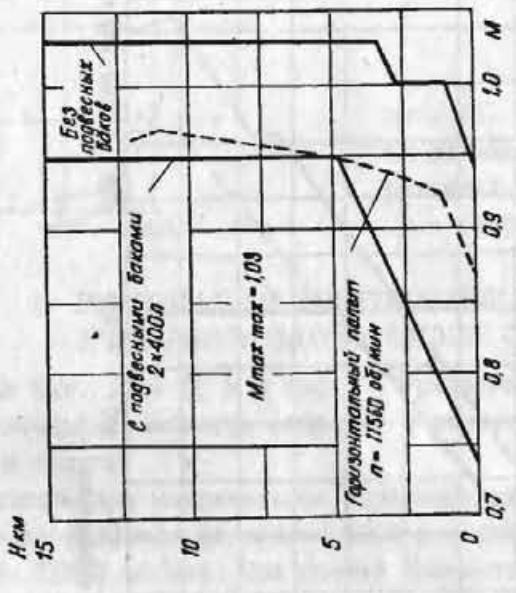


Фиг. 13. Максимально допустимые скорости полета самолета по прибору, принятые по расчету.
При $V_{\text{пр max}} = 1150$ км/час.

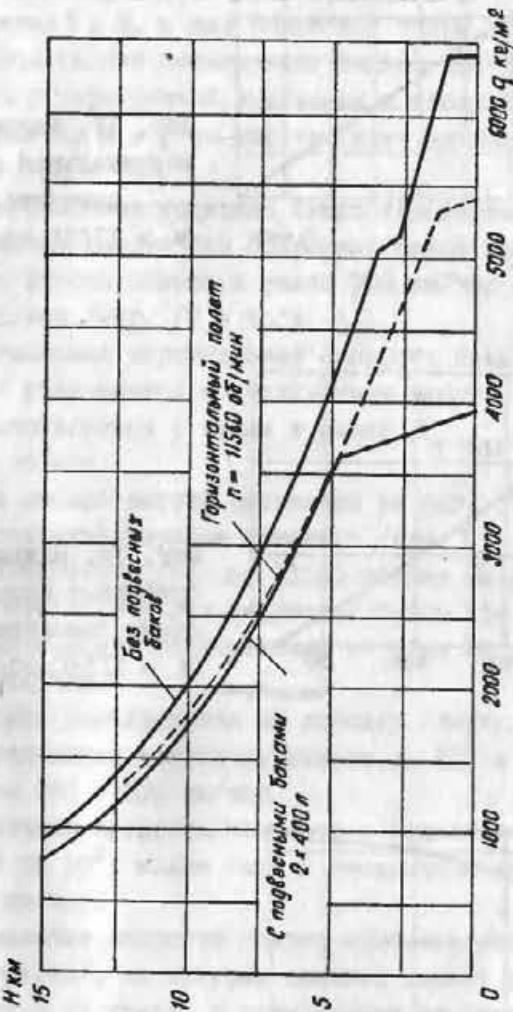
Причелки. Максимальные скорости горизонтального полета даны для сравнения.



Фиг. 14. Максимально допустимые истинные скорости полета самолета, принятые по расчету



Фиг. 15. Максимально допустимые числа M полета самолета



Фиг. 16. Максимально допустимые скоростные напоры самолета, принятые по расчету,
 $Q_{\text{max}} = 6400 \text{ кг}/\text{м}^2$

Таблица 5

Горизонтальные и вертикальные скорости и время набора высоты; $n = 11560$ об/мин

Н в и	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000	15000
v_{max} км/час ..	1060	1103	1114	1110	1103	1094	1085	1075	1064	1053	1042	1029	1022	-	-	-
v_{max}^* км/час	1060	1060	1027	980	932	885	836	790	744	695	650	605	556	-	-	-
M_{Vmax}	0,911	0,921	0,931	0,940	0,944	0,949	0,953	0,957	0,960	0,963	0,966	0,970	0,963	-	-	-
$v_{под}$ км/час ..	750	750	750	750	750	750	750	750	750	750	750	750	750	750	750	-
$v_{под}^*$ км/час	750	715	685	655	625	595	565	535	510	480	455	430	395	365	340	-
v_y м/сек ...	50,0	47,0	44,0	41,0	38,0	35,0	32,0	29,0	26,0	23,0	20,0	17,0	13,4	9,7	6,2	2,6
t мин	0	0,35	0,7	1,1	1,5	2,0	2,5	3,0	3,6	4,3	5,1	6,0	7,1	8,6	10,7	14,6

Практический потолок $H_{пр} = 15600$ м. v_{pr}^* по широкой стрелке указателя скорости.Примечание. После взлета наивыгоднейшая скорость набора высоты устанавливается на высоте 1000 м.

Т а б л и ц а 6

Максимально допустимые скорости, числа М и скоростные напоры/принятые для расчета на прочность/

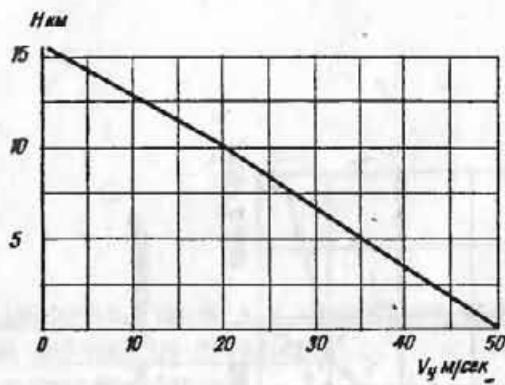
Без подвесных баков

Н в м	0	I020	2000	2800	3400	5000	6000	7000	8000	9000	I0000	II000	I2000	I3000	I4000	I5000
V км/час ...	II50	I211	II97	II85	I211	II89	II73	II58	II42	II26	III0	I094	I094	I094	I094	I094
V _{пр} км/час ..	II50	II65	II09	I060	I060	970	914	859	808	756	704	656	608	565	523	485
M	0,938	I,0	I,0	I,0	I,03	I,03	I,03	I,03	I,03	I,03						
q кг/м ²	6400	6400	5685	5130	5040	4100	3580	3108	2700	2320	2000	I710	I470	I250	I070	911

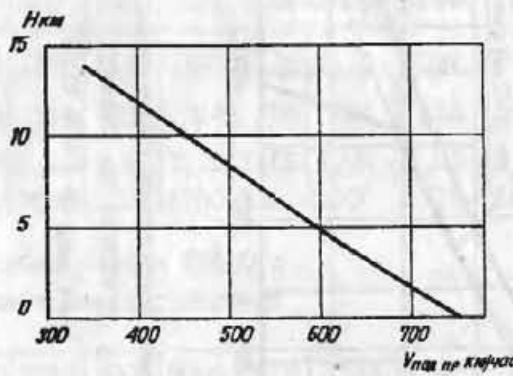
С подвесными баками 2Х400 л.

/при полете без перегрузки/

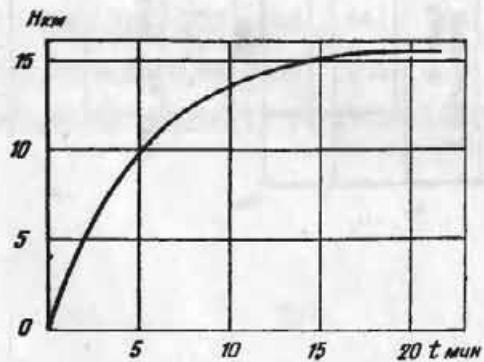
Н в м	0	I000	2000	3000	4000	4830	6000	7000	8000	9000	I0000	II000	I2000	I3000	I4000	I5000
Vкм/час ...	900	938	978	I020	I062	II00	I062	I068	I054	I038	I024	I009	I009	I009	I009	I009
V _{пр} км/час ..	900	900	900	900	900	900	838	787	737	688	641	596	551	512	474	438
M	0,735	0,773	Q817	Q863	Q910	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95
q кг/м ²	3910	3850	3790	3720	3640	3580	3040	2650	2300	I975	I705	I460	I245	I060	907	775



Фиг. 17. Максимальные вертикальные скорости самолета.
 $n = 11560$ об/мин



Фиг. 18. Наивыгоднейшие приборные скорости по-дъема самолета.
 $n = 11560$ об/мин



Фиг. 19. Время набора высоты.
 $n = 11560$ об/мин

и скоростные напоры q по высотам приведены в табл. 6 и на фиг. I3 - I6; там же для сравнения приведены значения V , M , q , соответствующие горизонтальному полету на V_{max} при $n = 11560$ об/мин.

Значения V , M , q для подвесных баков на фиг. I3 - I6 даны для полета без перегрузки. Данные для подвесных баков при полете с перегрузкой приведены в табл. 3 /при этом течение кривых V , M и q по высоте будет аналогичное указан-ным на фиг. I3 - I6/.

Наивыгоднейшая истинная скорость самолета по траекто-рии при наборе высоты без подвесных баков практически не зависит от высоты полета и равна 750 км/час при $n = 11560$ об/мин /фиг. 17 и табл. 5/.

Максимальная вертикальная скорость подъема /фиг. 18 и табл. 5/ уменьшается с увеличением высоты, наибольшее ее значение достигается у земли и равно $V_{y \text{ max}} = 50$ м/сек при $n = 11560$ об/мин.

Время набора высоты приведено на фиг. 19 и в табл. 5.

Практический потолок самолета /при $V = 0,5$ м/сек/ без подвесных баков при $n = 11560$ об/мин равен $H = 15600$ м.

Скорость отрыва без подвесных баков при валете со щитками-закрылками, отклоненными на угол 20° , равна 220 - 230 км/час.

Скорость планирования на посадку /перед выравнивани-ем/ при отклонении щитков-закрылков на 60° и малом газе установлена 260 - 270 км/час.

Посадочная скорость самолета с отклоненными щитками-закрылками на 60° , малом газе и посадочном весе равна 170 - 190 км/час.

Минимальные скорости полета самолета /по прибору по широкой стрелке/, на которых самолет теряет устойчивость и сваливается на крыло, в зависимости от режима полета следующие:

малый газ, щитки-закрылки и шасси выпуще-ны 180 - 200 км/час

мальный газ, щитки-закрылки и шасси убранны 200 - 220 км/час
номинальный режим $n = 11200$ об/мин
набор высоты, щитки-закрылки и шасси
убранны 190 км/час

Минимальная скорость в горизонтальном полете и на фигурах, кроме взлета и посадки, установлена для эксплуатации самолета в 300 - 350 км/час по прибору.^{x/}

Характерные истинные скорости полета самолета даны на фиг. 20.

2. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

При полете на дальность самолет может эксплуатироваться в двух вариантах: без подвесных баков и с подвесными баками 2x400 л.

Значения максимальной дальности и максимальной продолжительности полета даны в табл. 7 и на фиг. 21, 22.^{xx/}

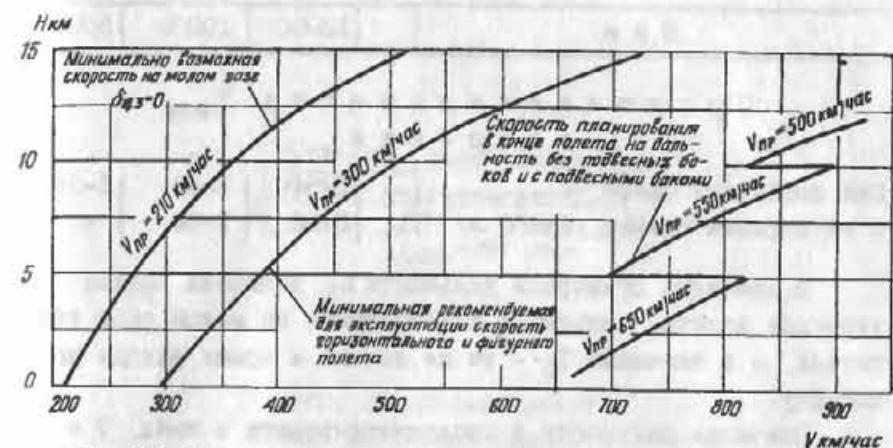
Таблица 7

Максимальные дальность и продолжительность полета

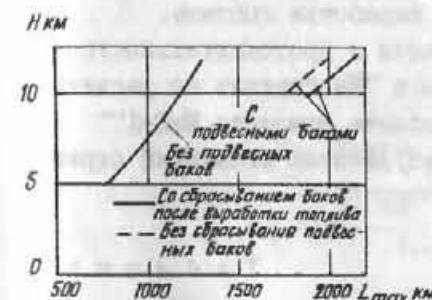
Н в м	12000	10000	5000
Дальность L_{max} в км			
Без подвесных баков	1295	1185	765
С подвесными баками /2x400 л/ ...	2150	1907	-

^{x/} Подробнее см. "Инструкцию летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета".

^{xx/} Данные табл. 7 без подвесных баков для всех высот взяты по акту I/75 контрольных испытаний самолета МиГ-17 в ГК НИИ ВВС за 1951 г., а с подвесными баками 2x400 л с учетом их сбрасывания для L_{max} на высоте 12000 м по акту I/126. Данные с подвесными баками 2x400 л с учетом их сбрасывания для высоты 10000 м и для T_{max} на высоте 12000 м получены пересчетом с материалов акта I/126 по полетам без сбрасывания.



Фиг. 20. Некоторые характерные истинные скорости полета самолета



Фиг. 21. Максимальная дальность полета самолета.

Емкость основных баков 1412 л
Емкость подвесных баков 2x400 л



Фиг. 22. Максимальная продолжительность полета самолета.

Емкость основных баков 1412 л
Емкость подвесных баков 2x400 л

N в м	I2000	I0000	5000
-------	-------	-------	------

Продолжительность T_{\max}
в час-мин

Без подвесных баков	I-54	I-48	I-28
С подвесными баками /2x400 л/ ...	3-08	2-54	-

В значение суммарной дальности L_{Σ} включены данные участков взлета, подъема и планирования на малом газе двигателя, а в значение T_{Σ} - те же данные и время захода на посадку.

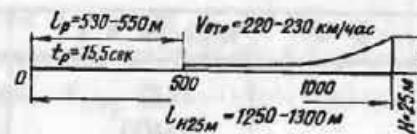
Значения дальности и продолжительности в табл. 7 и на фиг. 21, 22 даны для одиночного самолета с учетом пятиминутной работы двигателя на земле перед разбегом и сбрасыванием подвесных баков после выработки топлива.

Подробные данные по дальности и продолжительности полета самолета МиГ-17 изложены в "Инструкции по расчету дальности и продолжительности полета самолета МиГ-17" /Воениздат/, составленной по результатам испытаний серийных самолетов МиГ-17.

Таблица 8

Время в час-мин до полного израсходования топлива из подвесных баков, считая от момента трогания с места

Полет по горизонту	при L_{\max}			при T_{\max}		
	I2000	I0000	5000	I2000	I0000	5000
Н в м	I2000	I0000	5000	I2000	I0000	5000
Подвесные баки						
2x400 л ...	0-46	0-44	-	0-51	0-50	-



Фиг. 23. Данные взлетной дистанции самолета.
 $n = 11560 \text{ об/мин}$; $\delta_{ш-з} = 20^\circ$; $G = 5100 \text{ кг}$



Фиг. 24. Данные посадочной дистанции самолета.
 $\delta_{ш-з} = 60^\circ$; $G = 4165 \text{ кг}$

Таблица 9

Емкость топливных баков самолета и соответствующий полный вес топлива при $\gamma = 0,83 \text{ кг/л}$

Баки	Емкость в л	Вес в кг
Основные	1412	1173
Подвесные 2x400 л	2x400	2x332
Всего	2212	1837

Переход от истинных скоростей к приборным и наоборот одинаков при полетах без подвесных баков и с подвесными баками.

Связь между $V_{\text{пр}}$ и V показана в приложении 2.

Время до полного израсходования топлива из подвесных баков, считая от момента трогания с места /после руления/, в табл. 8 дано по расчету. При этом взлет - на $n = 11560 \text{ об/мин}$, подъем - на $n = 11560 \text{ об/мин}$ до 10 мин. от начала разбега, далее - на $n = 11200 \text{ об/мин}$. Полет по горизонту - на режиме L_{max} или T_{max} . До начала расходования топлива из подвесных баков используется 100 л из основного бака № 1.

На опробование двигателя и руление затрачивается 5 мин. и расходуется 70 л топлива.

Емкость баков дана в табл. 9.

3. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Значения основных взлетно-посадочных характеристик самолета даны в табл. 10 и 11 и на фиг. 23 и 24.

Таблица 10

Взлетная дистанция при полетном весе 5200 кг

Угол отклонения щитков-закрылков при взлете $b_{\text{ц-з}}$	20°
--	------------

Число оборотов двигателя, n	11560 об/мин
Разбег /по бетонной дорожке/, $l_{\text{пр}}$	530 - 550 м
Время разбега, t	15,5 сек.
Выдергивание и преодоление препятствия /набор высоты $H = 25 \text{ м}$, $\varepsilon_{\text{в}} + \varepsilon_{\text{пр.пр.}}$	720 - 750 м
Общая длина взлетной дистанции, $l_{\text{взл}}$..	1250 - 1300 м
Скорость отрыва, $V_{\text{отр}}$	220 - 230 км/час

Примечание. Зависимость длины разбега и взлетной дистанции от веса самолета см. фиг. 149.

Длина взлетной дистанции зависит от числа оборотов двигателя, угла отклонения щитков-закрылков и полетного веса самолета. Значительно влияет отклонение щитков-закрылков также и на скорость отрыва.

При разбеге трогание с места производится после вывода двигателя на число оборотов $n = 8000 - 9000 \text{ об/мин}$, при котором самолет еще может бытьдержан на месте тормозами.

Таблица II

Посадочная дистанция при посадочном весе 4165 кг с использованием колесных тормозов; малый газ

Угол отклонения щитков-закрылков при посадке, $b_{\text{ц-з}}$	60°
Планирование с высоты $H = 25 \text{ м}$ и выдергивание, $\varepsilon_{\text{пл}} + \varepsilon_{\text{выд}}$	635 м
Пробег по бетонной дорожке, $l_{\text{пр}}$	820 - 850 м
Общая длина посадочной дистанции, $l_{\text{пос}}$..	1450 - 1500 м
Скорость планирования на посадку /перед выравниванием/, $V_{\text{пл}}$	260 - 270 км/час
Посадочная скорость, $V_{\text{пос}}$	170 - 190 км/час

Примечание. Зависимость длины пробега от веса самолета см. фиг. 151.

4. УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Перед посадкой выпуск шасси производится на скорости 400 - 450 км/час /время выпуска 8 - 10 сек./. В начале захода на посадку скорость горизонтального полета равна 350 - 400 км/час.

Штики-закрылки выпускаются во время захода на посадку /см. "Инструкцию летчику по эксплуатации и технике пилотирования"/.

Планирование до выравнивания производится с высоты не менее 200 м.

Выравнивание самолета начинается на высоте 6 - 7 м и заканчивается на высоте не более 1 м.

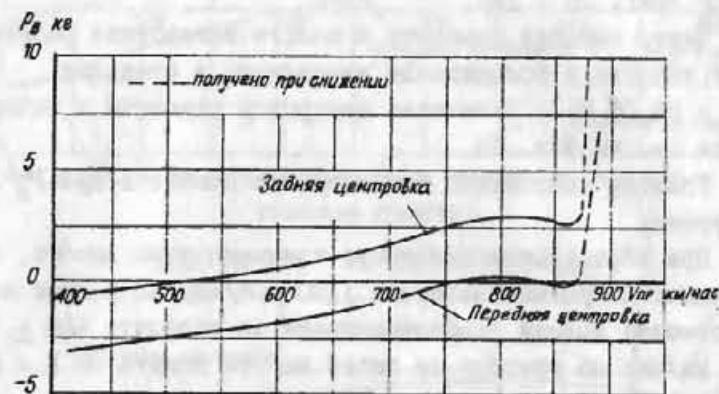
При посадке с выключенным двигателем планирование на посадку производится на следующих скоростях:
при убранных шасси и штиках-закрылках 320 - 350 км/час,
при выпущенных шасси и штиках-закрылках 260 - 270 км/час.

На самолете МиГ-17 могут выполняться все элементы пилотажа до скоростей, соответствующих числу $M = 1,03$.

Ниже приводятся значения усилий на ручке управления, углов отклонения элеронов и рулей, а также другие характеристики, употребляемые для оценки управляемости самолета.

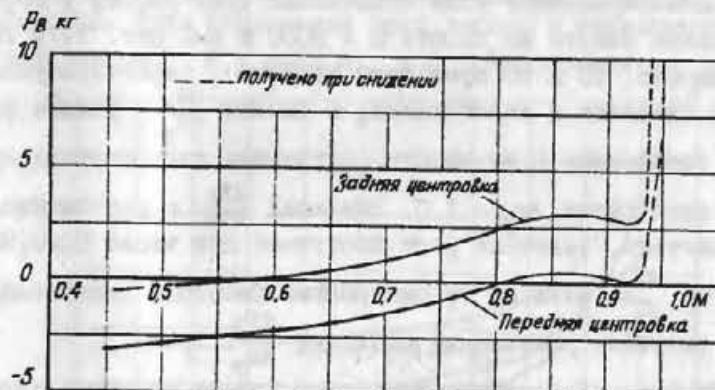
Характеристики продольной устойчивости и управляемости самолета МиГ-17 незначительно отличаются от соответствующих характеристик самолета МиГ-15бис. На фиг. 25 и 26 приведены усилия на ручке управления рулем высоты в горизонтальном полете при $n = 11560$ об/мин на $H = 5000$ м при неотклоненном триммере /по акту государственных испытаний опытного самолета/.

В зависимости от числа M усилия изменяются плавно и устойчиво до значения $M = 0,85$; в диапазоне $M = 0,85 - 0,93$ усилия практически постоянны, затем при $M > 0,93$ усилия



Фиг. 25. Усилия на ручке управления в горизонтальном полете на разгоне.

$$H = 5000 \text{ м}; n = 11560 \text{ об/мин}; \tau_{tr} = 0^\circ$$



Фиг. 26. Усилия на ручке управления в горизонтальном полете на разгоне.

$$H = 5000 \text{ м}; n = 11560 \text{ об/мин}; \tau_{tr} = 0^\circ$$

начинают резко нарастать на кабрирование. Смещение центровки назад вызывает в горизонтальном полете увеличение усилий "от себя" /и соответственно уменьшение усилий "на себя"/ /фиг. 25 - 28/.

Центр тяжести самолета в полете вследствие расходования топлива и боеприпасов изменяется в пределах 20,5 - 28,0% САХ. Изменение центровок самолета в течение полета см. на фиг. 95.

Условия продольной балансировки самолета при $P_B = 0$ следующие:

При нейтральном положении триммера руля высоты, номинальных оборотах двигателя II200 об/мин на режиме подъема самолет должен балансируться на скорости 600 \pm 50 км/час по прибору на любой высоте полета от $H = 0$ до $H = 7000$ м.

Проверка балансировки производится при загорании зеленой лампы, сигнализирующей о выработке топливного бака № 2 /при этом остаток топлива в баках 910 л, центровка 20,5%/.

Балансировочные углы отклонений руля высоты в горизонтальном полете на высоте $H = 5000$ м см. фиг. 27 и 28.

На фиг. 29 и 30 приведены величины, характеризующие маневр самолета с перегрузкой, а именно $\frac{dP_B}{dn_y}$ - усилие на ручке управления рулем высоты, потребное для создания пристата перегрузки $\Delta n_y = 1,0$. Значения $\frac{dP_B}{dn_y}$ с ростом числа M возрастают, заметный рост наступает при числе $M > 0,92$.

Значения $\frac{dP_B}{dn_y}$ зависят от центровки. Смещение центровки назад вызывает уменьшение значений $\frac{dP_B}{dn_y}$.

На фиг. 31 показано изменение усилия на ручке управления рулем высоты при выпуске тормозных щитков $2S_{T.U.} = 0,88 \text{ м}^2$. Из графика видно, что возрастание усилия невелико /при $V_{pr} = 900$ км/час, $\Delta P = 4 - 8 \text{ кг}/$, при этом летчик должен дополнительно давить на ручку, т.е. момент от

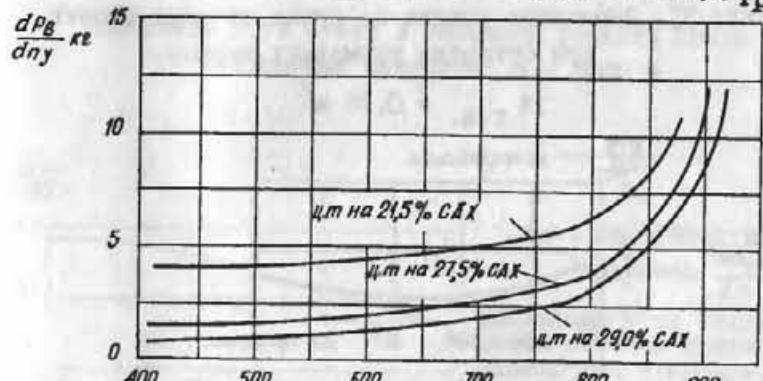


Фиг. 27. Углы отклонения руля высоты в горизонтальном полете.

$H = 5000 \text{ м}; n = II560 \text{ об/мин}; \tau_{tr} = 0^\circ$

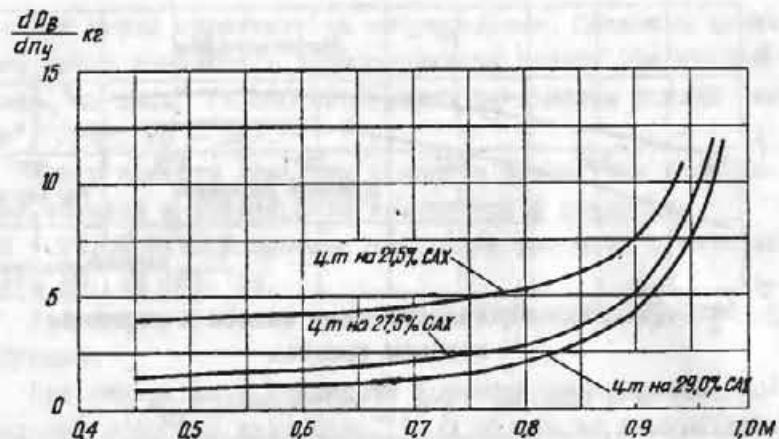


Фиг. 28. Углы отклонения руля высоты в горизонтальном полете. $H = 5000 \text{ м}; n = II560 \text{ об/мин}; \tau_{tr} = 0^\circ$

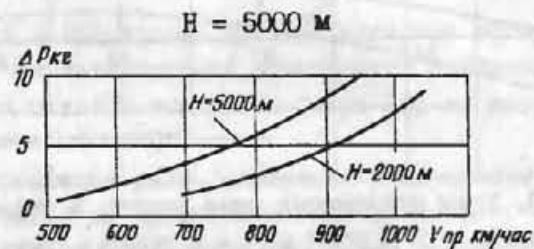


Фиг. 29. Усилия на ручке управления, потребные для создания единичной перегрузки.

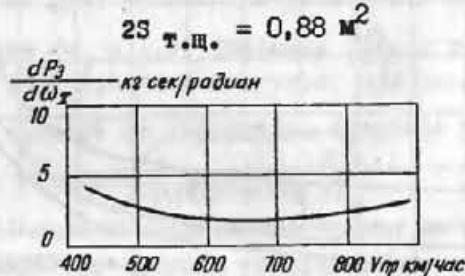
$H = 5000 \text{ м}$



Фиг. 30. Усилия на ручке управления, потребные для создания единичной перегрузки.

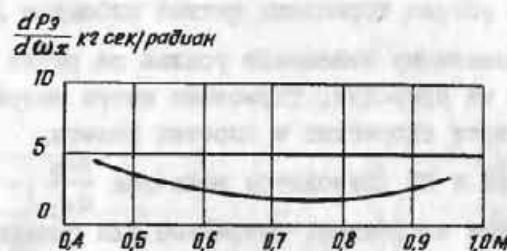


Фиг. 31. Изменение усилия на ручке от руля высоты при открытии тормозных щитков.



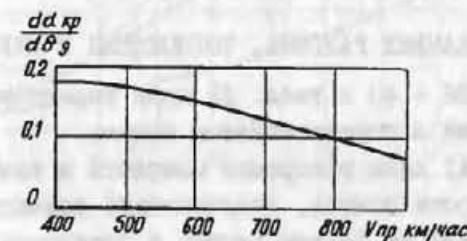
Фиг. 32. Усилия на ручке, потребные для создания угловой скорости крена в 1 рад/сек.

$H = 5000\text{ м}$

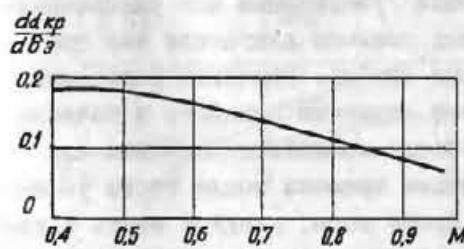


Фиг. 33. Усилия на ручке, потребные для создания угловой скорости крена в 1 рад/сек.

$H = 5000\text{ м}$



Фиг. 34. Эффективность аilerонов $\frac{d\alpha_{kp}}{dd\delta_3}$
Изменение угла атаки в концевом сечении крыла на 1°
отклонения аilerонов. $H = 5000\text{ м}$



Фиг. 35. Эффективность аilerонов $\frac{d\alpha_{kp}}{dd\delta_3}$
Изменение угла атаки в концевом сечении крыла на 1°
отклонения аilerонов. $H = 5000\text{ м}$

тормозных щитков кабрирующий и при надобности может быть использован для вывода самолета из пикирования.

Выпуск и уборка тормозных щитков площадью $2S_{\text{т.щ}} = 0,52 \text{ м}^2$ к заметному изменению усилий на ручке управления самолетом не приводят. Тормозные щитки разрешается выпускать на всех скоростях и высотах полета.

На фиг. 32 и 33 приводится величина $\frac{dP_3}{dw_x}$ - усилие на ручке управления элеронами, потребное для создания угловой скорости крена в 1 рад/сек /1 рад. = 57,3°/.

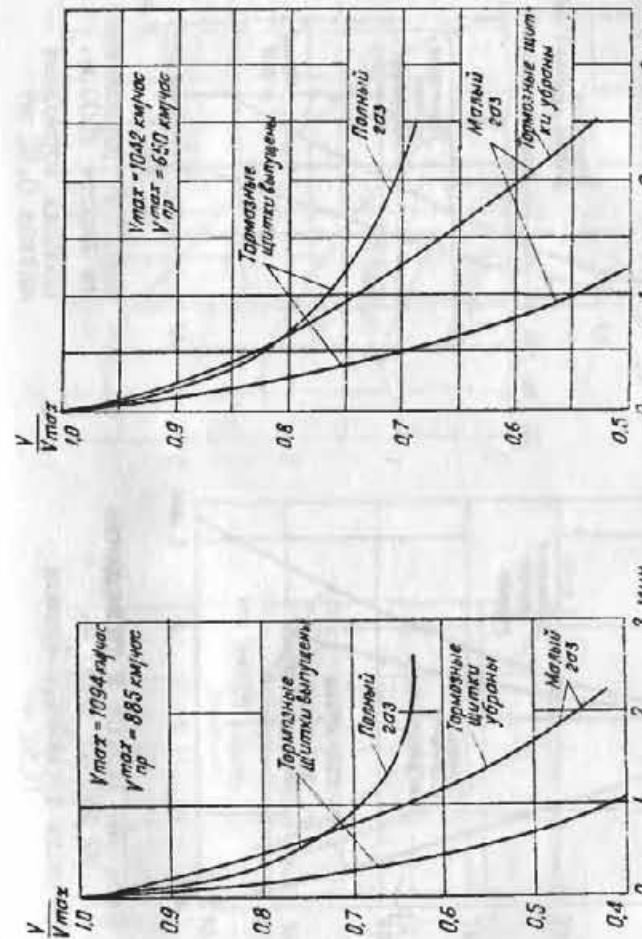
На фиг. 34 и 35 показана эффективность элеронов - величина $\frac{d\alpha_{\text{эксп}}}{d\delta_e}$ - изменение угла атаки в концевом сечении крыла на 1° отклонения элеронов на высоте 5000 м.

5. ДАННЫЕ РАЗГОНА, ТОРМОЖЕНИЯ И ВИРАЖА

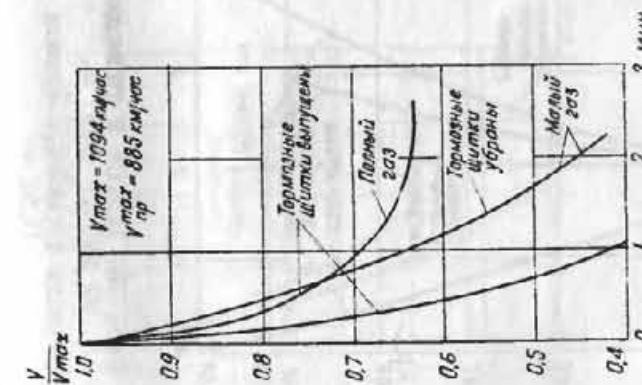
На фиг. 36 - 40 и табл. 12 даны характеристики разгона и торможения в горизонтальном полете.

На фиг. 41 даны ускорения самолета в зависимости от скорости и высоты полета, получающиеся вследствие разности тяг двигателя на боевом режиме в горизонтальном полете на данной скорости, а на фиг. 42 - аналогичные ускорения, получающиеся вследствие разности сопротивлений самолета с тормозными щитками и без них в горизонтальном полете при постоянных оборотах двигателя.

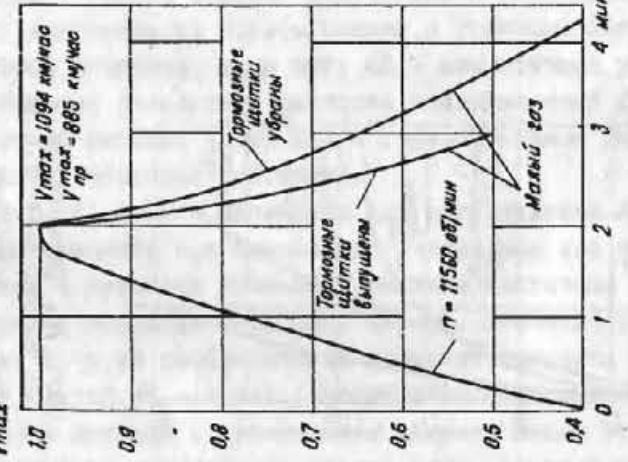
Фиг. 41 и 42 применяются для приближенной оценки ускорений самолета при изменении /увеличении или уменьшении/ оборотов в пределах указанных режимов двигателя или при открытии и закрытии тормозных щитков. Значения ускорений на фиг. 41 и 42 соответствуют движению самолета в течение первых секунд /3 - 5 сек./ после изменения оборотов или положения щитков. С увеличением времени после этого ускорения заметно уменьшаются. Кроме того, следует иметь в виду, что ускорения самолета, получающиеся в действительности, будут несколько меньше, чем приведенные на графиках,



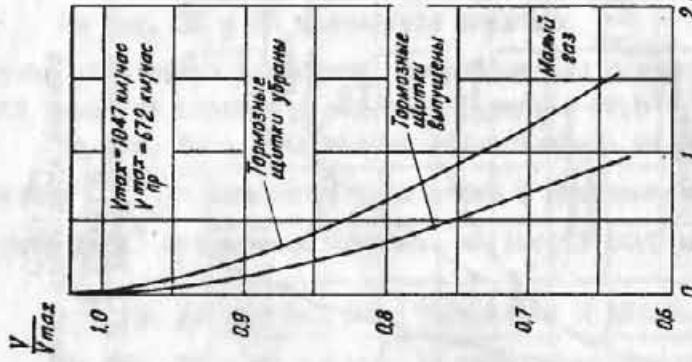
Фиг. 36. Торможение на высоте 5000 м.
Площадь тормозных щитков 0,88 м²



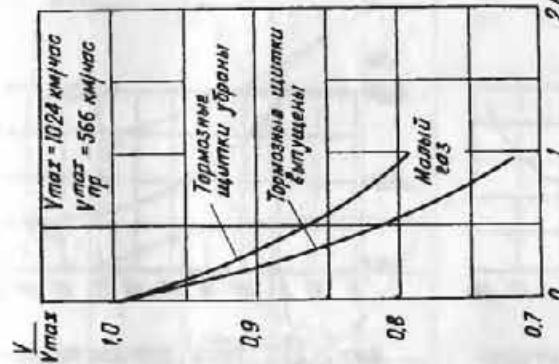
Фиг. 37. Торможение на высоте 10000 м.
Площадь тормозных щитков 0,88 м²



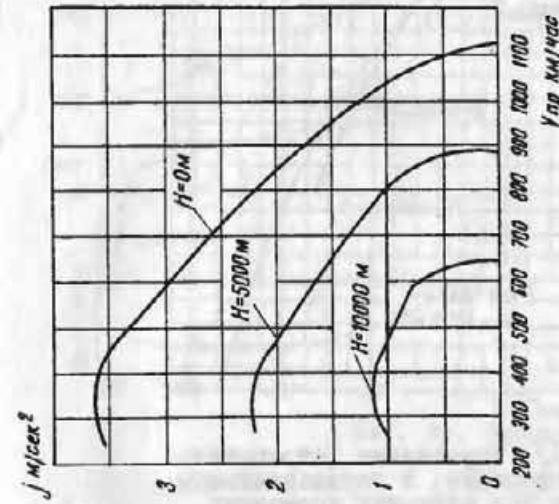
Фиг. 38. Разгон и торможение на высоте 5000 м.
Площадь тормозных щитков 0,52 м²



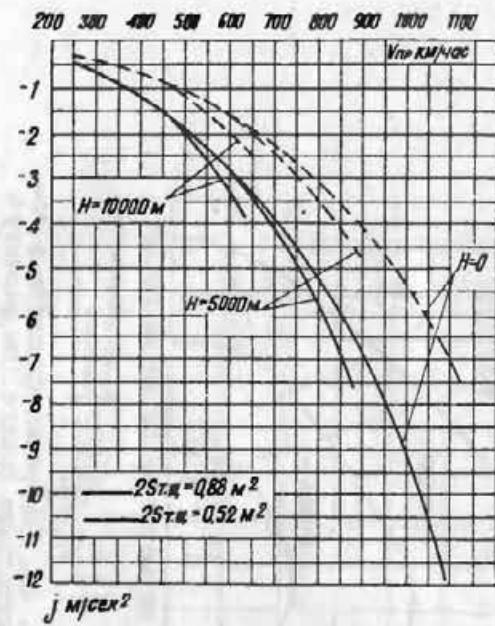
Фиг. 39. Торможение на высоте 9500 м.
Площадь тормозных щитков 0,52 м²



Фиг. 40. Торможение на высоте 11800 м.
Площадь тормозных щитков 0,52 м²

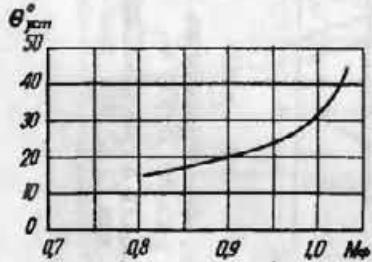


Фиг. 41. Ускорение самолета в горизонтальном полете (по расчету).
 $G_0 = 5110 \text{ кг}; G_5 = 5030 \text{ кг}; G_{10} = 4935 \text{ кг}; n = 11560 \text{ об/мин}$

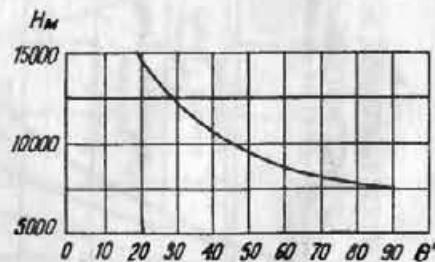


Фиг. 42. Торможение (отрицательное ускорение) в горизонтальном полете при открытии тормозных щитков (по расчету).

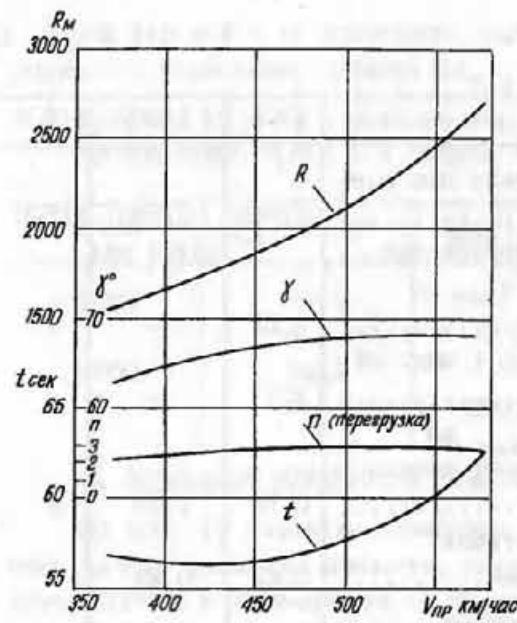
$$G_0 = 5110 \text{ кг}; G_5 = 5030 \text{ кг}; \\ G_{10} = 4935 \text{ кг}$$



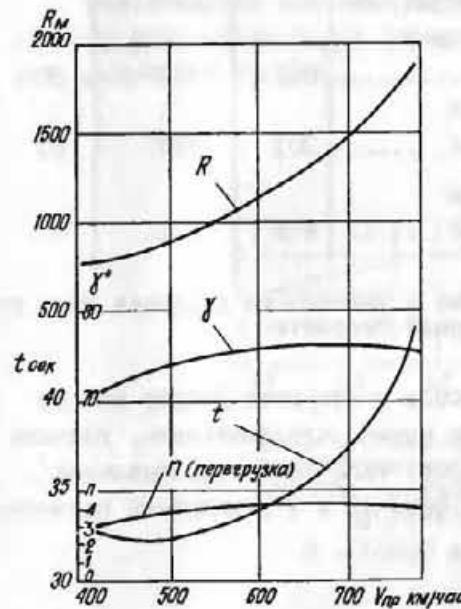
Фиг. 43. Углы установленного пикирования с тормозными щитками $2S_{т.ш} = 0,88 \text{ м}^2$ на высоте 10000 м в зависимости от числа M



Фиг. 44. Углы установленного пикирования с тормозными щитками $2S_{т.ш} = 0,88 \text{ м}^2$ при числе $M = 1,03$ в зависимости от высоты



Фиг. 45. Виражи на высоте 5000 м.
 $n = 11560$ об/мин



Фиг. 46. Виражи на высоте 10000 м.
 $n = 11560$ об/мин

Таблица 12

Высота в м	5000	10000	11800
Число оборотов двигателя при разгоне в об/мин	II560	II560	II560
Режим двигателя при торможении ..		Малый газ	
Время разгона от 0,7 V_{\max} до $0,95 V_{\max}$ в мин	0,81	-	-
Увеличение скорости за 1 мин. от $0,7 V_{\max}$ в км/час	257	-	-
Время торможения от V_{\max} до $0,7 V_{\max}$ без тормозных щитков в мин.	0,76	I,18	-
То же с тормозными щитками $2S_{T.P.} = 0,52 \text{ м}^2$ в мин.	0,42	0,69	-
То же с тормозными щитками $2S_{T.P.} = 0,88 \text{ м}^2$ в мин.	0,27	0,50	-
Уменьшение скорости за 30 сек. от V_{\max} без тормозных щитков в км/час	20I	II6	80
То же с тормозными щитками $2S_{T.P.} = 0,52 \text{ м}^2$ в км/час	30I	I67	I80
То же с тормозными щитками $2S_{T.P.} = 0,88 \text{ м}^2$ в км/час	475	210	-

Примечание. Увеличение и уменьшение скорости дано по указателю приборной скорости.

так как на изменение оборотов и открытие-уборку щитков затрачивается определенное время, следовательно, вначале используется неполный прирост тяги /или сопротивления/. Ускорения, приведенные на фиг. 41 и 42, получены расчетом.

На фиг. 43 и 44 приведены углы установившегося пикирования с тормозными щитками $2S_{T.P.} = 0,88 \text{ м}^2$.

На фиг. 45 и 46 приведены характеристики виража. Минимальные время t и радиус R виража равны:

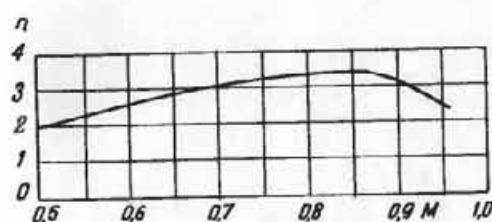
H в м	t_{\min} в сек	R _{min} в м	V _{пр} в км/час
5000	32	-	465
	-	770	400
10000	56,2	-	420
	-	1550	370

6. ВОЗМОЖНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ САМОЛЕТА НА H = 10000 м

На фиг. 47 показаны возможные перегрузки, соответствующие началу дрожания самолета, полученные в полете на высоте 10000 м в зависимости от числа М.

Максимальное значение перегрузки равно $n = 3,4$ при $M = 0,83$.

Максимальные значения перегрузки при дальнейшем увеличении угла атаки будут несколько больше, при этом самолет продолжает дрожать.



Фиг. 47. Максимально возможные эксплуатационные перегрузки самолета, соответствующие началу дрожания самолета.

H = 10000 м, G = 4610 кг



Глава V

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Приводимые ниже аэродинамические характеристики самолета /фиг. 48 - 79/ получены по испытанию моделей самолета МиГ-17 в аэродинамических трубах ЦАГИ.^{x/}

I. КОЭФФИЦИЕНТЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ И ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы самолета: кривые $C_x = f(\alpha)$ и поляры самолета, т.е. $C_x = -f(C_y)$, для различных углов отклонения щитков-закрылков с убранным и выпущенным шасси, при работе одного двигателя, на высоте $H = 0$ и малых скоростях полета $M = 0,20$ / приведены на фиг. 48 - 50. Плавное течение кривой C_x на за-критических углах атаки свидетельствует о безопасности полета самолета в отношении сваливания на крыло.

Максимальное значение коэффициента C_y равно $C_{y_{\max}} = 1,22$ при $\delta_{ш-з} = 60^\circ$.

Зависимость $C_x = f(C_y)$ самолета для различных чисел M /двигатель работает, шасси и щитки-закрылки убранны, высота полета $H = 5000$ м/ показана на фиг. 51 и 52.

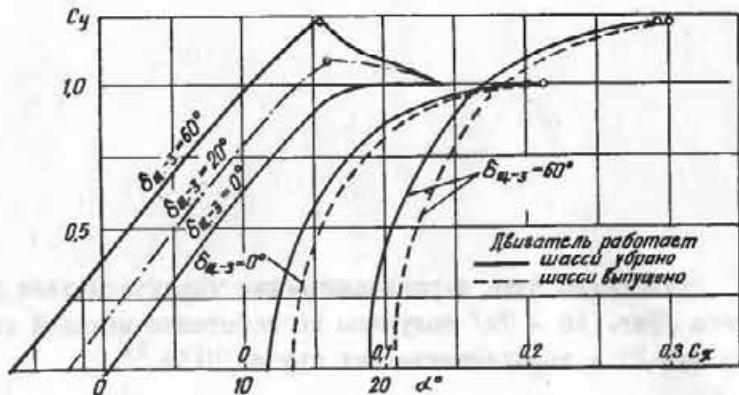
Для определения C_x на высотах, отличных от 5000 м, следует пользоваться формулой

$$C_{xH} = C_{x5000} + \Delta C_x.$$

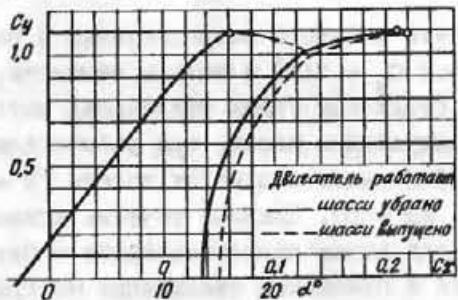
Для $H = 0 - 10$ км -

$$\Delta C_x = k_H (H \text{ км} - 5),$$

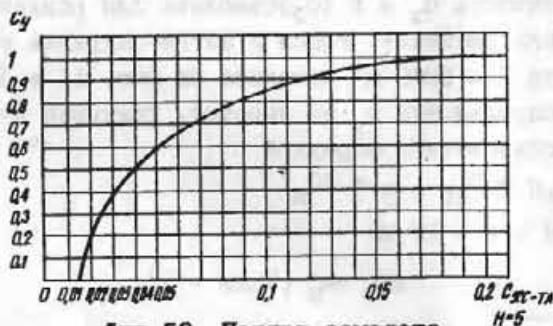
^{x/}Помещенные на фигурах графики соответствуют полусвязанной системе осей /см. фиг. 161/. Коэффициент C_x в таблицах и на графиках дан в абсолютном значении /знак минус для удобства опущен/.



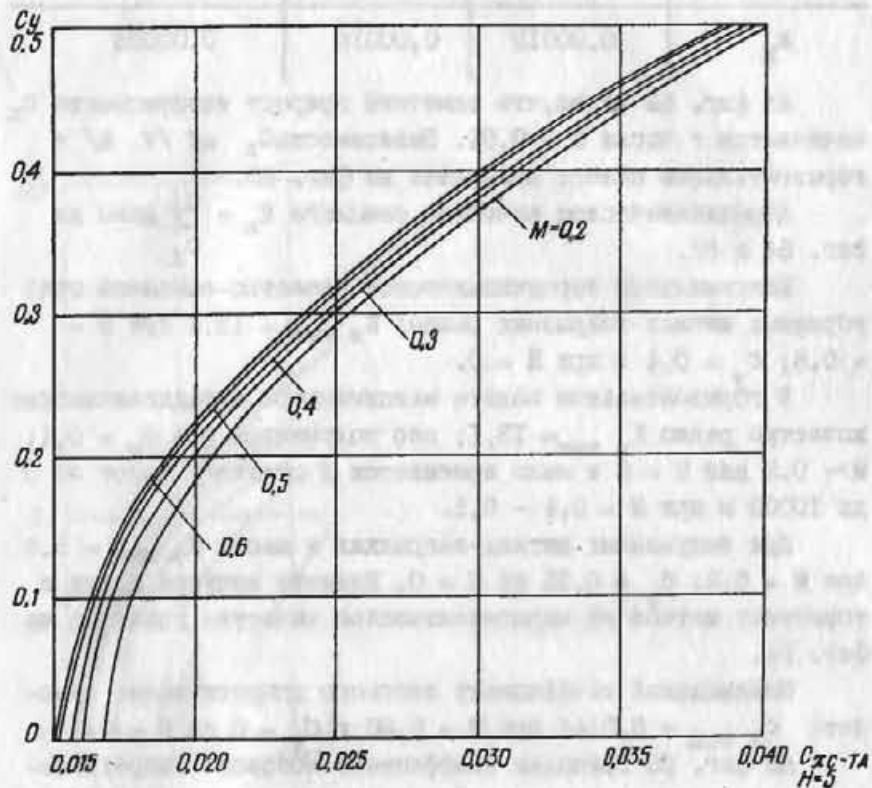
Фиг. 48. Поляры самолета для числа $M = 0,2$ и $H = 0$



Фиг. 49. Поляры самолета.
 $\delta_{III-3} = 20^\circ$; $M = 0,2$ и $H = 0$



Фиг. 50. Поляра самолета.
 $\delta_{III-3} = 0^\circ$; $M = 0,2$, $H = 5000$ м,
 $c_{xH} = c_{x5} + \Delta c_{xH}$



Фиг. 51. Поляры самолета для чисел $M = 0,6$
 $H = 5000$ м, $c_{xH} = c_{x5} + \Delta c_{xH}$

для $H = 10 - 15$ км -

$$\Delta C_x = 0,0008 + k_H (H \text{ км} - 10)$$

H в км	0-5	5-10	10-15
k_H	0,00013	0,00016	0,00025

Из фиг. 52 видно, что заметный прирост коэффициента C_x начинается с числа $M > 0,94$. Зависимость $C_x = f / V$, H в горизонтальном полете приведена на фиг. 53.

Аэродинамическое качество самолета $K_a = \frac{C_y}{C_x}$ дано на фиг. 54 и 55.

Максимальное аэродинамическое качество самолета при убранных щитках-закрылках равно: $K_{a \max} = 13,6$ при $M = 0,6$; $C_y = 0,4$ и при $H = 0$.

В горизонтальном полете максимальное аэродинамическое качество равно $K_{a \max} = 13,1$; оно получается при $C_y = 0,4$; $M \approx 0,3$ для $H = 0$ и мало изменяется в пределах высот от 0 до 10000 м при $M = 0,4 - 0,5$.

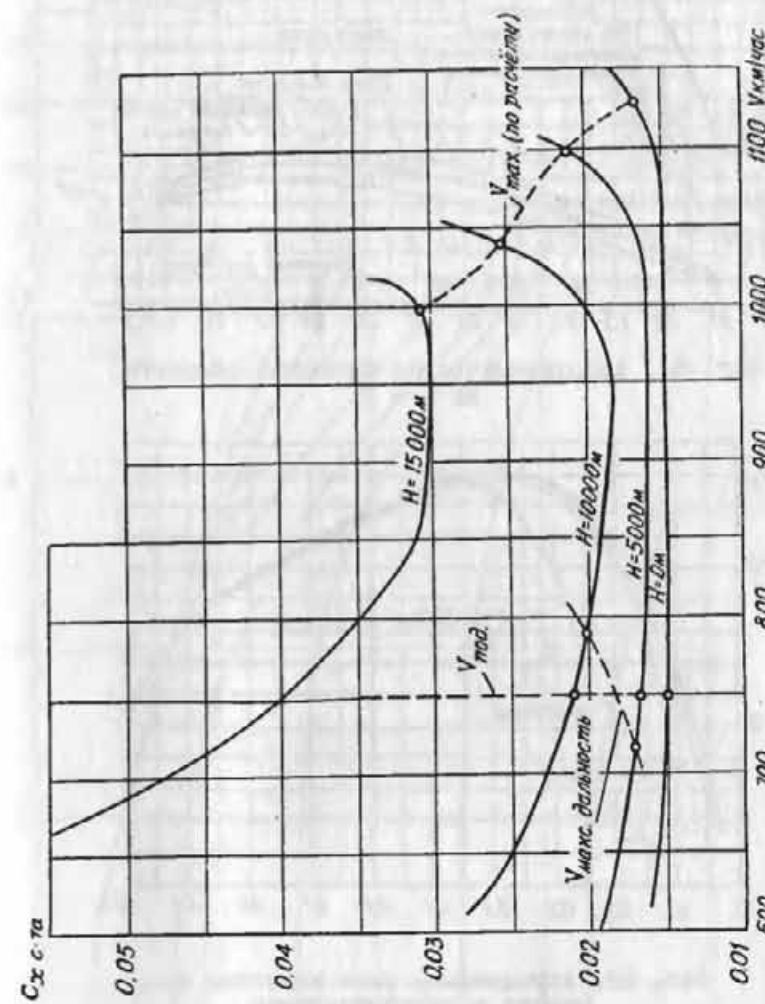
При выпущенных щитках-закрылках и шасси $K_{a \max} = 5,6$ при $M = 0,2$; $C_y = 0,95$ на $H = 0$. Влияние выпуска шасси и тормозных щитков на аэродинамическое качество показано на фиг. 54.

Минимальный коэффициент лобового сопротивления самолета $C_{x \min} = 0,0144$ при $M = 0,60$ и $C_y = 0$ на $H = 0$.

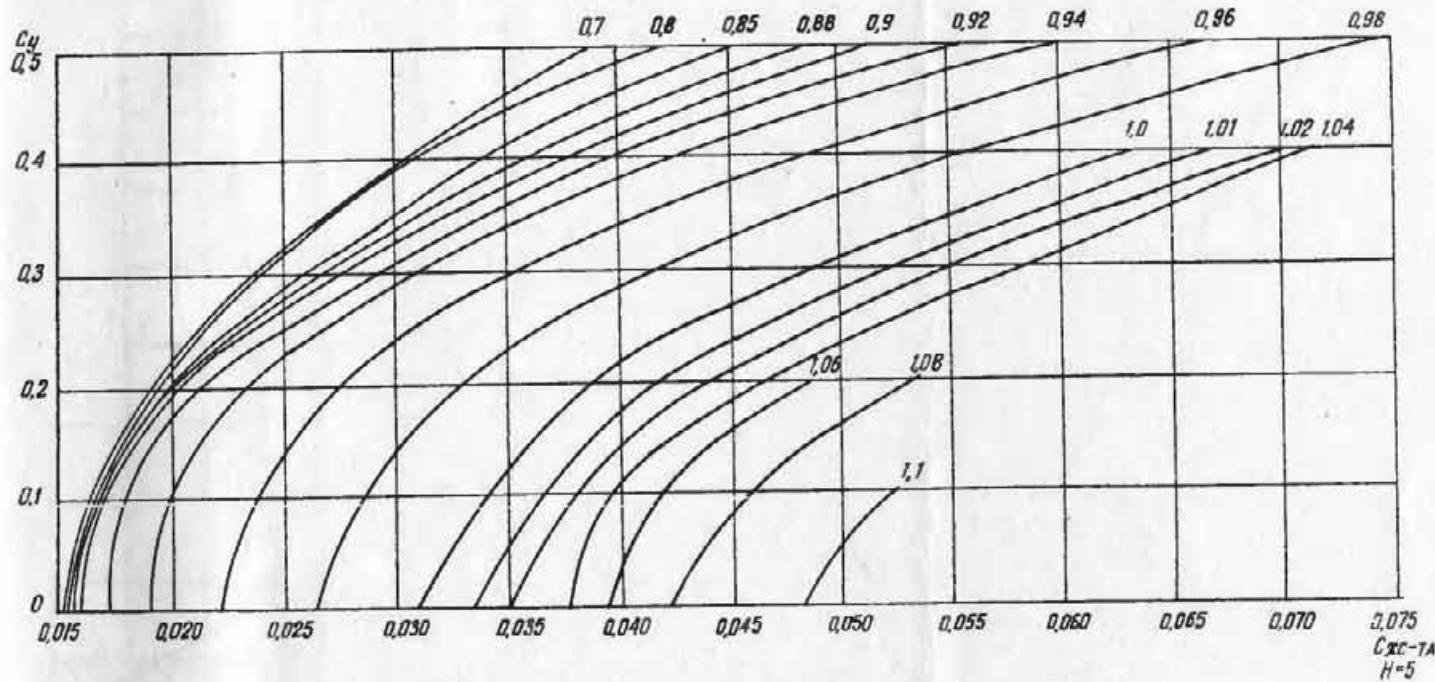
На фиг. 56 приведен коэффициент лобового сопротивления тормозных щитков самолета /отнесенный к площади крыла/ в зависимости от числа M при площади щитков $2S_{t.ш} = 0,52 \text{ м}^2$ и $2S_{t.ш} = 0,88 \text{ м}^2$.

На фиг. 57 дан прирост коэффициента C_x самолета вследствие подвески баков 2x400 л /с зализом/. Установка подвесных баков увеличивает коэффициент C_x самолета при $M < 0,8$ на $\Delta C_x = 0,0015$; при $M > 0,8$ ΔC_x баков заметно возрастает.

Полная остановка двигателя - режим авторотации двигателя повышает коэффициент сопротивления самолета на $\Delta C_x \approx 0,0058$.



Фиг. 53. Коэффициент лобового сопротивления самолета в горизонтальном полете

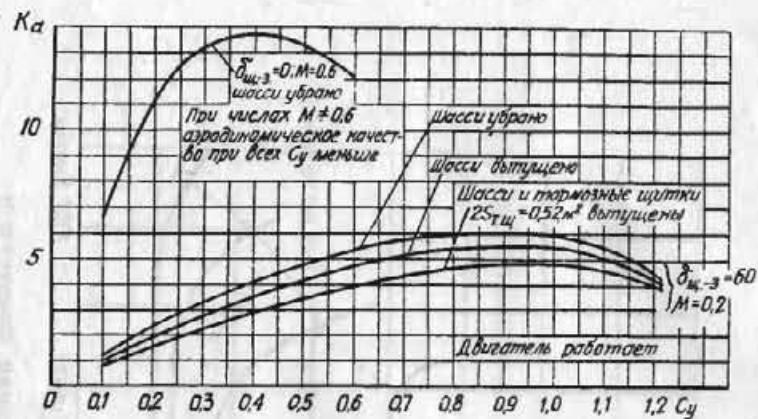


Фиг. 52. Поляры самолета для чисел $M \geq 0.7$

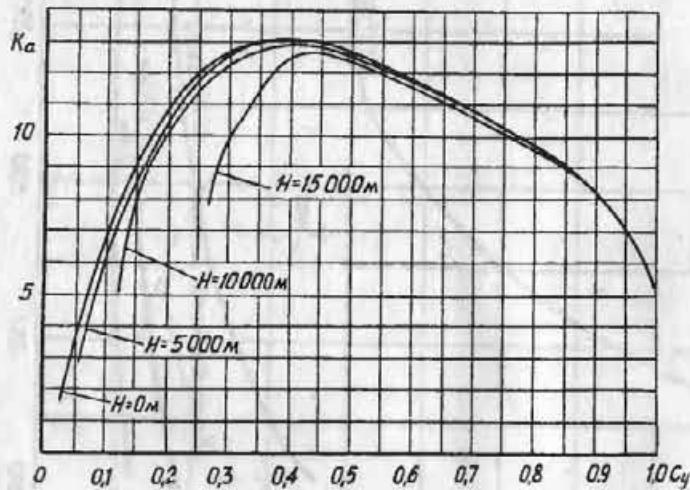
$$\text{для } H = 5000 \text{ м } C_{xH} = C_{x5} + \Delta C_{xH};$$

$$\text{для } H = 0 - 10 \text{ км } \Delta C_{xH} = k_H (H-5);$$

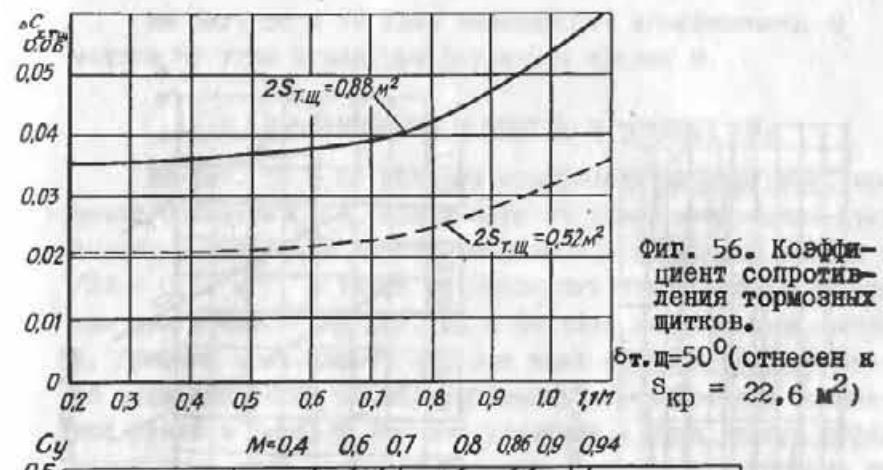
$$\text{для } H = 10-15 \text{ км } \Delta C_{xH} = 0.0008 + k_H (H-10)$$



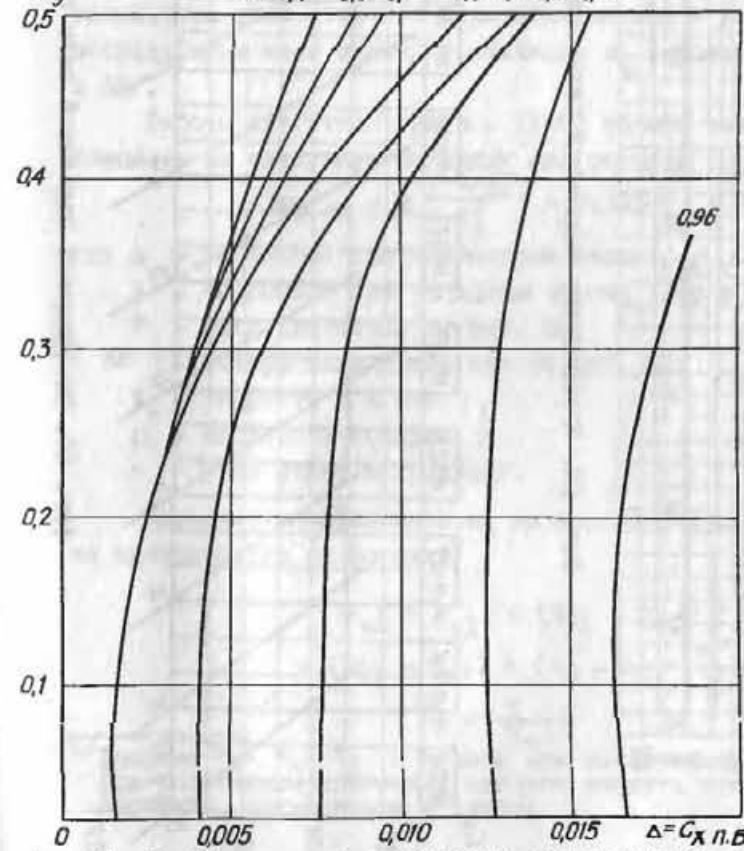
Фиг. 54. Аэродинамическое качество самолета на $H = 0$



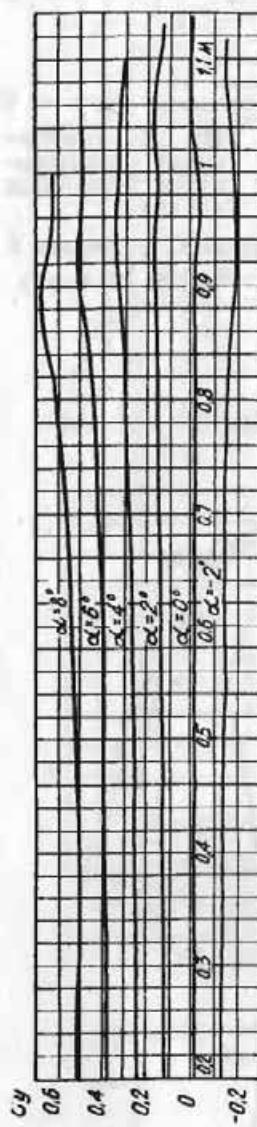
Фиг. 55. Аэродинамическое качество самолета в горизонтальном полете



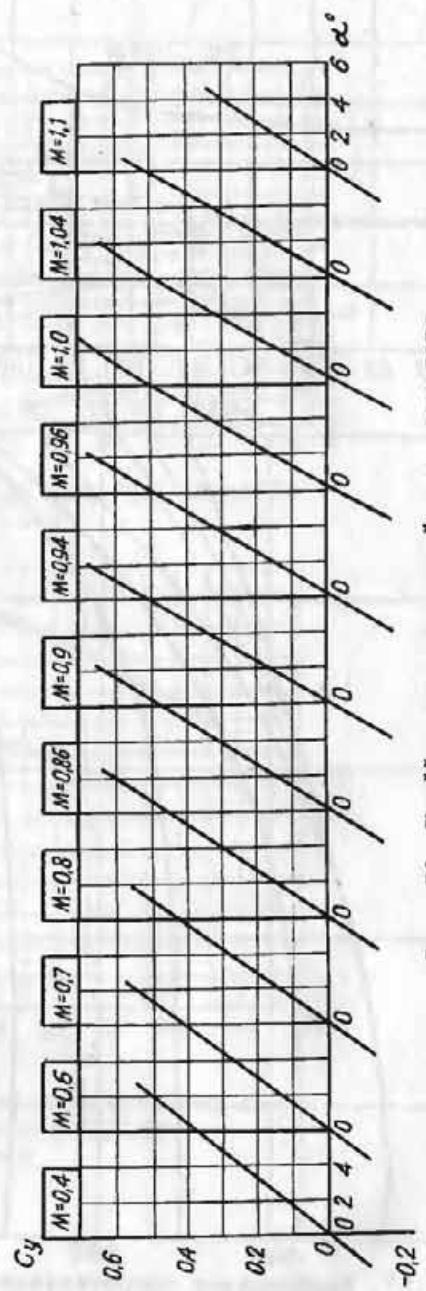
Фиг. 56. Коеффициент сопротивления тормозных щитков.
 $\text{б.т.щ} = 50^\circ$ (отнесен к $S_{\text{кр}} = 22,6 \text{ м}^2$)



Фиг. 57. Коеффициент сопротивления подвесных баков 2x400 л (отнесен к $S_{\text{кр}} = 22,6 \text{ м}^2$)



Фиг. 58. Коэффициент подъемной силы самолета



Фиг. 59. Коэффициент подъемной силы самолета

На фиг. 58 и 59 дана зависимость коэффициента C_y модели от угла атаки при различных числах M .

2. КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ И БОКОВЫХ СИЛ

На фиг. 60 - 62 показан коэффициент продольного момента самолета m_z в зависимости от углов отклонения руля высоты и положения щитков-закрылков и тормозных щитков $/2S = 0,52 \text{ м}^2$, а также от подвесных баков при выключенном двигателе. На фиг. 63 и 64 дано влияние на m_z числа M . Графики показывают, что при всех состояниях самолета во всем диапазоне эксплуатационных углов атаки и отклонений рулей и чисел M самолет устойчив и рули высоты эффективны, при этом открытие тормозных щитков и установка подвесных баков мало изменяют значения m_z самолета /фиг. 65 и 66/.

Работа двигателя при $n = 11560$ об/мин изменяет m_z самолета на следующую величину /по расчету/:

$$\Delta m_z \text{дв} = k \frac{P - \Delta P}{\rho V_s^2} + 0,115 \frac{\alpha}{V_s} + 0,805 \cdot 10^{-6},$$

где $k = -0,000561$ при выпущенном массе;

$k = +0,000935$ при убранным массе;

P - тяга двигателя по фиг. 80;

ΔP - потери тяги двигателя по фиг. 82;

V_s - скорость в м/сек;

ρ - плотность воздуха;

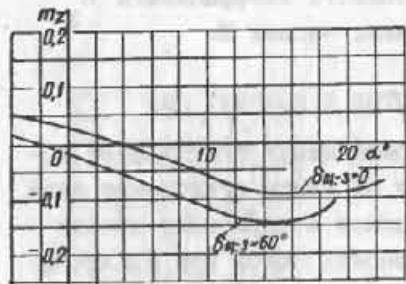
α - угол атаки в градусах.

Пересчет коэффициента m_z на другую центровку самолета производится по формуле

$$m_{z2} = m_{z1} + (\bar{x}_{T2} - \bar{x}_{T1}) C_y + \\ + (\bar{y}_{T2} - \bar{y}_{T1}) + (c_x - c_y \cdot \frac{\alpha_0}{57,3});$$

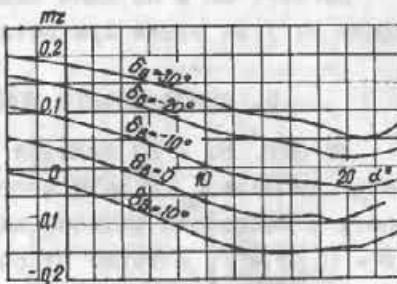
$$\bar{x}_T = \frac{Y}{b_a}.$$

^{x/} Графики m_z , m_x , m_y и c_z даны при выключенном двигателе. При работающем двигателе следует вводить поправки по формулам, приведенным в тексте.



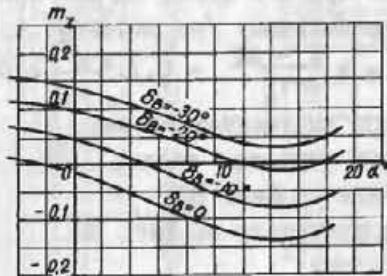
Фиг. 60. Коэффициент продольного момента самолета.

$$\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0; M \approx 0,2; Re = 7,8 \cdot 10^6; \delta_{m-3} = 60^\circ; \varphi_{ct} = -1033'; \delta_B = 0^\circ$$



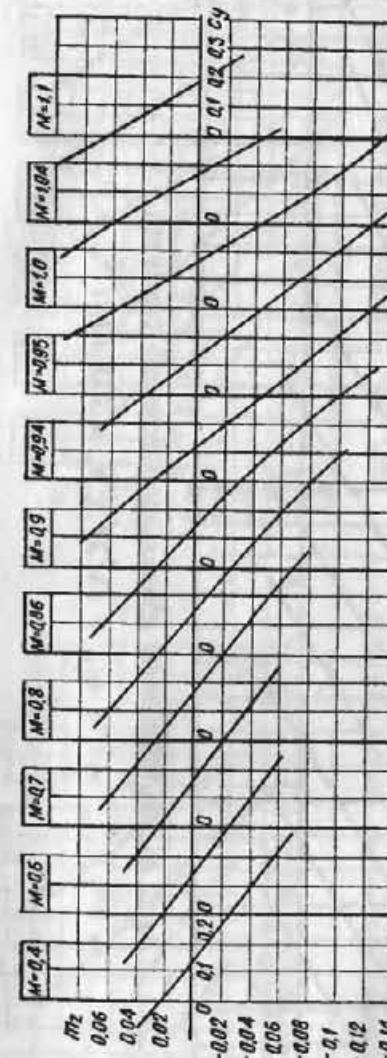
Фиг. 61. Коэффициент продольного момента самолета.

$$\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0; M \approx 0,2; Re = 7,8 \cdot 10^6; \delta_{m-3} = 0^\circ; \varphi_{ct} = -1033'$$

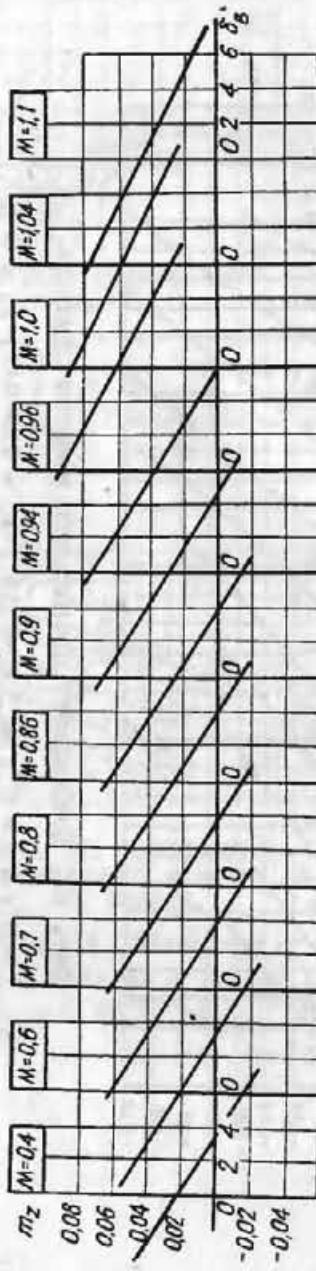


Фиг. 62. Коэффициент продольного момента самолета.

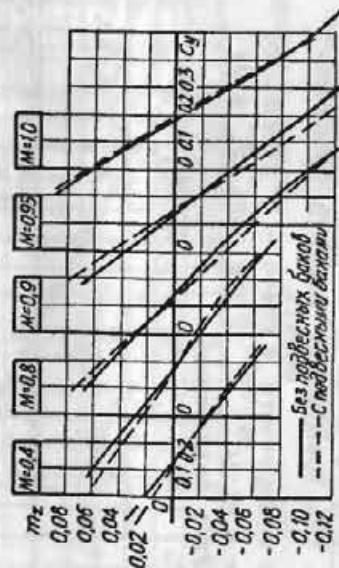
$$\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0; M \approx 0,2; Re = 7,8 \cdot 10^6; \delta_{m-3} = 60^\circ; \varphi_{ct} = -1033'$$



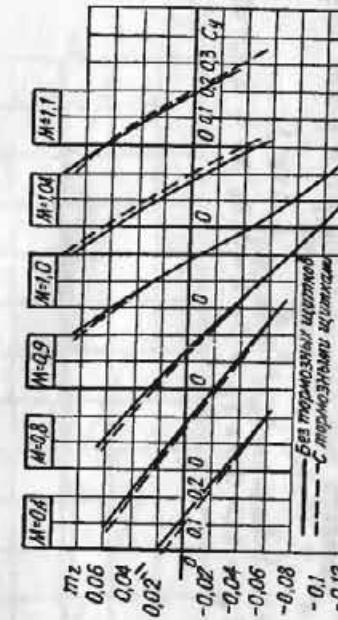
Фиг. 63. Коэффициент продольного момента самолета.
 $\delta_{m-3} = 0^\circ; \delta_B = 0^\circ; \varphi_{ct} = -1033'; \bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0$



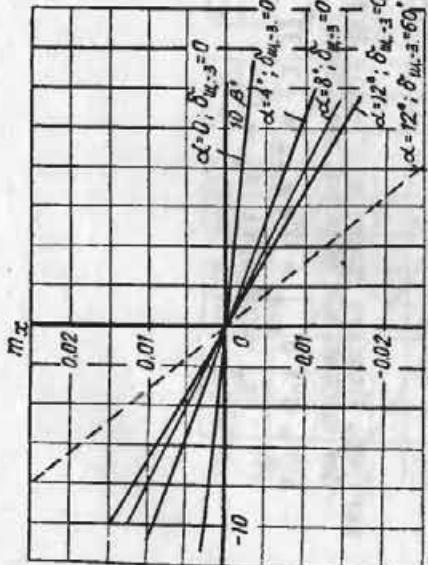
Фиг. 64. Коэффициент продольного момента самолета.
 $\alpha = 0^\circ; \delta_{\pi-a} = 0^\circ; \varphi_{cr} = -1^\circ 33'; \bar{x}_T = 21\% САХ; \bar{y}_T = 0$



Фиг. 65. Влияние подвесных баков 2х400 л на продольные моменты самолета.
 $\delta_a = 0^\circ; \delta_{\pi-a} = 0^\circ; \varphi_{cr} = -1^\circ 33'; \bar{x}_T = 21\% САХ; \bar{y}_T = 0$



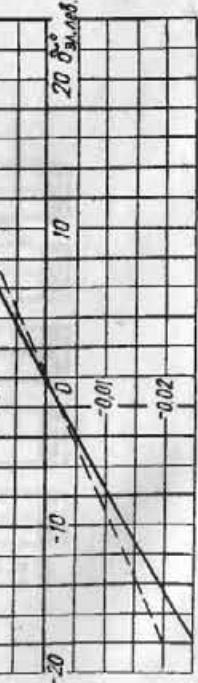
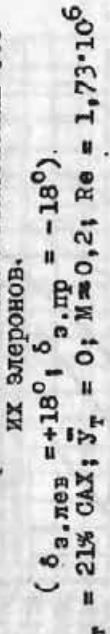
Фиг. 66. Влияние тормозных щитков на продольные моменты самолета.
 $25 \text{ т.} \cdot \text{м}^2 = 0,52 \text{ м}^2; \delta_B = 0^\circ; \delta_a = 0^\circ;$
 $\varphi_{cr} = -1^\circ 33'; \bar{x}_T = 21\% САХ; \bar{y}_T = 0$



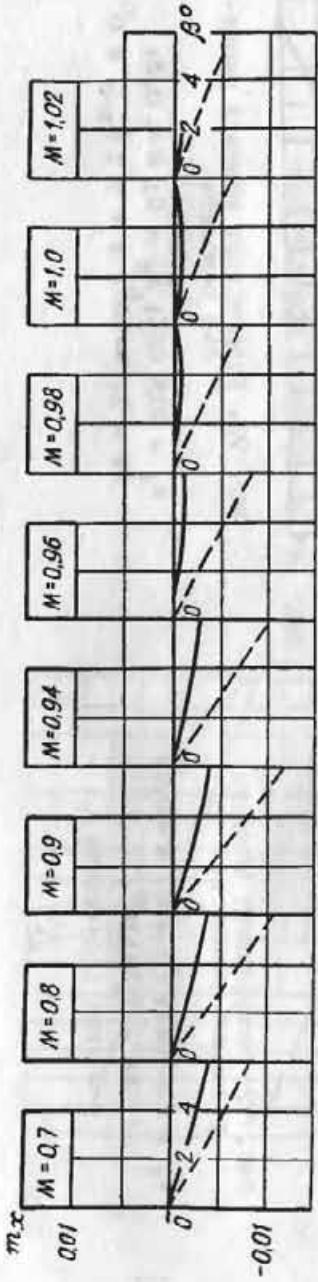
Фиг. 67. Коэффициент момента крена самолета.

угол поперечного у крила -3° ; $M = 0,2$;
 $Re = 1,81 \cdot 10^6$; $\bar{x}_T = 21\%$ САХ; $\bar{y}_T = 0$;

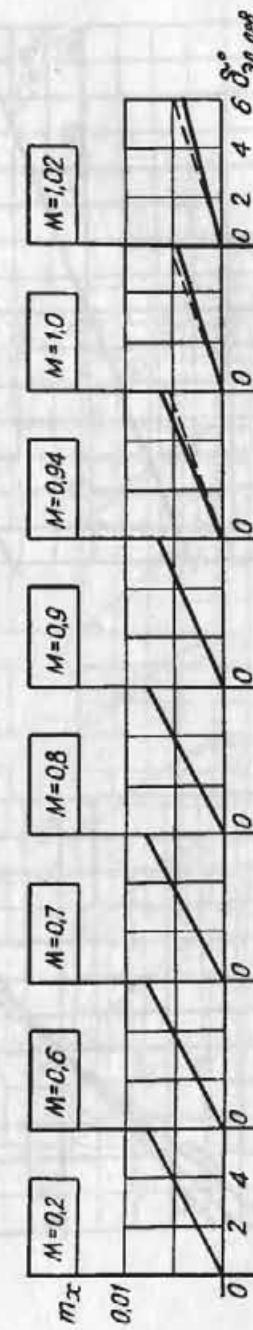
β — угол скольжения



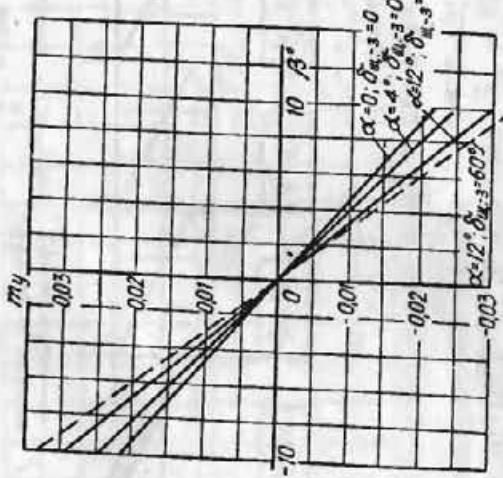
Фиг. 68. Коэффициент момента крена модели самолета при максимальном отклонении обоих элеронов.
 $(\delta_{a,lev} = +18^\circ, \delta_{a,pr} = -18^\circ)$.
 $\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}; \bar{y}_T = 0; M = 0,2; Re = 1,73 \cdot 10^6$



Фиг. 70. Коэффициент момента крена самолета.
 $\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}; \bar{y}_T = 0; \phi_{CT} = -11^\circ 33'; \delta_{h,n} = 0^\circ; \delta_{ш-з} = 0^\circ$

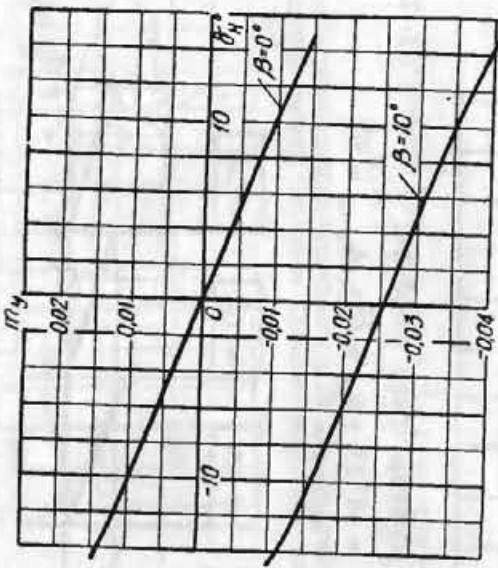


Фиг. 71. Коэффициент момента крена при отклонении элеронов.
 $\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}; \bar{y}_T = 0$ (отклонение оба элерона)



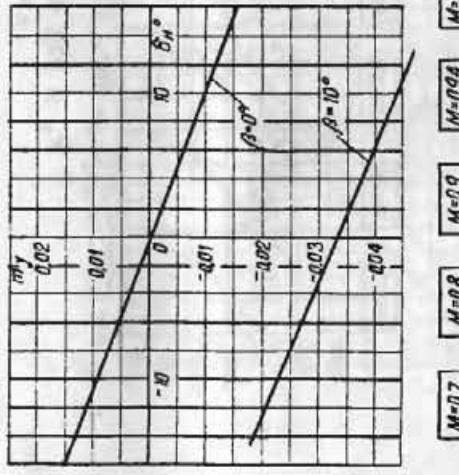
Фиг. 72. Коэффициент момента риска-
нья самолета.

$\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}; \bar{y}_T = 0; M \approx 0,2;$
 $Re = 1,81 \cdot 10^6;$
 β – угол скольжения



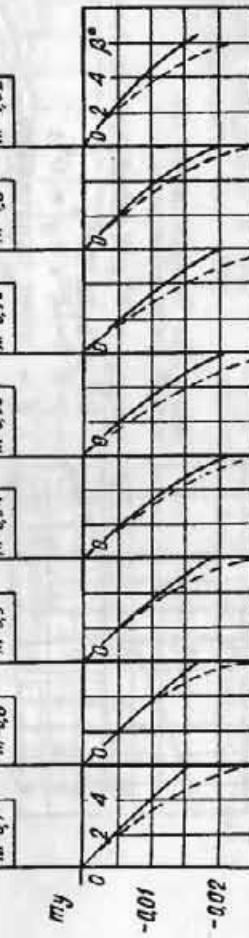
Фиг. 73. Коэффициент момента риска-
нья самолета.

$\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}; \bar{y}_T = 0; M \approx 0,2;$
 $Re = 1,74 \cdot 10^6; \alpha = 5^\circ; \delta_{\text{a},-3} = 0^\circ$



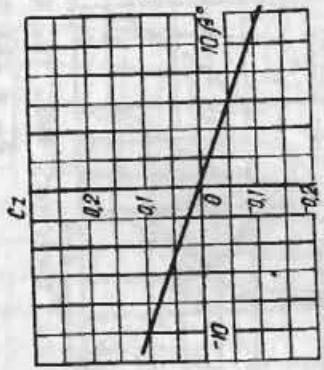
Фиг. 74. Коэффициент момента рис-
кания самолета.

$\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}; \bar{y}_T = 0; M \approx 0,2;$
 $Re = 1,81 \cdot 10^6; \alpha = 12^\circ; \delta_{\text{a},-3} = 60^\circ$

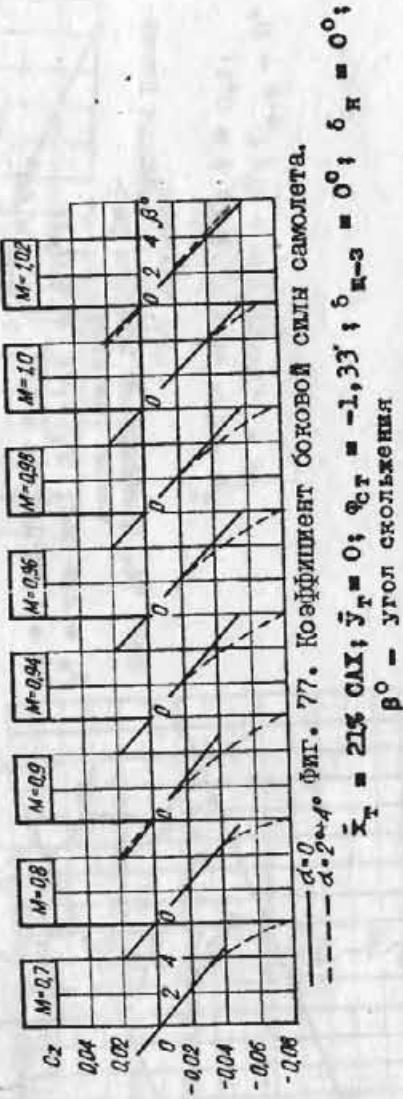


Фиг. 75. Коэффициент момента риска-
нья самолета.

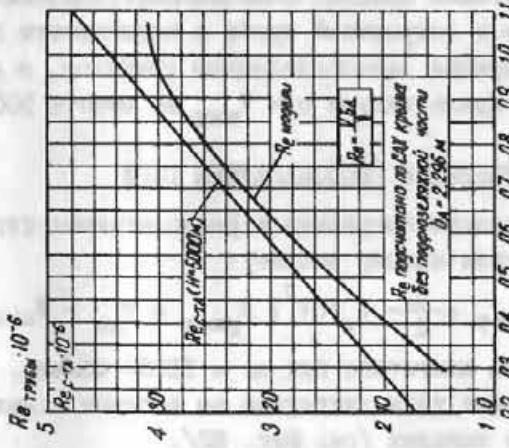
$\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}; \bar{y}_T = 0; \Phi_{\text{ст}} = -1,33^\circ; \delta_{\text{ш}-\alpha} = 0^\circ;$
 $\beta = 0^\circ - \text{угол скольжения}$



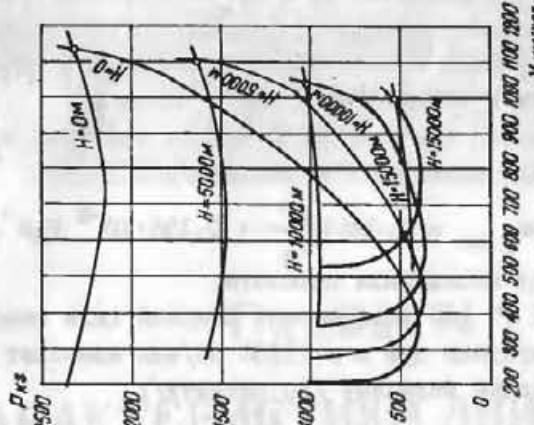
Фиг. 76. Коэффициент боковой силы самолета.
 $\delta_{\text{н-з}} = 0^\circ$; $M=0,2$;
 $R_e = 1,81 \cdot 10^6$,
 $\alpha = 0^\circ$; $\delta_h = 0^\circ$;
 β — угол скольжения



Фиг. 77. Коэффициент боковой силы самолета.
 $\gamma_r = 21^\circ 4'$; $\bar{\gamma}_r = 0$; $\phi_T = -1,33^\circ$; $\delta_{\text{н-з}} = 0^\circ$; $\delta_h = 0^\circ$;
 β — угол скольжения



Фиг. 78. Числа Re для самолета в полете ($H = 5000$ м) и для модели в скоростной трубе



Фиг. 79. Расчетные расположенные и погребные тяги самолета
 $G_0 = 5110$ кг; $G_5 = 5030$ кг;
 $G_{10} = 4935$ кг; $G_{15} = 4790$ кг

Индекс "1" соответствует исходной центровке /приведенной на графиках/, индекс "2" - новой центровке.

Формула достаточно точна для значений угла атаки не более 15°.

На фиг. 67 - 75 приведены графики коэффициентов моментов крена и рысканья самолета m_x и m_y . Эти графики также показывают, что самолет сохраняет боковую устойчивость, а элероны и руль поворота - свою эффективность во всем диапазоне углов атаки и отклонений рулей и чисел M .

Работа двигателя при $n = 11560$ об/мин изменяет m_y самолета на следующую величину /по расчету/:

$$\Delta m_y \text{дв} = 0,0283 \frac{\beta^0}{V_S} + 0,198 \cdot 10^{-6} V_S \beta^0,$$

где β^0 - угол скольжения самолета.

На фиг. 76 и 77 дан коэффициент боковой силы самолета c_z . Работа двигателя при $n = 11560$ об/мин изменяет c_z самолета на следующую величину /по расчету/:

$$\Delta c_z \text{дв} = 0,065 \frac{\beta^0}{V_S} - 0,455 - 10^{-6} V_S \beta^0.$$

На фиг. 78 помещены кривые, показывающие значения чисел Re крыла модели в скоростной трубе в зависимости от числа M , соответствующие вышеприведенным графикам, и для сравнения числа Re крыла натуры при V_{max} на высоте 5000 м.

3. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ ТЯГИ

На фиг. 79 показаны потребные и располагаемые тяги самолета по аэродинамическому расчету:

$$P_{\text{потреб}} = \frac{1}{2} C_x \rho S V^2; P_{\text{расп}} = P_{\text{дв}} - P_{\text{кан}},$$

где $P_{\text{дв}}$ - тяга двигателя при $n = 11560$ об/мин,

$P_{\text{кан}}$ - потеря тяги двигателя во входном и выходном каналах /см. фиг. 82/.

Минимальная тяга, потребная для горизонтального полета на всех высотах, равна 380 - 390 кг.



Глава VI

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ И РАСХОДЫ ТОПЛИВА

На фиг. 80 - 93 и табл. I3 и I4 приведены характеристики реактивного двигателя ВК-1, принятые ОКБ завода № 155 для аэродинамических расчетов, а также числа оборотов и расходы топлива, полученные в полете.

Максимальная тяга двигателя достигается /см. фиг. 80, табл. I3/ у земли на стоянке при $n = 11560$ об/мин и равна $P_0 = 2700$ кг. Тяга резко падает с высотой и равна, например, на высоте 15000 м - 450-550 кг / $n = 11560$ об/мин/.

При постоянной высоте тяга несколько понижается до скорости $V = 600 - 800$ км/час, а затем начинает плавно нарастать. Так, на высоте $H = 0$ при $V = 700$ км/час и $n = 11560$ об/мин $P = 2350$ кг / $0,87P_0$ /.

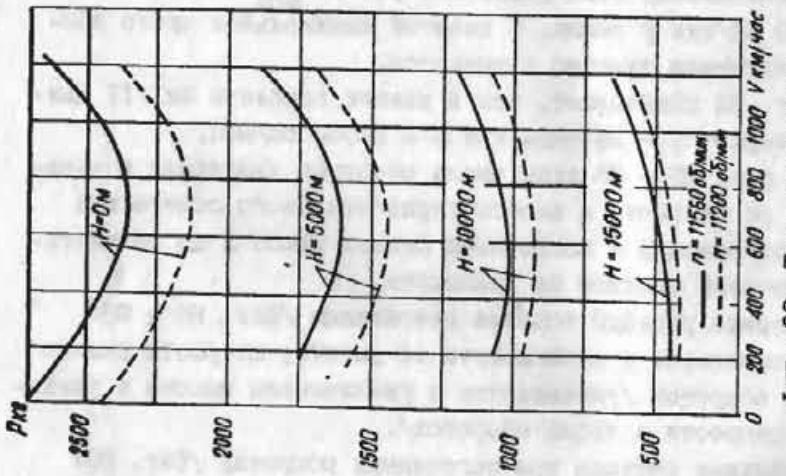
Тяга резко падает с уменьшением числа оборотов двигателя. Минимальная тяга двигателя равна $P_{min} = 75$ кг при $n = 2500$ об/мин у земли. С высотой минимальное число оборотов двигателя заметно повышается.

Фиг. 82 показывает, что в канале самолета МиГ-17 двигатель теряет 7 - 9% тяги при $n = 11560$ об/мин.

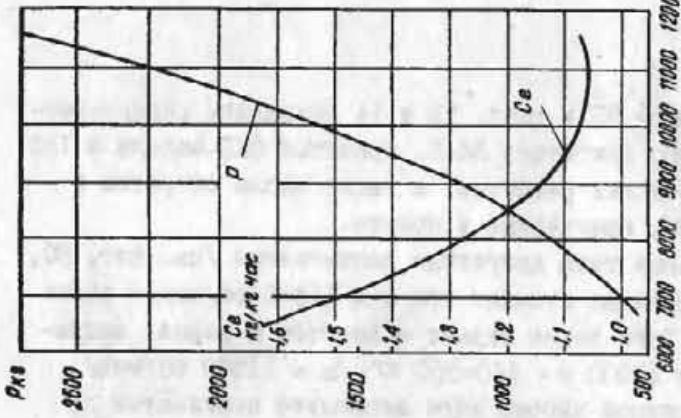
На фиг. 83 - 85 даны числа оборотов двигателя в зависимости от скорости и высоты горизонтального полета без подвесных баков и с подвесными баками 2Х400 л по результатам испытаний полетов на дальность.

Часовые расходы топлива двигателем /фиг. 86 - 88/ резко изменяются в зависимости от высоты, скорости полета и числа оборотов /уменьшаются с увеличением высоты и уменьшением скорости и числа оборотов/.

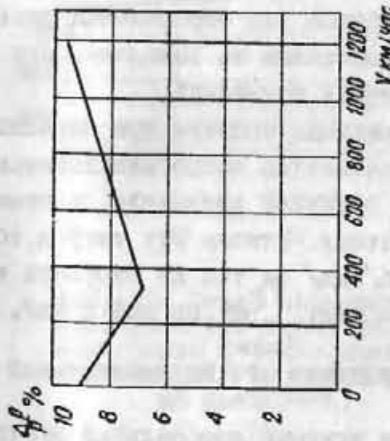
Удельные расходы при постоянных оборотах /фиг. 89/ также уменьшаются при увеличении высоты и уменьшении скорости.



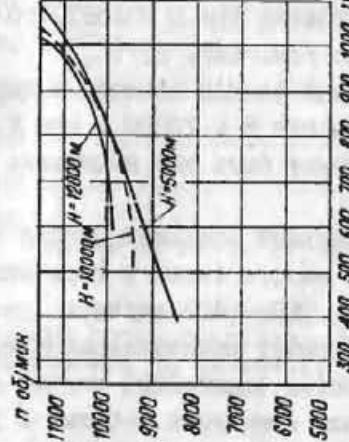
ФИГ. 80. Тяга двигателя
ВК-1
(принятая в аэроди-
намическом расчете)



ФИГ. 81. Стендовая ха-
рактеристика двигателя
ВК-1.
(При $n = 11200$ об/мин,
 $C_e = 1.06$ кг/кг час)



ФИГ. 82. Потери в канале
двигателя ВК-1



ФИГ. 83. Число оборотов двигате-
ля при горизонтальном полете по
испытаниям на дальность (скорость
истинная)

Начиная с больших высот $H > 10000 - 11000$ м/ удельный расход несколько повышается.

На фиг. 90 показаны удельные дроссельные расходы топлива при горизонтальном полете в зависимости от скорости и высоты полета /расчет по материалам летных испытаний/.

Абсолютный минимальный удельный расход топлива достигается у земли на стоянке при $n = 10870$ об/мин и равен $c_{\text{min}} = 1,05$ кг/кг час /см. фиг. 81/.

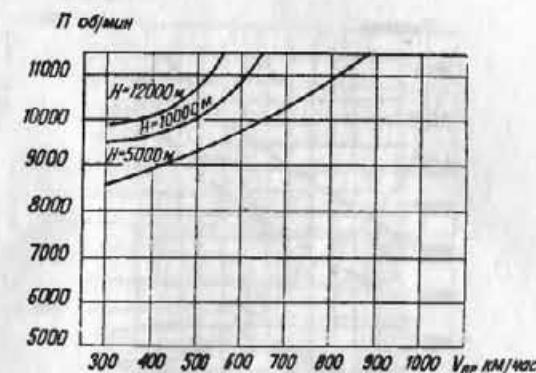
Минимальный удельный расход топлива в горизонтальном полете получается на высоте $H = 12000$ м при $V = 830$ км/час / $V_{\text{пр}} = 440$ км/час/ и может быть еще несколько меньшим на большей высоте.

Абсолютный максимальный удельный расход топлива получается, исключая режим малого газа, в горизонтальном полете у земли на скоростях 300 - 400 км/час.

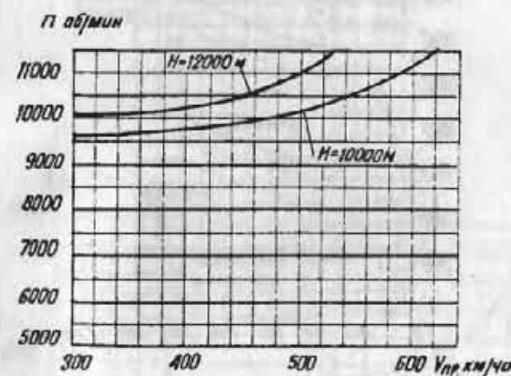
При постоянных оборотах максимальные удельные расходы получаются на скоростях около 1000 км/час /см. фиг. 89/.

На фиг. 91 показано изменение часовых и удельных расходов топлива, отнесенных соответственно к расходу топлива на номинальном режиме при $n = 11200$ об/мин в зависимости от тяги двигателя, отнесенной к тяге на номинальном режиме. Этот график приближенно действителен для всех высот полета. График используется для определения расходов топлива двигателем, установленным на самолете, при расчете дальности полета до летных испытаний.

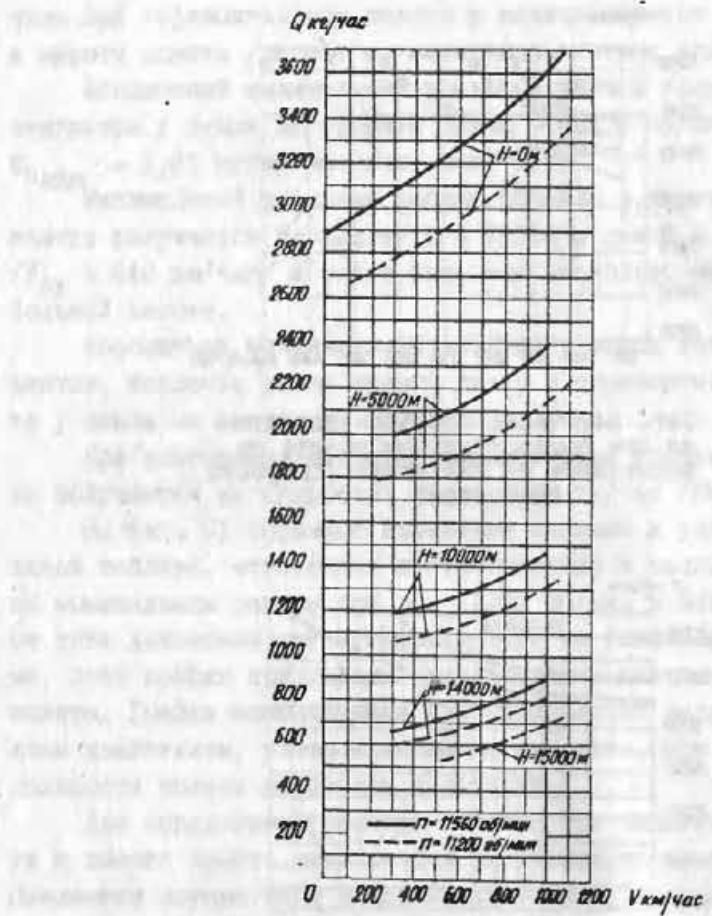
Для определения расхода топлива при заданной скорости и высоте полета вычисляется потребная тяга, к ней добавляются потери тяги в канале двигателя, а сумма дает дроссельную тягу двигателя. Относя эту тягу к номинальной тяге /при $n = 11200$ об/мин/ на той же скорости и высоте, получаем относительную тягу $\frac{P_{\text{др}}}{P_{\text{ном}}}$; по ней с фиг. 91 снимаем отношение $\frac{Q_{\text{др}}}{Q_{\text{ном}}}$ и, умножив его на номинальный расход на тех же V и H , получаем искомый дроссельный расход топлива.



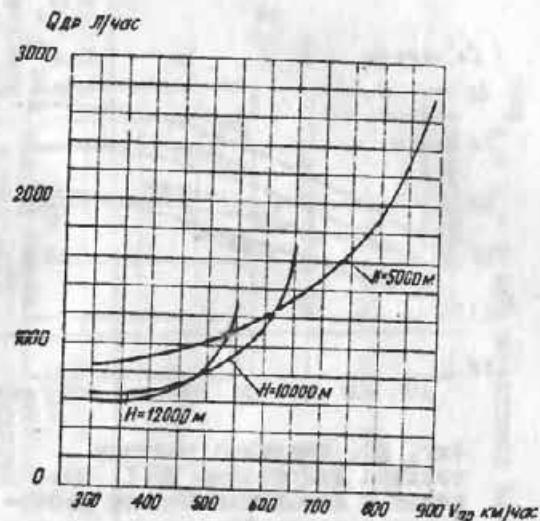
Фиг. 84. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете по испытаниям на дальность (скорость приборная)



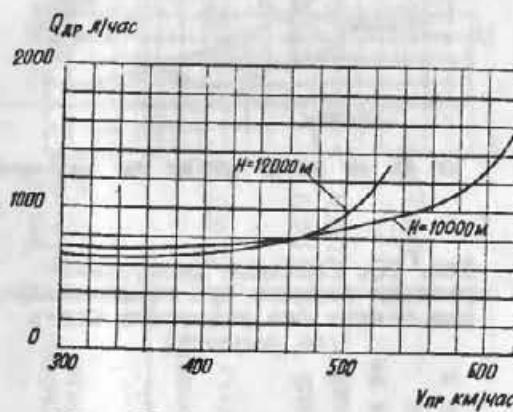
Фиг. 85. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете с подвесными баками 2x400 л (по испытаниям на дальность)



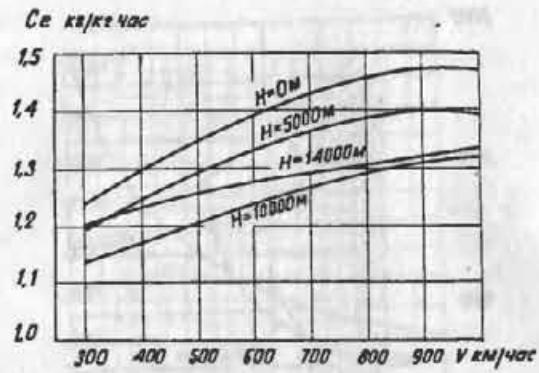
Фиг. 86. Часовые расходы топлива двигателем ВК-1 (принятые в аэродинамическом расчете)



Фиг. 87. Дроссельные часовые расходы топлива при горизонтальном полете без подвесных баков (по гос. испытаниям)

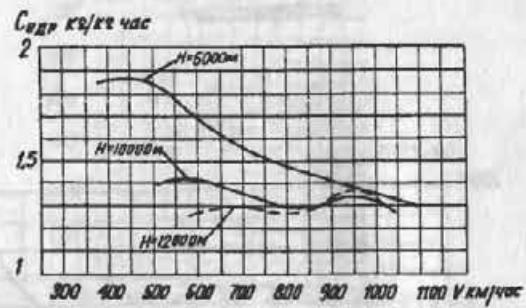


Фиг. 88. Дроссельные часовые расходы топлива при горизонтальном полете с подвесными баками 2х400 л до сбросывания баков (по гос. испытаниям)



Фиг. 89. Удельные расходы топлива двигателем Бк-І, принятые в аэродинамическом расчете.

$n = 11560 \text{ и } 11200 \text{ об/мин}$



Фиг. 90. Удельные дроссельные расходы топлива при горизонтальном полете без подвесных баков (по расчету)

Таблица 13

Характеристика двигателя Бк-І
/принятая для аэродинамических расчетов в стандартных условиях/

Режим работы двигателя	Число оборотов в об/мин	Часовой расход топлива на стенде в кг/час	Удельный расход топлива на стенде в кг/кг·час	Допустимое время работы в мин.	Расчетный расход воздуха при $V = 0$ и $H = 0$ в кг/сек
Боевой, взлетный	11560+40-20	+неогран. -50 2700	2890	1,07+0,03 xx	51
Номинальный ..	11200	2400	2550	60	49,5
Крейсерский ..	10870	2160	2270	Не ограничено	48
Малый газ на стоянке	2500+100	75	350 ^x	10	-
Малый газ в полете	-	-	-	Не ограничено	-

Дополнительный расход воздуха через канал для обдува двигателя при $H = 0$ и $V_{\max} = 1,5 - 2,0 \text{ кг/сек}$.

^xПо данным завода № 117 Q_{хол.}хода должно быть не выше 450 кг/час.

xx 5 мин. в горизонтальном полете на высотах менее H равной 10000 м;

10 мин. в горизонтальном полете, на высоте более 10000 м;

10 мин. в наборе высоты на всех высотах.

Примечание. Дроссельные расходы отнесены к номинальному режиму $n = 11200$ об/мин.

П р и м е р: $H = 10000$ м.

$$V = 750 \text{ км/час} / V_{\text{пр.}} = 454 \text{ км/час}.$$

$$G = 4935 \text{ кг} / \text{без подвесных баков}.$$

Из аэродинамического расчета /см. фиг. 79/ $P_{\text{потр.}} =$

$$= 440 \text{ кг; по фиг. 82 } \frac{\Delta P}{P} \text{кан} = 0,082. \text{ Следовательно}$$

$$P_{\text{дв.дрос.}} = \frac{P_{\text{потр}}}{1 - \frac{\Delta P_{\text{кан}}}{P}} = \frac{440}{1 - 0,082} = 479 \text{ кг; по фиг. 80}$$

$$P_{\text{ном}} = 930 \text{ кг. Для } \frac{P_{\text{др}}}{P_{\text{ном}}} = \frac{479}{930} = 0,515; \text{ по фиг. 91 } \frac{Q_{\text{др}}}{Q_{\text{ном}}} =$$

$$= 0,540 \text{ и по фиг. 86 } Q_{\text{ном}} = 1185 \text{ кг/час.}$$

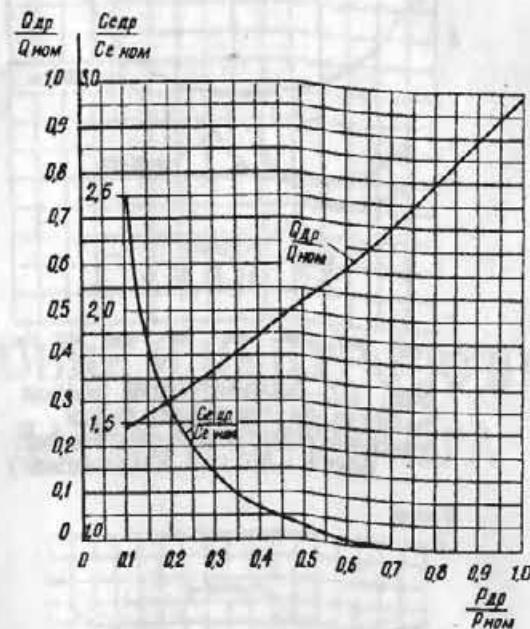
$$\text{Таким образом, } Q_{\text{др}} = 1185 \cdot 0,540 = 640 \text{ кг/час.}$$

В случае остановки двигателя в полете он надежно запускается на следующих высотах и скоростях полета /см. табл. I4/.

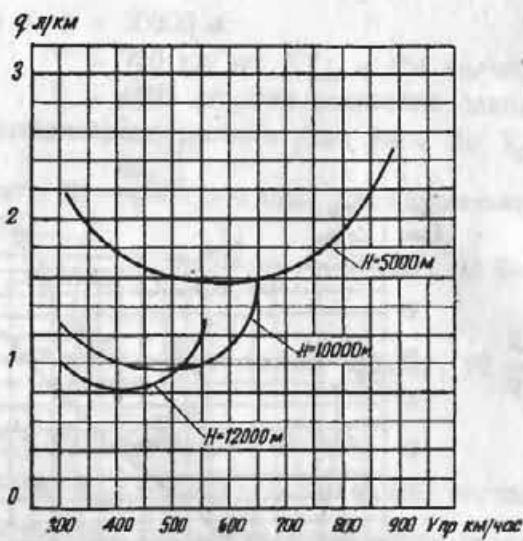
Т а б л и ц а I4

Высота в м	Скорость по прибору в км/час	Обороты неработающего /авторотирующего/ двигателя в об/мин
6000	300 - 320	800 - 950
5000	300 - 400	800 - 1150
4000	300 - 450	800 - 1230
3000	300 - 500	800 - 1350

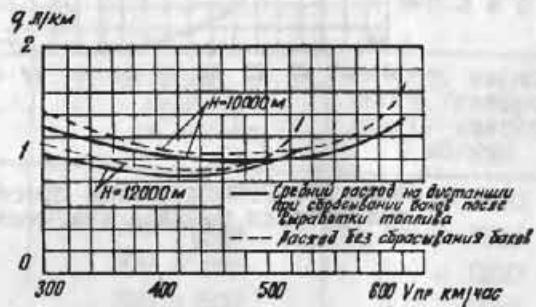
С увеличением скорости условия запуска ухудшаются.



Фиг. 91. Относительные дроссельные расходы топлива двигателем ВК-1



Фиг. 92. Километровый расход топлива на горизонтальном участке полета без подвесных баков (по гос. испытаниям)



Фиг. 93. Километровый расход топлива на горизонтальном участке полета с подвесными баками 2x400 л (по гос. испытаниям)

Глава VII

ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Ниже приведены весовые и центровочные данные различных вариантов загрузки самолета МиГ-17 с ВК-1.

Табл. I5 - Сводка вариантов центровок самолета МиГ-17.

Табл. I6 - Вес крупных отъемных частей пустого самолета.

Табл. I7 - Весовая сводка и центровка нормальной нагрузки и оборудования самолета.

На фиг. 94 изображено расположение САХ с указанием положения центровочных осей x и y .

На фиг. 95 и 96 изображены кривые изменения центровки самолета в полете от выгорания топлива и расхода патронов для пентровок, приведенных в таблицах.

На фиг. 97 приведены моменты инерции самолета J_A , J_B и J_C .

Сводка вариантов центровки самолета МиГ-17

/ с бронеспинкой δ = 16 мм и бронезаголовником δ = 16 мм/

Таблица 15

Наименование	Центровка в % САХ	Нагрузка в кг											
		Топливо γ = 0,83			Бензин 2x400 л			Масло 2			Масло 2x400 л		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Самолет с нормальной нагрузкой	3798	1035	138	-	1173	6	-	100	123	1402	5200	22,6	21,5
Самолет перед посадкой без патронов, но с остатком топлива 10%	3798	117	-	-	117	6	-	100	-	223	4021	29,8	28,3
Предельно-передняя центровка	3798	755	-	-	755	6	-	100	123	984	4782	21,7	20,5
Предельно-задняя центровка	3798	-	-	-	-	6	-	100	-	106	3904	31,0	29,5

Наименование	Центровка в % САХ	Перегрузочный вариант											
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Самолет с подвесными баками 2 400 л ...	3806 ^x	1035	138	664	1837	6	58	100	123	2124	5930	23,9	22,9

^x В вес пустого самолета включен вес замков подвески баков в кг.

Таблица 16

I. Вес крупных отъемных частей пустого самолета
/без полезной нагрузки/

1. Носовая часть фюзеляжа с управлением, оборудованием, вооружением, фонарем, передней ногой шасси, топливным баком и рамой двигателя /без двигателя/	1389 кг
2. Двигатель НК-1 с агрегатами, находящимися на нем, и удлинительной трубой	988 кг
3. Хвостовая часть фюзеляжа с оперением, управлением, оборудованием и топливным баком	514 кг
4. Отъемы крыла с управлением, оборудованием и стойками шасси /две/	907 кг

2. Вес некоторых агрегатов конструкции

I. Головная часть фюзеляжа /конструкция/ ...	390 кг
2. Фонарь с козырьком и бронестеклом	57,4 кг
3. Хвостовая часть фюзеляжа	257 кг
4. Крыло с болтами и зализами /2 отъема/ ...	609 кг
5. Стабилизатор с центральным балансиром ...	56,8 кг
6. Рули высоты с балансиром /2 шт./	18,9 кг
7. Киль нижний с управлением	58,3 кг
8. Киль верхний	15,4 кг
9. Руль поворота с балансиром	21,2 кг
10. Передняя стойка шасси с механизмом подъема	37,5 кг
II. Переднее колесо 480x200	14 кг
12. Основные стойки шасси с механизмом подъема /2 шт./	99 кг
13. Основные колеса 660x160B /2 шт./	92 кг
14. Удлинительная труба двигателя	60,5 кг
15. Двигатель с соплом	892 кг
16. Рама крепления двигателя	17 кг
17. Топливный бак № 1 с клапаном отрицательных перегрузок	55,1 кг
18. Топливный бак № 2 с насосом ШР-1	21,9 кг

Таблица 17

Весовая сводка и центровка нормальной нагрузки
и оборудования

Наименование	P _x кгм	x м	r кг	y м	P _y кгм
Нормальная нагрузка	-997	-0,71	1402	-0,03	-42
Летчик с парашютом	-210	-2,10	100	0,35	35
Патроны НР-23 80 шт.	-68	-1,99	34	-0,47	-16
Патроны НР-23 80 шт.	-87	-2,56	34	-0,40	-14
Патроны Н-37 40 шт.	-125	-2,23	55	-0,45	-25
Топливо в баке № 1	-838	-0,81	1035	0	0
Топливо в баке № 2	324	2,35	138	-0,16	-22
Масло в системе	7	1,20	6	0	0
Оборудование кабины	-58	-1,87	31,0	0,13	4
Сиденье летчика с широмеханизмом /без бронезаго- ловника/	-51	-1,90	27,0	0,12	3
Направляющие рель- сы сиденья	-6	-1,81	3,5	0,26	I
Картодержатель ..	0	-2,50	0,1	0,14	0
Аптечка	-1	-1,81	0,4	0,25	0
Аэронавигационное оборудование ..	-42	-2,10	20,0	0,36	8
Доска с приборами	-42	-2,70	15,7	0,50	8
Проводка	-4	-2,35	1,7	0,40	I
Трубы ЛИИ с креп- лением	4	1,62	2,6	-0,27	-I
Электрооборо- дование	-166	-1,16	143,0	0,19	27

Наименование	P_x кгм	x м	p кг	y м	P_y кгм
Аккумулятор I2A-30 с контейнером ..	-II5	-3,65	31,6	0,38	I2
Генератор ГСК-3000 ..	5	0,38	12,5	0,46	6
Релейное устройство ..	0	0	3,6	0	0
Фильтр к генератору ..	0	0	2,5	0	0
ЦМК-3 в хвостовой части фюзеляжа ..	I8	2,25	8,0	0,25	2
ЦМК-45 в крыле ..	6	I,70	3,8	-0,24	-I
Электропроводка в носовой части фюзеляжа ..	-67	-I,56	43,0	0,27	II
Электропроводка в хвостовой части фюзеляжа ..	I3	2,08	6,3	0,10	I
Электропроводка в крыле ..	2	0,50	3,9	-0,10	0
Электрощиток правого пульта ...	-8	-2,50	3,0	0,36	I
Электрощиток левого пульта ..	-4	-2,57	I,4	0,38	I
Правый пульт ..	-8	-2,48	3,3	0,26	I
Левый пульт ..	-9	-2,43	3,7	0,28	I
Фара в крыле /левом/ ..	-4	-I,10	3,7	-0,05	0
Пусковая панель ..	2	0,20	I0,7	-0,6I	-7
Ракетница с ракетами ..	3	I,60	2,0	-0,59	-I
Радио и радиолокационное оборудование ..	-245	-I,86	I32,0	-0,0I	-I
РСИУ-3 ..	-I27	-2,70	47,0	0,45	2I

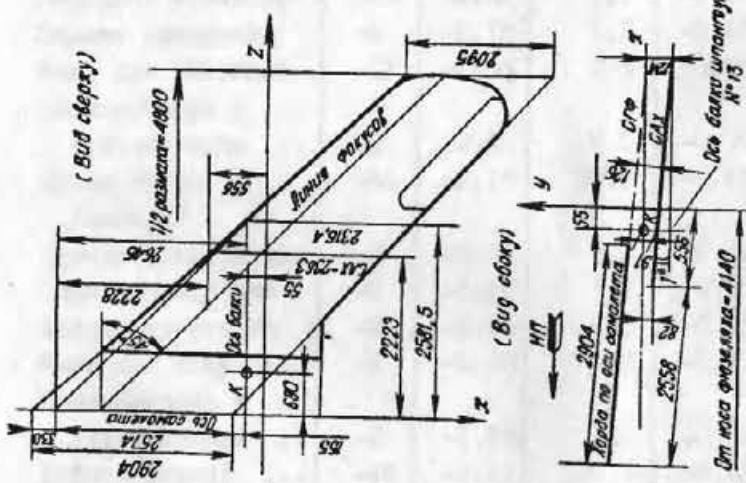
Наименование	P_x кгм	x м	p кг	y м	P_y кгм
СРО	-48	-2,82	I7,0	0	0
АРК-5	-56	-I,24	45,0	-0,29	-I3
РВ-2	-22	-I,22	I8,0	-0,39	-7
МРП-48	8	I,60	5,0	-0,40	-2
РСИУ-3	-I27	-2,70	47,0	0,45	2I
Приемник и передатчик	-73	-3,33	22,0	0,39	9
Альтернатор МА-I00 ..	-2I	-2,93	7,3	0,4I	3
Выпрямитель	-9	-I,30	6,7	0,40	3
Установка антенны	-3	-I,25	2,7	0,74	2
Щиток	-2	-2,22	I,0	0,50	I
Кабели с креплением	-I5	-2,62	5,7	0,30	2
Крепление приборов	-4	-2,60	I,6	0,40	I
СРО	-48	-2,82	I7,0	0	0
Приемо-передатчик	-39	-3,26	I2,0	0,II	I
Щиток	-2	-2,0I	I,0	0,35	0
Инерционный замыкатель	-I	-I,65	0,7	0,30	0
Антенна	0	-0,I7	0,7	-0,7I	-I
Кабели с креплением	-4	-2,0I	2,0	0	0
Крепление приборов	-2	-2,90	0,6	0	0
АРК-5	-56	-I,24	45,0	-0,29	-I3
Приемник с креплением	-37	-I,69	22,0	-0,36	-8
Рамка "Аракс-2I5"	I0	2,I4	4,9	-0,56	-3
МА-250	-I5	-I,60	9,6	-0,I7	-2
Щиток	-4	-2,2I	2,0	0,40	I
Антенна	-2	-I,87	0,9	0,99	I
Кабели с креплением	-5	-I,40	3,6	-0,4I	-I

Наименование	P_x кгм	x м	p кг	y м	P_y кгм
Крепление приборов	-3	-1,50	2,0	-0,41	-1
РВ-2	-22	-1,22	18,0	-0,39	-7
Приемо-передатчик	-14	-1,68	8,4	-0,40	-3
Умформер РУ-IIA ..	-6	-1,61	3,8	-0,17	-1
Приемная антenna	-1	-1,65	0,8	-0,73	-1
Передающая антenna	2	2,77	0,8	-0,60	0
Кабели с крепле- нием	-1	-0,36	3,0	-0,43	-1
Крепление приборов	-2	-1,60	1,2	-0,43	-1
МРП-48	8	1,60	5,0	-0,40	-2
Приемник	3	2,40	1,2	-0,52	-1
Рамка	6	2,64	2,3	-0,57	-1
Звонок	-1	-1,57	0,8	0,34	0
Кабели с крепле- нием	0	0	0,5	0,08	0
Крепление приборов	0	-1,85	0,2	0,08	0
Кислородное оборудо- вование	-71	-3,08	23,0	0,08	2
Кислородный баллон на 4 л	-25	-3,37	7,6	0,16	1
Кислородный баллон на 2 л	-15	-3,42	4,5	0,07	0
Кислородный баллон на 2 л	-15	-3,40	4,5	0,03	0
Приборы КП-14 с арматур.	-4	-2,00	1,9	0,24	0
Прибор КР-14	-1	-2,03	0,7	0,40	0
Кислородная маска с сумкой	-1	-2,24	0,6	0,45	0
Проводка с креп- лением	-5	-2,53	1,8	0,28	1
Крепление баллонов	-5	-3,40	1,4	0,05	0

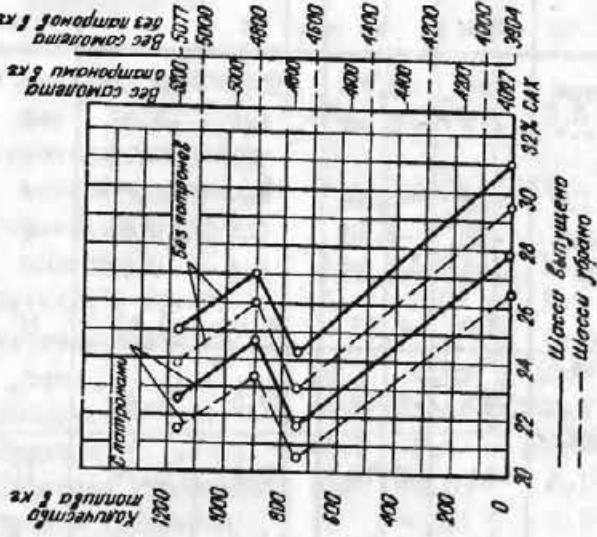
Наименование	P_x кгм	x м	p кг	y м	P_y кгм
Питание кабины ..	-17	-1,13	15,0	-0,20	-3
Обратный клапан ..	-1	-1,84	0,4	0,21	0
Теплоизоляция ...	0	-0,13	0,8	0,47	0
Кран питания	-2	-2,14	0,9	0,10	0
РД-2И	-5	-2,12	2,5	-0,14	0
Обдув козырька ..	-1	-2,65	0,4	0,70	0
Проводка с крепле- нием	-1	-0,16	6,5	0,16	1
Герметизация	-4	-1,93	2,3	0,45	1
Вентиляция	-3	-2,83	1,2	0,49	1
Двигательная уста- новка	1358	1,22	1108,0	-0,02	-24
Двигатель ВК-1 /су- хой, без сопла/	1056	1,20	880,0	-0,02	-18
Сопло двигателя ...	60	5,04	12,0	0	0
Рама крепления дви- гателя	6	0,34	17,0	0,15	3
Удлинительная труба 2,119 м, б = 1 мм	220	3,64	60,5	0	0
Крепление трубы ..	3	4,35	0,8	0,38	0
Топливный бак № 1 1245 л с крепле- нием	-34	-0,83	40,5	0	0
Топливный бак № 2 167 л с креплени- ем	41	2,35	17,5	-0,34	-6
Отсек отрицательных перегрузок	-10	-0,65	14,6	-0,53	-8
Насос ШР-1 с креп- лением	6	1,65	3,8	0,53	2
Трубопровод в фюзе- льяже	4	0,35	11,3	-0,27	-3
Трубопровод в крыле	3	0,65	4,9	-0,10	0

Наименование	P_x кгм	x м	p кг	y м	P_y кгм
Управление двигате- лем	-16	-2,46	6,5	0,12	I
Огнетушители с про- водкой и кислотой	3	0,18	15,0	-0,17	-3
Термопары с про- водкой	4	1,60	2,4	-	-
Датчики и прочее ..	6	1,07	5,4	0,12	I
Коробка приводов типа Д	6	0,35	15,8	0,47	7
Вооружение	-656	-2,46	268,0	-0,49	-131
Пушка Н-37	-249	-2,44	102,5	-0,60	-61
Переднее крепление	-14	-2,65	5,1	-0,59	-3
Заднее крепление	-2	-1,61	1,1	-0,59	-I
Ящик для снарядов	-15	-2,28	6,5	-0,45	-3
Звеньяотводы и гильзоотводы ..	-5	-2,25	2,1	-0,62	-I
Пушка НР-23 /пе- редняя/	-106	-2,73	39,0	-0,58	-23
Переднее крепление	-II	-2,80	4,1	-0,47	-2
Заднее крепление	-4	-2,15	1,7	-0,47	-I
Ящик для снарядов	-12	-2,56	4,5	-0,40	-2
Звеньяотводы и гильзоотводы ..	-5	-2,56	2,0	-0,56	-I
Пушка НР-23 /задняя/	-84	-2,16	39,0	-0,49	-19
Переднее крепление	-6	-2,44	2,3	-0,58	-I
Заднее крепление	-2	-1,58	1,2	-0,58	-I
Крепление ствола	-2	-3,06	0,9	-0,49	-
Ящик для снарядов	-8	-2,00	4,2	-0,47	-2
Звеньяотводы и гильзоотводы ..	-3	-1,98	1,4	-0,58	-I
Лафет /ферма/ ...	-46	-2,21	20,5	-0,55	-II
Затворы лафета ..	-5	-2,08	2,4	-0,42	-I

Наименование	P_x кгм	x м	p кг	y м	P_y кгм
Управление лафетом	-29	-2,78	10,2	-0,20	-2
Перезарядка	-12	-2,36	5,2	-0,35	-2
Прицел АСП-ЗН с креплением	-14	-2,52	5,7	0,73	4
Агрегаты к АСП-ЗН	-12	-2,98	3,9	0,46	2
Фотопулемет С-13	-10	-3,86	2,5	0,42	I
Бронирование	-167	-2,57	65,0	0,47	30
Броня перед летчи- ком $b = 10$ мм ..	-90	-3,06	29,5	0,26	7
Бронестекло с рам- кой $b = 64$ мм ..	-34	-2,72	12,4	0,78	10
Бронеспинка $b = 16$ мм	-27	-1,85	14,4	0,46	7
Бронезаголовник $b = 16$ мм	-16	-1,90	8,2	0,70	6



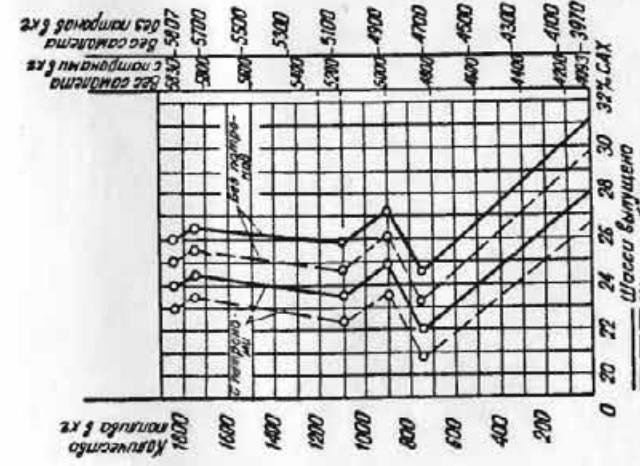
Фиг. 94. Расположение САХ (средней аэродинамической хорды крыла)



Фиг. 95. Изменение центровки самолета от выгорания топлива. Порядок выработки топлива из баков:

1. Из бака № 1
2. Из бака № 2
3. Остаток из бака № 1.

280 кг
288 кг
755 кг

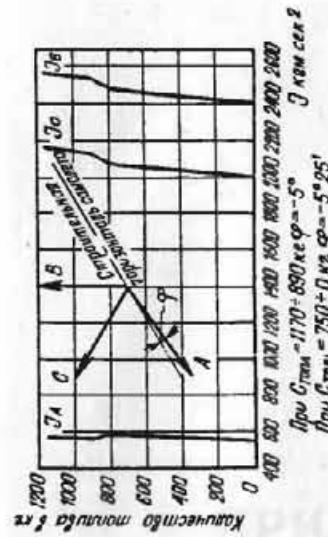


Фиг. 96. Перегрузочный вариант. Изменение центровки самолета от выгорания топлива с подвесными баками 2x400 л.

Порядок выработки топлива из баков:

1. Из бака № 1
2. Полностью из подвесных баков
3. Из бака № 1
4. Полностью из бака № 2
5. Остаток из бака № 1

80 кг
664 кг
200 кг
738 кг
755 кг



Фиг. 97. Изменение момента инерции самолета относительно главных осей в зависимости от выгорания топлива (массы убрано; с патронами).

Примечание. Отсутствие патронов уменьшает момент инерции на $750 + 0 \text{ кг} \cdot \varphi^{-2.5}$.

Фиг. 97. Изменение момента инерции самолета относительно главных осей в зависимости от выгорания топлива (массы убрано; с патронами).

При $\varphi_{стаб} = 170^\circ$, $J_{стаб} = 820 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2$

$J_{стаб} = 820 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2 \cdot \varphi^{-2.5}$

60 кгм сек²

ПРИЛОЖЕНИЯ

Все приложения к настоящему документу являются неотъемлемой частью настоящего технического регламента и обязательны для применения в соответствии с его положениями.

Приложение I

ФАКТИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

При государственных и специальных летных испытаниях в ГК НИИ ВВС на самолете было выполнено большое количество фигур высшего пилотажа и штопоров. Фактические данные части проведенных испытаний приводятся в табл. I8 и на фиг. 98 - I24 в виде графической записи изменения характеристик по времени.

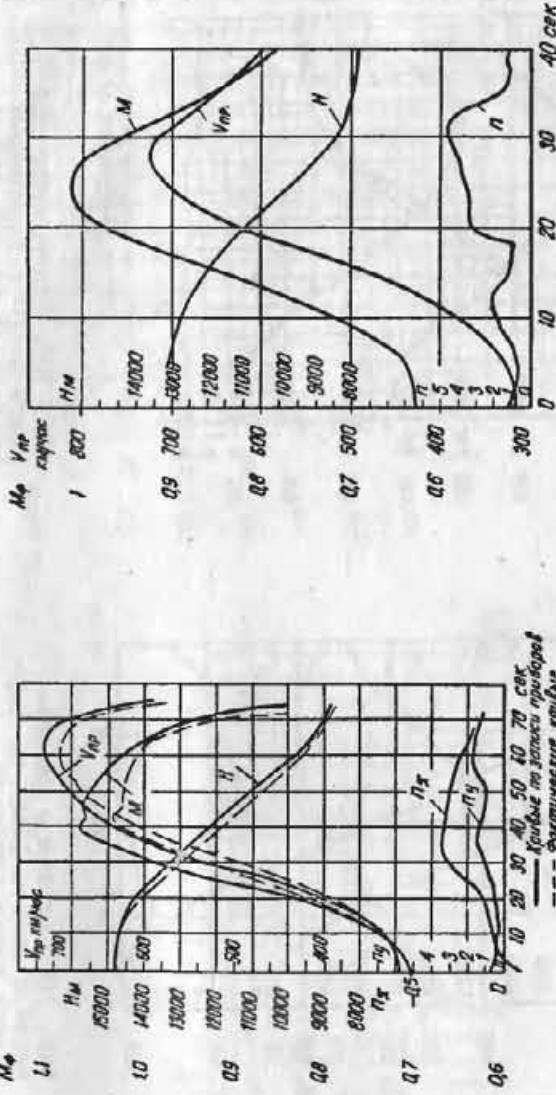
В табл. I8 даются сводные данные характеристик фигур пилотажа, помещенных на фиг. 98 - I21: пикирования, петли Нестерова, боевого разворота, переворота, бочки, полупетли с переворотом и на фиг. 45 - 46 - виражи.

На фиг. I22 - I24 приведены характеристики штопора.

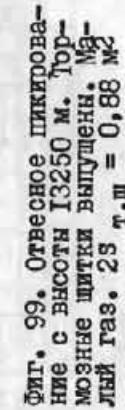
На графиках пикирований и переворотов даны два варианта значений M , H и V . Сплошными линиями нанесены записи самописцев, соответствующие показаниям визуальных приборов в данный момент времени. Пунктирными линиями нанесены фактические значения H , M и V . Разница между фактическими и приборными значениями H , M и V объясняется запаздыванием в передаче быстро изменяющегося при большой вертикальной скорости статического давления от ПВД к приборам.

Фигуры	Высота вывода в м	Изменение высоты в м	Скорость по прибору в км/час			Обороты двигателя в об/мин	Максимальная перегрузка	Время в сэкс
			вводе	выводе	максимальная			
Вираж	5000-10000	0	460-410	460-410	-	II560	3,5-2,4	32-56
Пикирование	10000-14800	-2500-6200	310-410	550-800	590-860	Малый газ	1,7-4,6	44-84
Летья Нестерова	5100-7200	2800-2900	870-770	770-640	670-770	II560	4,6-4,1	40-50
Боевой разворот	10100	2000	640	330	640	II560	2,2	50
Переворот ...	5300-14200	-2550-5300	740-310	840-600	910-630	Малый газ	6,2-3,5	22-38
Полупетля с переворотом ...	5200	2500	810	390	810	II560	4,5	19
Бочка	5150	150	616	590	616	-	3,3	8

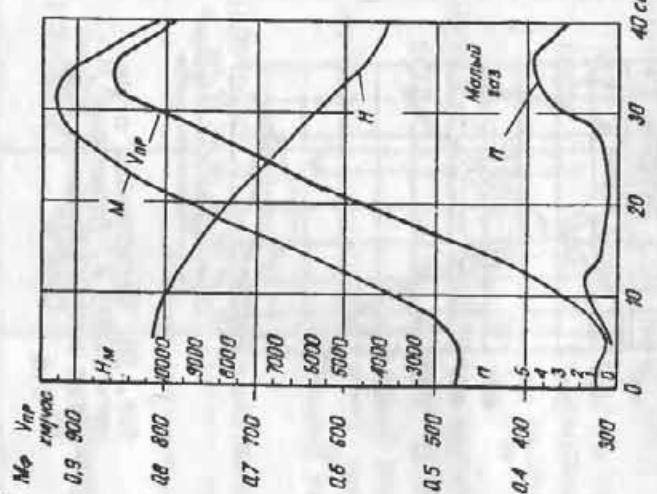
Примечания: 1. В таблице приведены диапазоны изменения величин, получавшихся при выполнении одинаковых фигур в разных полетах.
 2. На виражах углы крена изменились в пределах $65 - 73^\circ$, а пиктирование производилось с углами наклона к горизонту $23 - 90^\circ$.



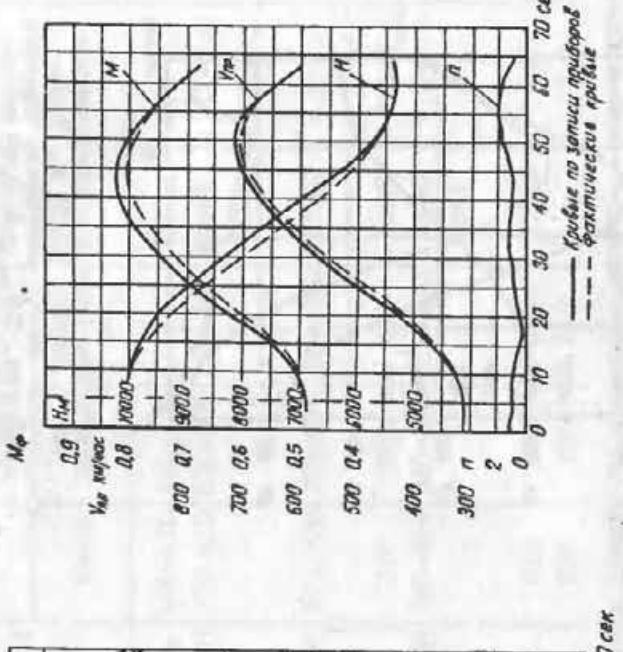
Фиг. 98. Пикирование с высоты 14800 м. Тормозные щитки выпущены. $n_2 = 0,88$ м². $t_{\text{п.щ}} = 0,88$ с



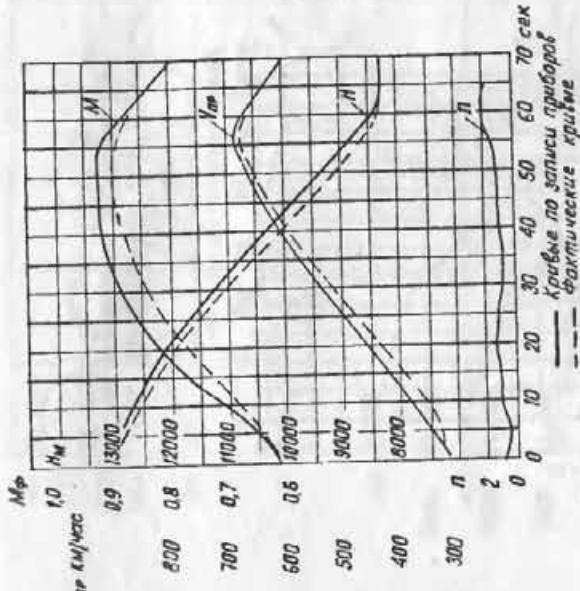
Фиг. 99. Отвесное пикирование с высоты 14800 м. Тормозные щитки выпущены. $n_2 = 0,88$ м². $t_{\text{п.щ}} = 0,88$ с



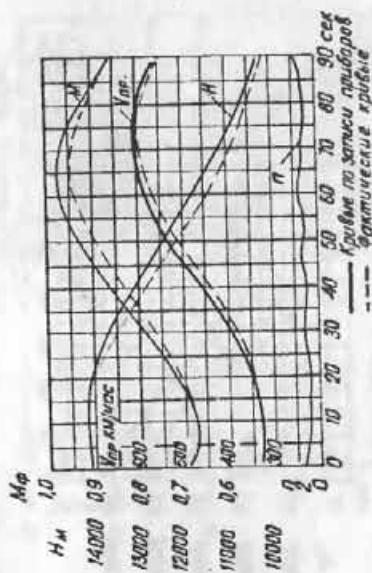
ФИГ. 100. Отвесное пикирование с высоты 10000 м. Горизонтальные щитки выпущены.
2S т.ш. = 0,88 м².



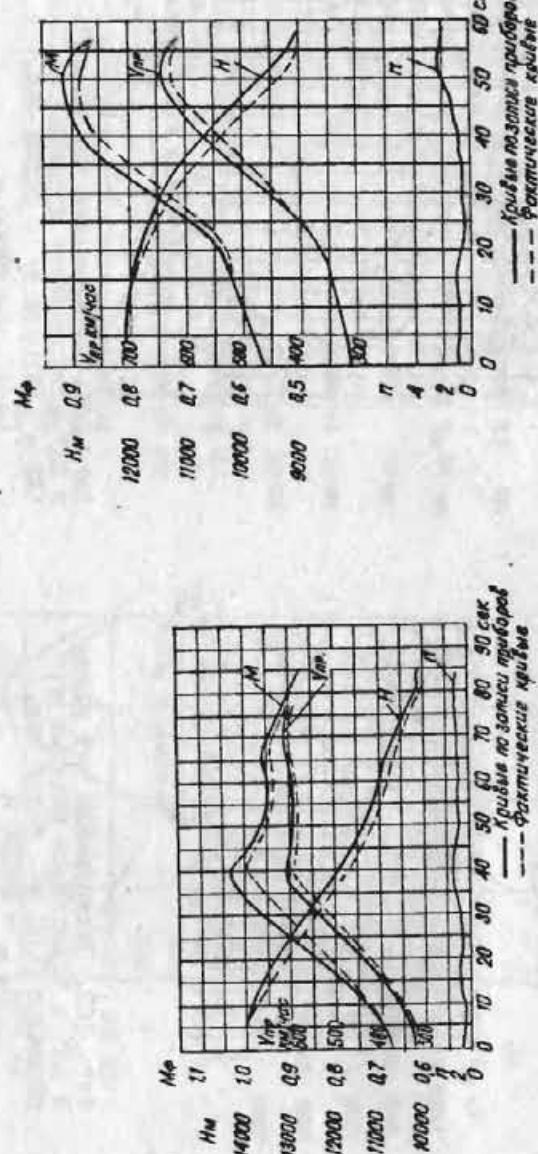
ФИГ. 101. Пикирование под углом в 60° с тормозными щитками (0,52 м²). Малый газ. Н_{в.в.} = 10000 м



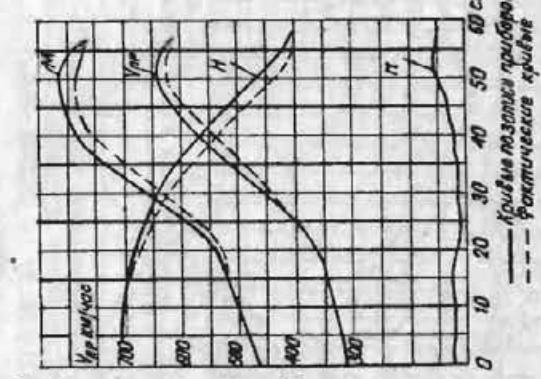
ФИГ. 103. Пикирование под углом в 23° с тормозными щитками (2S т.ш. = 0,52 м²). Малый газ. Н_{в.в.} = 13000 м



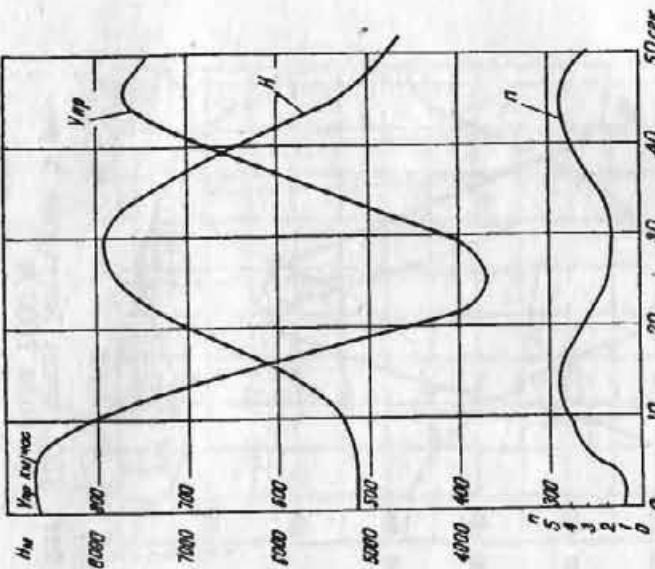
ФИГ. 102. Пикирование под углом в 35° с тормозными щитками с площадью 0,52 м². Малый газ. Н_{в.в.} = 14000 м



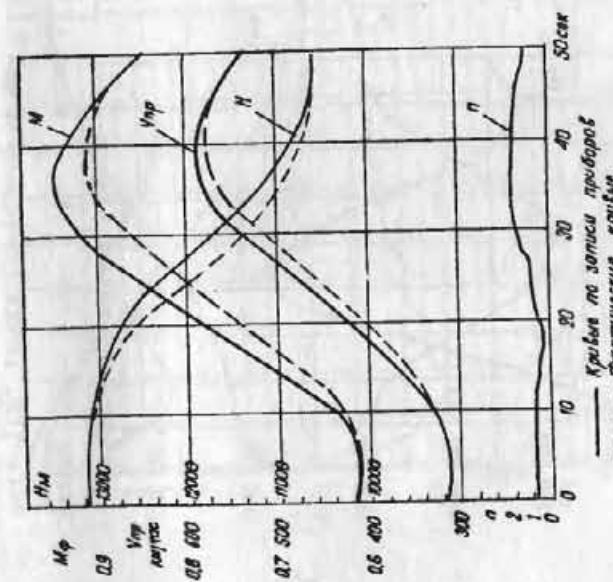
Фиг. 104. Пикирование с высоты 14000 м. Тормозные щитки выпущены после взвода ($25 \text{ т.ш} = 0,52 \text{ м}^2$)



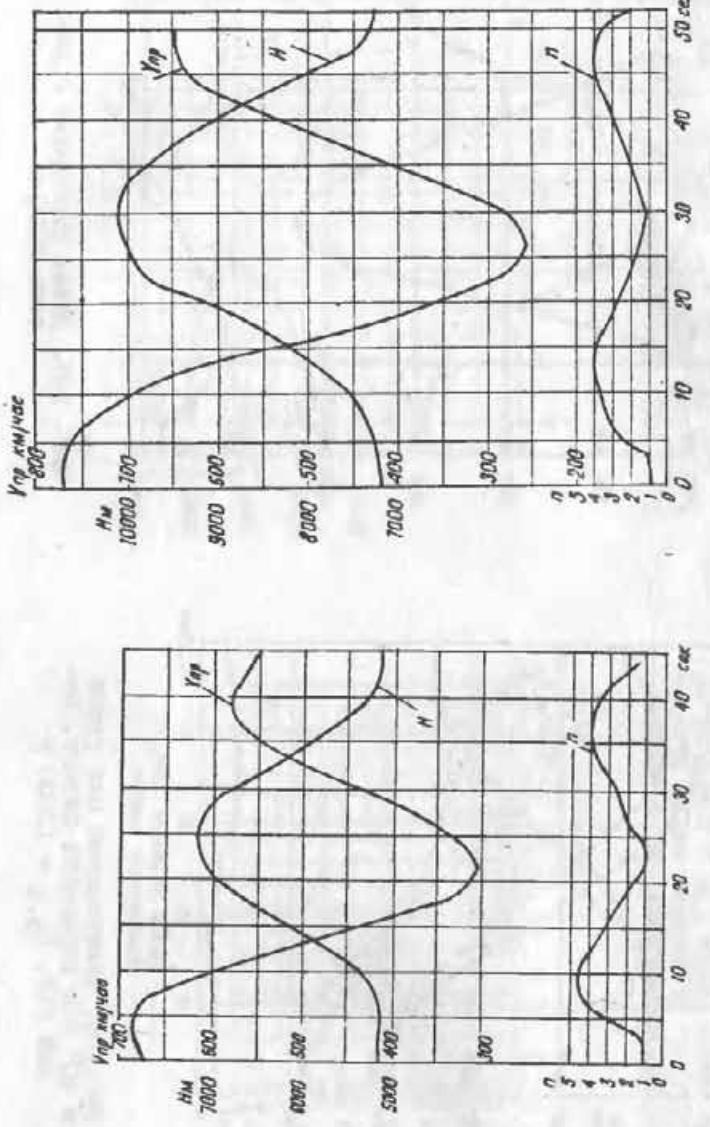
Фиг. 105. Пикирование под углом в 60° без тормозных щитков. Малый газ. $H_{B,B} = 12000 \text{ м}$



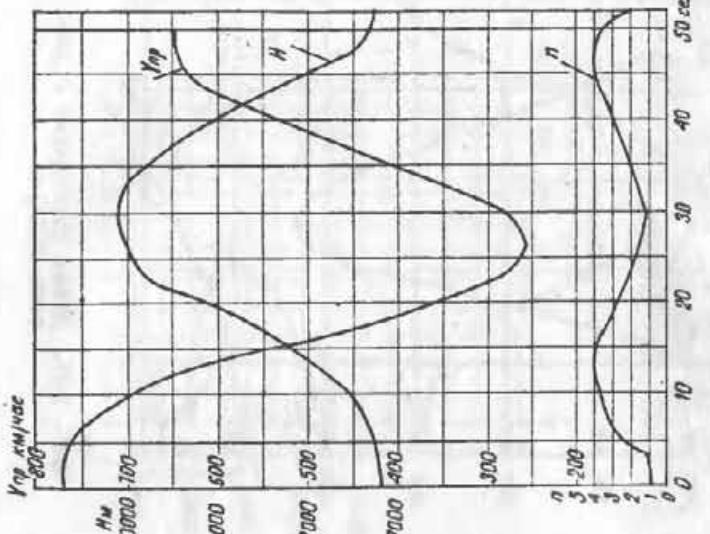
Фиг. 106. Пикирование под углом в 40° без тормозных щитков. Малый газ. $H_{B,B} = 13000 \text{ м}$



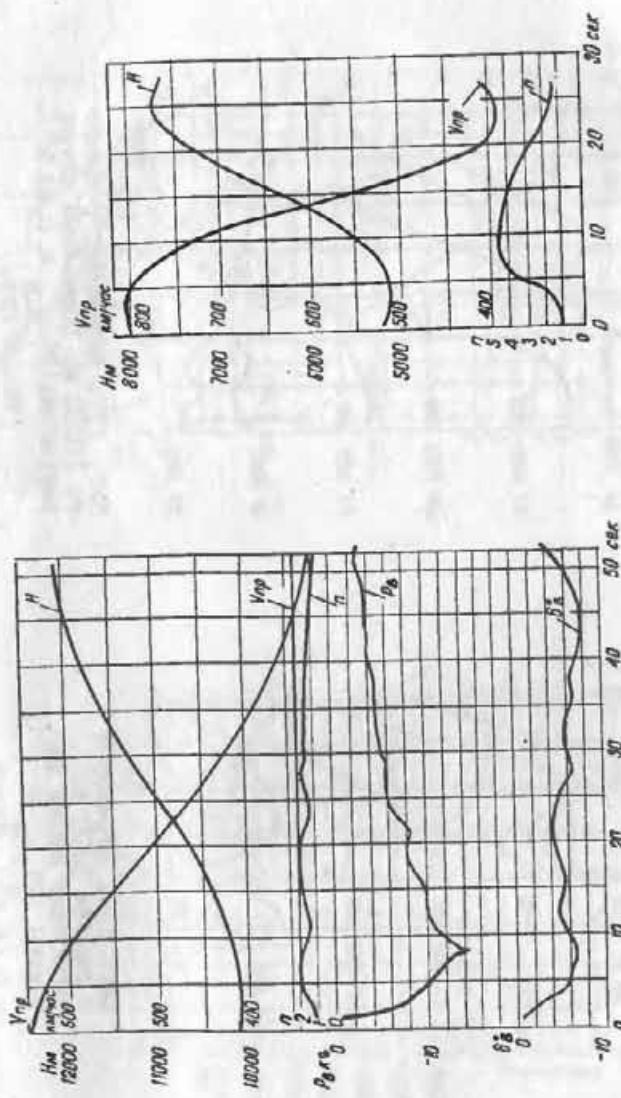
Фиг. 107. Пикировка Несторова с высоты 5000 м



Фиг. 108. Пётль Нестерова с высоты 5100 м на пониженной скорости

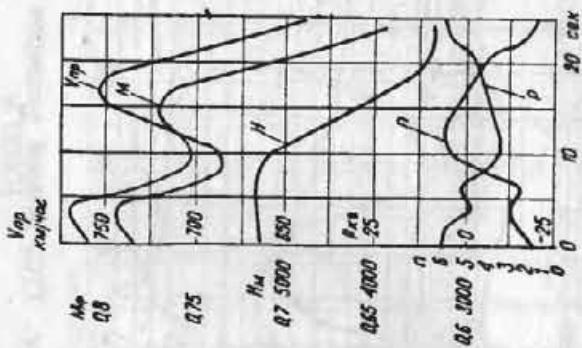


Фиг. 109. Пётль Нестерова с высоты 7000 м

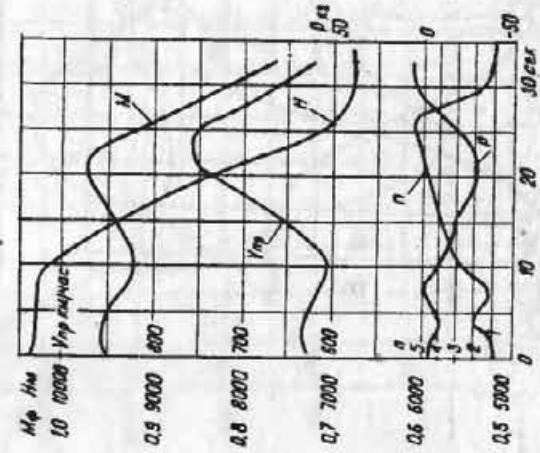


Фиг. 110. Боевой разворот с высоты 10000 м

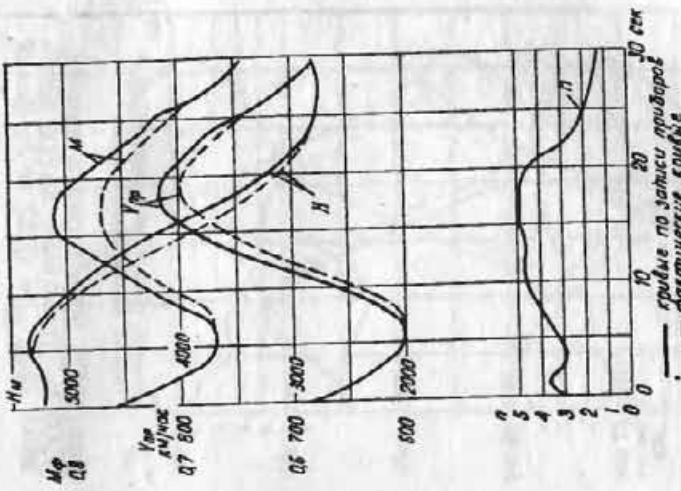
Фиг. III. Полупетля Нестерова с высоты 5200 м



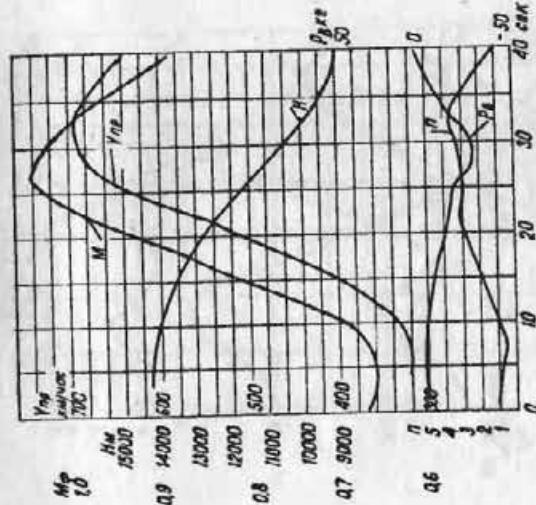
ФИГ. III2. Переворот с высоты 5300 м. Тормозные щитки выпущены ($2S_{T \cdot III} = 0,88 \text{ м}^2$). Малый газ



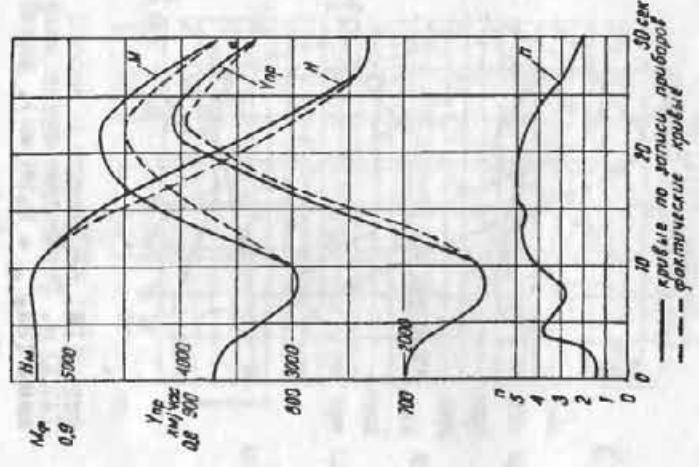
ФИГ. III3. Переворот с высоты 10300 м. Тормозные щитки выпущены ($2S_{T \cdot III} = 0,88 \text{ м}^2$). Малый газ.



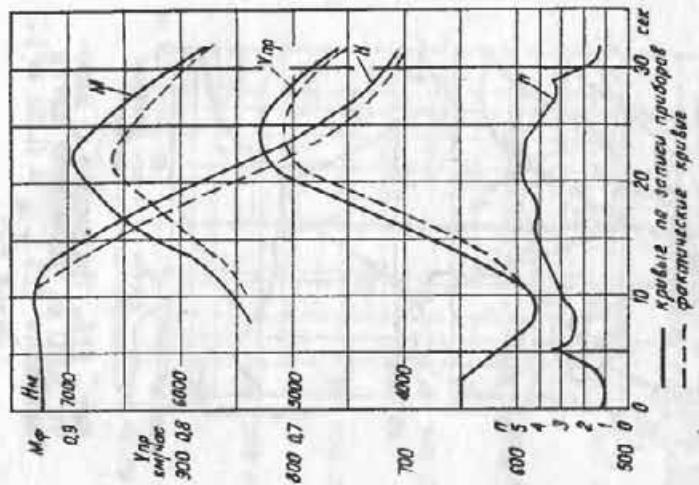
ФИГ. III5. Переворот с высоты 5000 м. Тормозные щитки выпущены ($2S_{T \cdot III} = 0,52 \text{ м}^2$). Малый газ



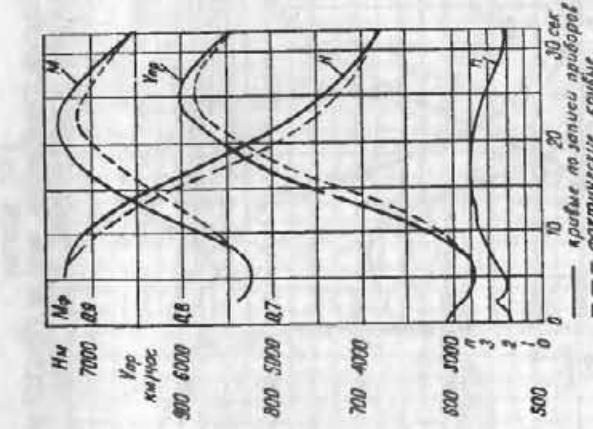
ФИГ. III4. Переворот с высоты 14200 м. Тормозные щитки выпущены ($2S_{T \cdot III} = 0,88 \text{ м}^2$). Малый газ



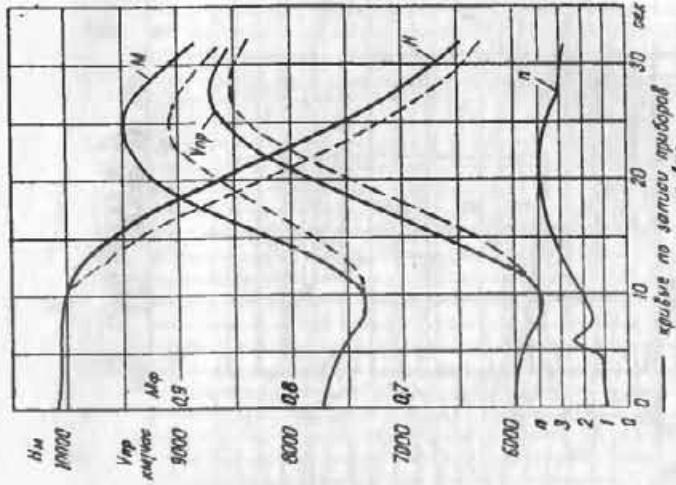
Фиг. III-6. Переворот с высоты 5000 м без тормозных щитков. Малый газ



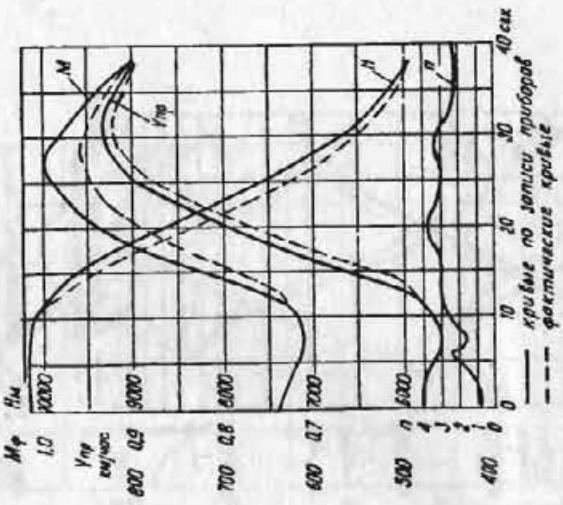
Фиг. III-7. Переворот с высоты 7000 м. Тормозные щитки выпущены ($2S_{T.P.} = 0,52 \text{ м}^2$). Малый газ



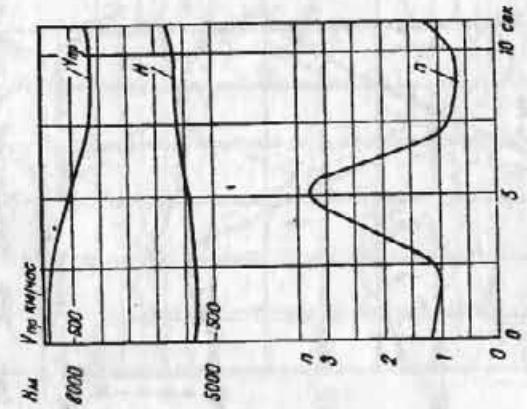
Фиг. III-8. Переворот с высоты 7000 м без тормозных щитков. Малый газ



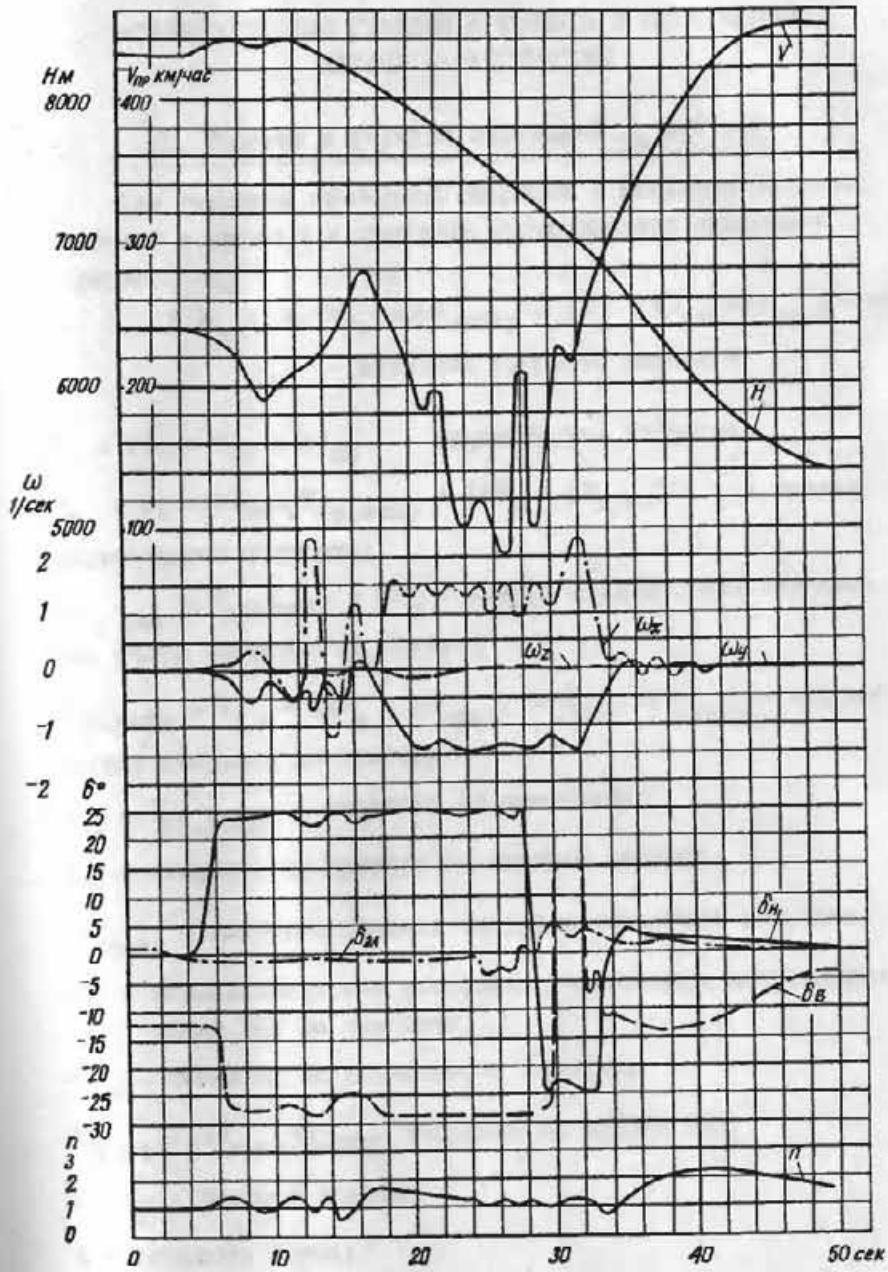
Фиг. III-9. Переворот с высоты 10000 м. Тормозные щитки выпущены ($2S_{T.P.} = 0,52 \text{ м}^2$). Малый газ



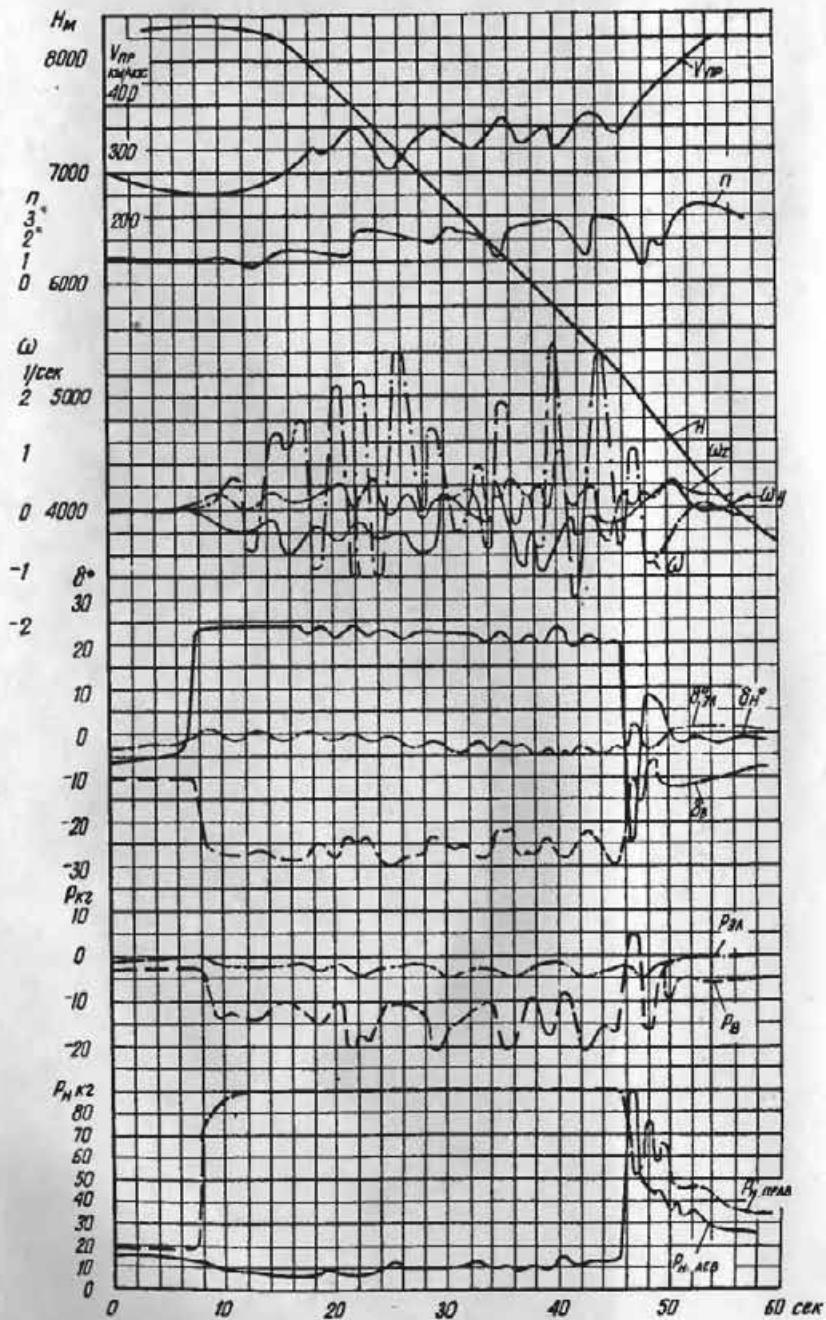
Фиг. 120. Поворот с высоты 10000 м без тормозных щитков.
Малый газ



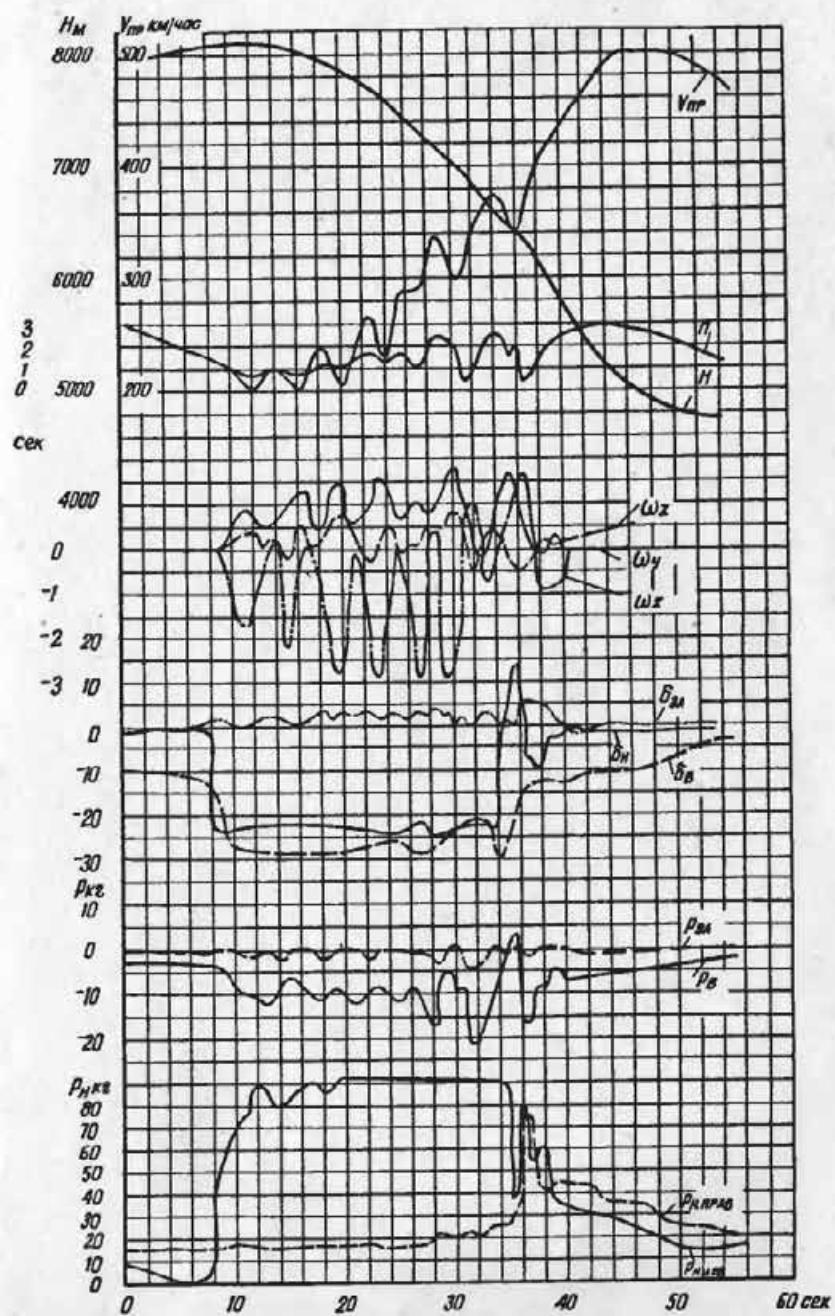
Фиг. 121. Вертка на ВИ-
коре 5000 м



Фиг. 122. Правый штопор до четырех витков. Элероны
нейтральны. Малый газ



Фиг. I23. Правый штопор до шести витков. Элероны нейтральны. Малый газ



Фиг. I24. Левый штопор до шести витков. Элероны нейтральны. Малый газ

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ГРАФИКИ И ФОРМУЛЫ К ОПРЕДЕЛЕНИЮ
ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

I. Графики и формулы перевода $V_{\text{пр}}$ в V и M

Для перевода приборной скорости в истинную скорость полета V и число M и наоборот употребляются следующие формулы:

$$V = \frac{V_1}{\sqrt{\Delta}} = (V_{\text{пр}} + \delta V_{\text{инстр}} + \delta V_a + \delta V_{\text{ск}} + \delta V_{\text{криз}}) \times \frac{1}{\sqrt{\Delta}}$$

— истинная скорость самолета;

$$V_1 = \sqrt{V\Delta} = V_{1z} + \delta V_{\text{ск}} \quad - \text{индикаторная скорость};$$

$$V_{1z} = V_1 - \delta V_{\text{ск}} = V_{\text{пр.испр}} + (\delta V_a + \delta V_{\text{криз}}) \quad - \text{земная индикаторная скорость};$$

$$V_{1z \text{ зам}} = V_{\text{пр.испр}} + \delta V_a \quad - \text{земная индикаторная скорость без учета поправки на кризис};$$

$$V_{\text{пр.испр}} = V_{1z} - (\delta V_a + \delta V_{\text{криз}}) = V_{\text{пр}} + \delta V_{\text{инстр}} \quad - \text{исправленая скорость по прибору};$$

$$V_{\text{сп}} = V_{\text{пр.испр}} \quad - \text{скорость по самописцу};$$

$$V_{\text{пр}} \quad - \text{скорость по прибору по широкой стрелке};$$

$$\delta V_{\text{инстр}} \quad - \text{инструментальная поправка указателя скорости};$$

$$\delta V_a \quad - \text{аэродинамическая поправка, учитывающая месторасположение ПВД на самолете};$$

$$\delta V_{\text{ск}} \quad - \text{поправка на сжимаемость воздуха};$$

$$\delta V_{\text{криз}} = \delta \bar{V}_{\text{криз}} V_{1z \text{зам}} \quad - \text{поправка на кризис ПВД};$$

$$M = \frac{V}{a} \quad - \text{число } M \text{ полета};$$

$$a \quad - \text{скорость звука};$$

$$q = \frac{\rho v^2}{2} - \text{скоростной напор полета, } \rho - \text{плотность воздуха.}$$

Формулы связи между $V_{\text{пр}}$ и V написаны в общем виде и справедливы как для фактических, так и для стандартных условий.

Обозначения полученных в полете скоростей записывают с индексом "ф", а приведенных к условиям стандартной атмосферы - с индексом "ст" /например, V_{Φ} или $V_{\text{ст}}$ /.

Ввиду того, что все скорости полета в настоящем описании приведены к условиям стандартной атмосферы, индекс "ст" в обозначениях опущен.

Для каждой высоты полета соотношение между приборной скоростью /по широкой стрелке/, числом M и скоростным напором не зависит от изменения температуры наружного воздуха, т.е. при любой температуре определенному значению $V_{\text{пр}}$ соответствует одно значение M и q .

Значения поправок $\delta V_{\text{сж}}$ и $\delta V_{\text{криз}}$ снятые с графиков, вводятся в формулы со своими знаками. Добавление $\delta V_{\text{пр}}$ поправки $\delta V_{\text{сж}}$ уменьшает значение V , а добавление $\delta V_{\text{криз}}$ увеличивает V .

Приемник воздушного давления самолета МиГ-17 марки ПД-3А установлен на крыле.

В таблицах и графиках настоящей книги принято:

$$\delta V_{\text{инстр}} = \delta V_{\text{криз}} = 0, \text{ а } \delta V_a = 0 - 5 \text{ км/час /в зависимости от скорости полета/}.$$

Подвесные баки 2×400 л самолета МиГ-17 практически не изменяют поправок δV_a и $\delta V_{\text{криз}}$.

На фиг. I25 дан график для перевода приборных скоростей в истинные при различных фактических температурах воздуха, построенный в соответствии с приведенными выше формулами, при $\delta V_{\text{инстр}} = \delta V_{\text{криз}} = \delta V_a = 0$.

По этому графику можно найти:

- а/ истинную скорость V по заданным $V_{\text{пр}}$, H и $t_{\Phi}^{\circ}\text{C}$ или
- б/ $V_{\text{пр}}$ по заданной истинной скорости V , H и $t_{\Phi}^{\circ}\text{C}$.

Пользование графиком показано на нем стрелками.

Например, при заданных $t_{\Phi} = -26^{\circ}$, $H = 3250$ м и $V_{\text{пр}} = 540$ км/час надо найти V ; проводим первую вертикальную линию из точки $t_{\Phi} = -26^{\circ}$ /на нижней горизонтали левой половины графика/ до пересечения ее с заданной высотой H /точка "а"/ и вторую вертикальную линию из точки $V_{\text{пр}} = 540$ км/час /на нижней горизонтали правой половины/. Пересечение горизонтальной линии от точки "а" с вертикальной линией от точки $V_{\text{пр}} = 540$ км/час дает значение истинной скорости $V = 608$ км/час. Таким же путем по заданным $t_{\Phi} = -10^{\circ}$, $H = 4700$ м и $V = 540$ км/час получаем $V_{\text{пр}} = 425$ км/час.

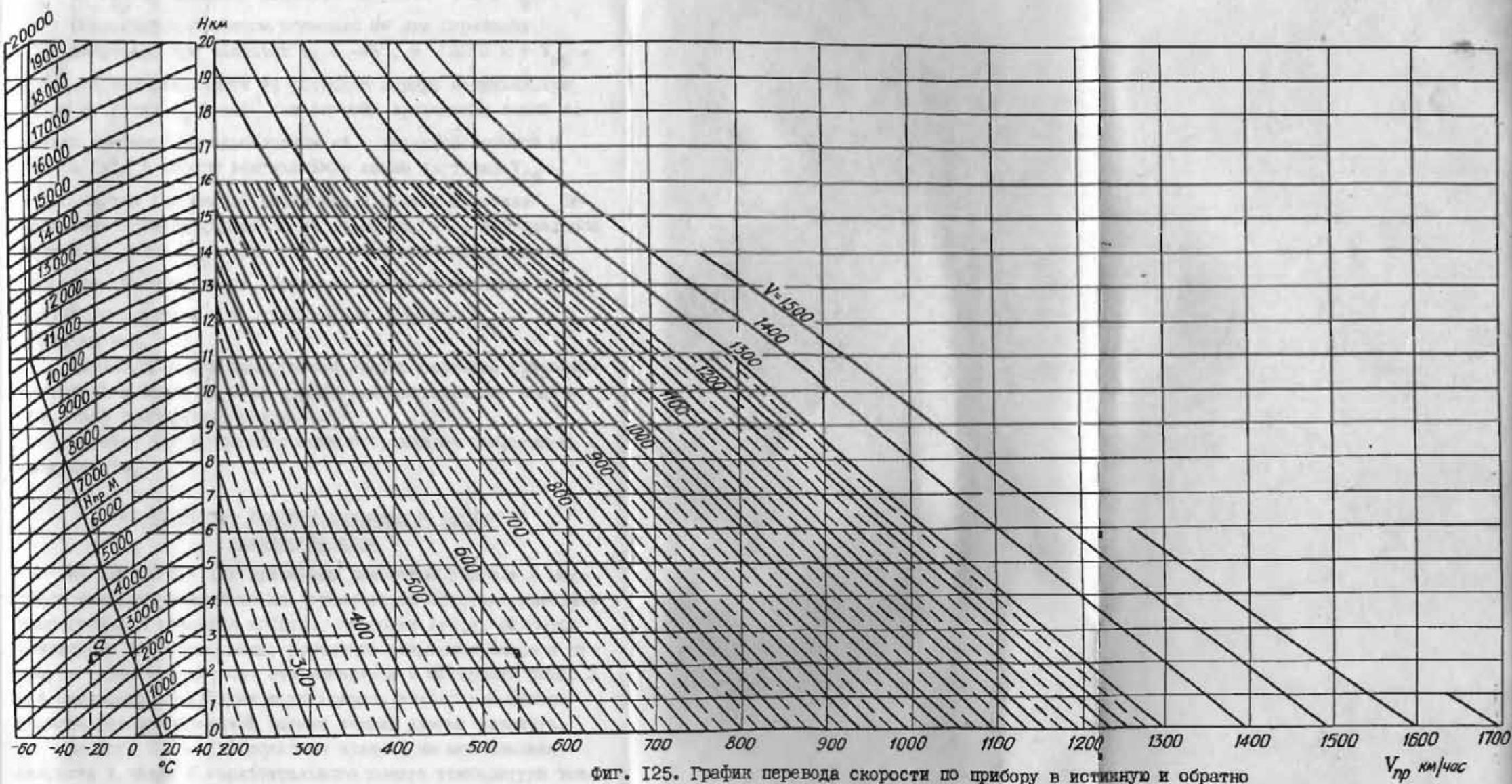
На фиг. I26 дан аналогичный график перевода приборных скоростей в числа M . Этот график действителен для полета при любой температуре воздуха.

На фиг. I27 приведен график поправок на скимаемость воздуха $\delta V_{\text{сж}}$.

2. Расчетные графики поправок к летним характеристикам

На фиг. I28 - I52 приведены расчетные графики и материалы для оценки влияния на летные характеристики самолета температуры и давления воздуха, скорости ветра, оборотов двигателя, полетного веса, установки подвесных баков и открытия тормозных щитков. Эти материалы и материалы разд. 3 и 4 приложения 2 следует использовать только для относительной или качественной оценки летных данных самолета.

На фиг. I28 - I30 показано влияние на максимальные скорости и числа M горизонтального полета температуры воздуха.



На фиг. I3I - I33 дана зависимость этих же величин от температуры воздуха, замеряемой термометром с насадком полного торможения. Графики фиг. I3I - I33 применяются при проверке V_{\max} и M_{\max} по результатам полетов при любой температуре воздуха

$$t_{\text{зам}}^{\circ} \text{C} = t_{\Phi}^{\circ} \text{C} + /273 + t_{\Phi}^{\circ} \text{C} / 0,19 M^2,$$

где $t_{\text{зам}}^{\circ}$ — показание термометра с насадком в полете с усташившейся скоростью;

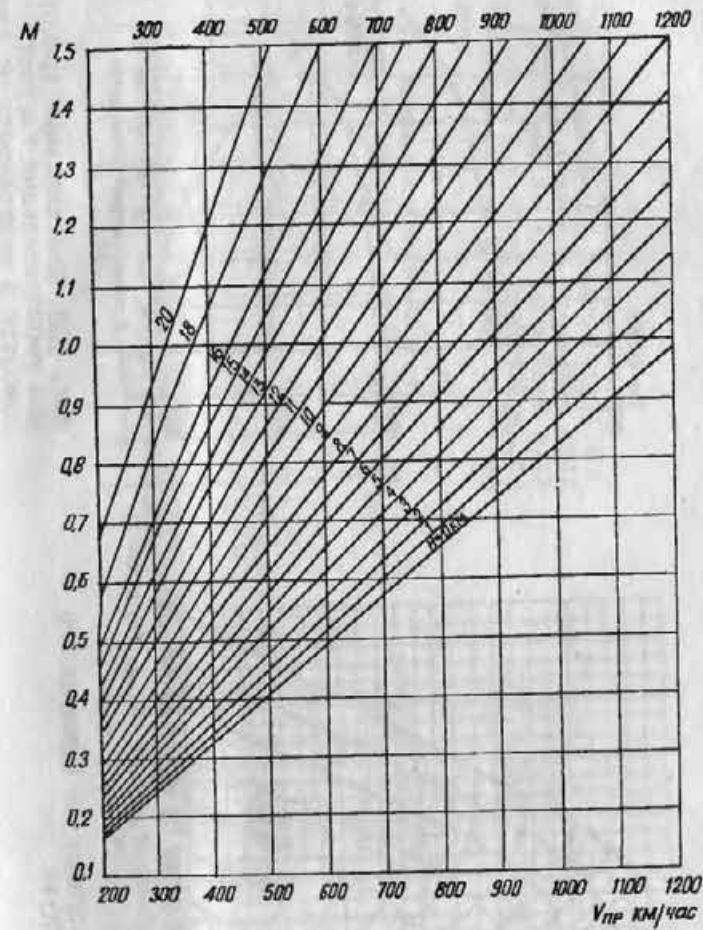
t_{Φ}° — фактическая температура воздуха на высоте полета.

Схема установки термометра показана на фиг. I34.

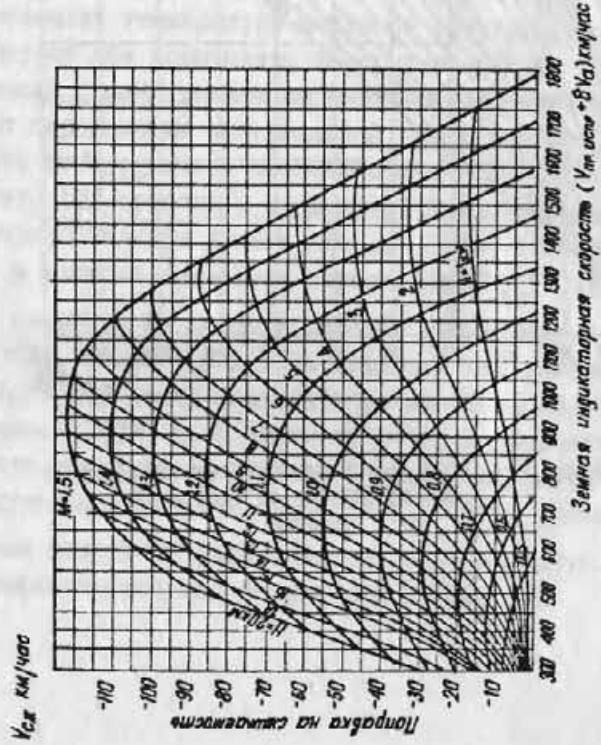
На самолете МиГ-17 термометр устанавливается на фоне кабини. Термометры без насадков не применяются, так как их показания зависят от их формы и места расположения на самолете и получение зависимости $t_{\text{зам}}^{\circ}$ от t_{Φ}° при этом требует специальных испытаний. Обычно применяемые термометры при изменениях температуры медленно изменяют свои показания, поэтому при испытаниях замер температуры $t_{\text{зам}}^{\circ}$ производят после 3 мин. полета на заданной скорости.

Для определения максимальной приборной скорости в зависимости от $t_{\text{зам}}$ можно воспользоваться фиг. I3I. Пользование фиг. I3I состоит в следующем. Предположим, что летчик в горизонтальном полете при $n = 11560$ об/мин на высоте 3000 м записал показание термометра $t_{\text{зам}}^{\circ} = +40^{\circ}\text{C}$ и некоторую скорость по широкой стрелке указателя скорости. Отложив $t_{\text{зам}}^{\circ} = +40^{\circ}\text{C}$ на горизонтальной оси графика, проводим через эту точку вертикальную линию до пересечения с кривой высоты 3000 м, а затем от точки пересечения горизонтальную линию до вертикальной шкалы скоростей графика.

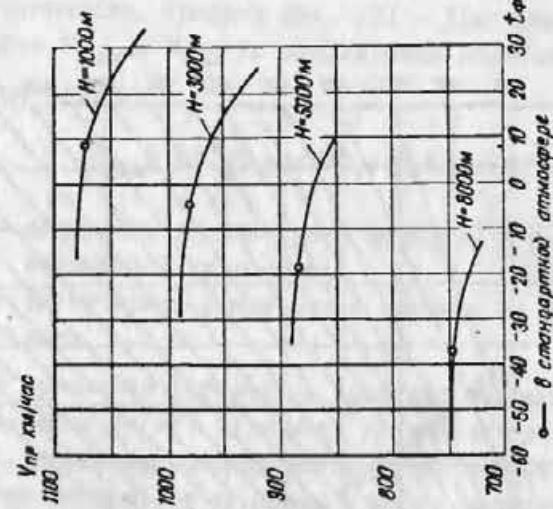
Полученное значение скорости $V_{\text{пр}} = 981$ км/час летчик должен был видеть на указателе скорости в полете. Пользование графиком показано на нем стрелками.



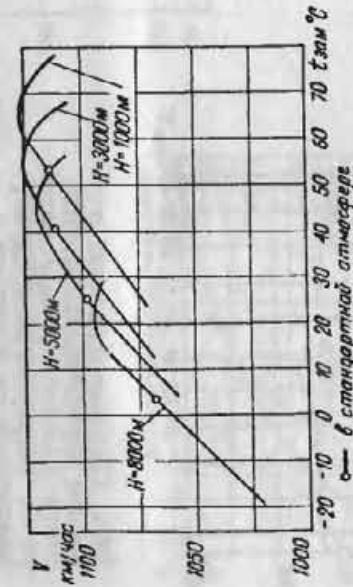
Фиг. 126. Скорость полета по прибору в зависимости от числа М и высоты



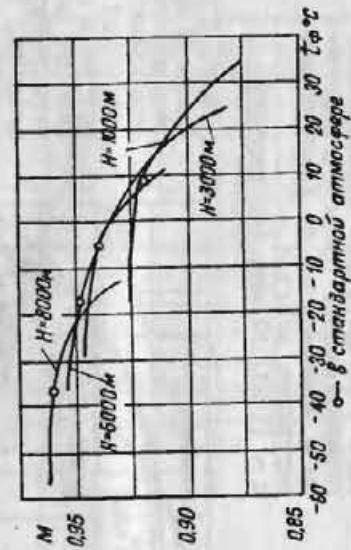
ФИГ. 127. График поправок на сжимаемость
во звуке



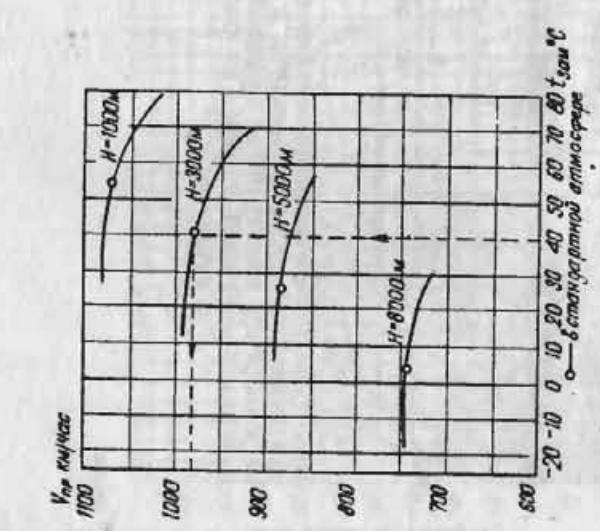
ФИГ. 128. Максимальные приборные горизонтальные скорости самолета в зависимости от температуры наружного воздуха, $n = 11560 \text{ об}/\text{мин}$ (по расчету)



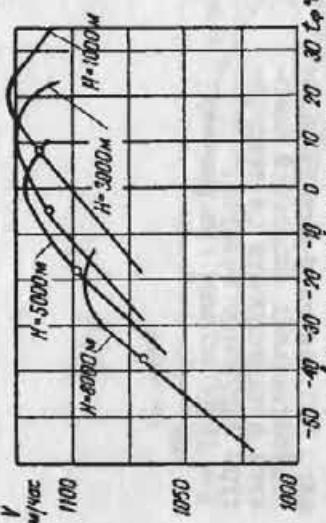
ФИГ. 129. Истинные максимальные горизонтальные скорости самолета в зависимости от температуры наружного воздуха, $n = 11560 \text{ об}/\text{мин}$ (по расчету)



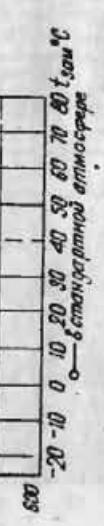
ФИГ. 130. Числа M максимальных горизонтальных скоростей самолета в зависимости от температуры наружного воздуха, $n = 11560 \text{ об}/\text{мин}$ (по расчету)



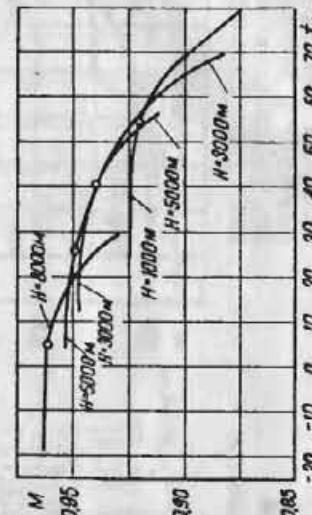
Фиг. 131. Максимальные приборные горизонтальные скорости самолета в зависимости от температуры воздуха, замеренной термометром с насадком полного торможения, $n = 11560$ об/мин (по расчету)



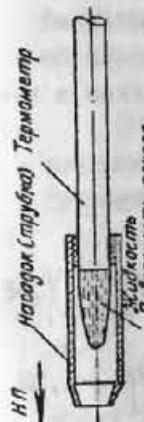
Фиг. 132. Истинные максимальные горизонтальные скорости самолета в зависимости от температуры наружного воздуха, $n = 11560$ об/мин (по расчету)



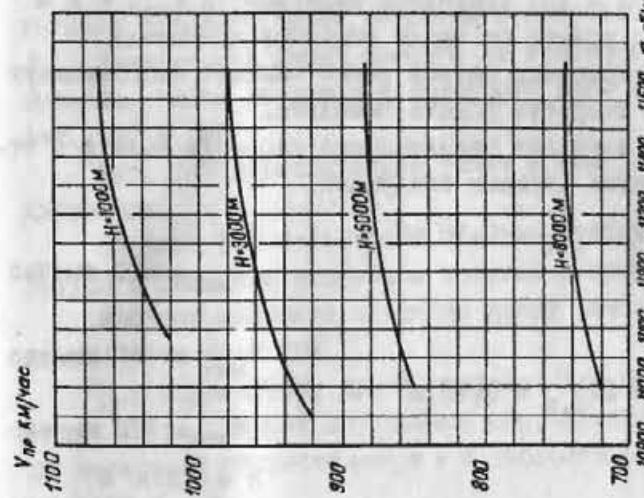
Фиг. 133. Числа M максимальных горизонтальных скоростей самолета в зависимости от температуры воздуха, замеренной термометром с насадком полного торможения, $n = 11560$ об/мин (по расчету)



Фиг. 134. Схема установки термометра



Фиг. 135. Максимальные приборные горизонтальные скорости самолета в зависимости от числа оборотов двигателя в стандартной атмосфере (по расчету)



Фиг. 136. Максимальные истинные горизонтальные скорости самолета в зависимости от числа оборотов двигателя в стандартной атмосфере (по расчету)

Аналогично следует проверять V и M по графикам фиг. I32 и I33.

На фиг. I35 - I37 приведены зависимости $V_{\text{пр}}$, V и M горизонтального полета от числа оборотов двигателя.

Открытие тормозных щитков резко снижает максимальную горизонтальную скорость полета самолета.

Расчетные истинные максимальные скорости полета с открытыми тормозными щитками следующие:

$$\text{Тормозные щитки } 2S_{T,\text{щ}} = 0,88 \text{ м}^2 \quad \dots \quad H = 0$$

$$V_{\text{max}} = 610 \text{ км/час}$$

$$H = 10000 \text{ м}$$

$$V_{\text{max}} = 640 \text{ км/час}$$

$$H = 0$$

$$V_{\text{max}} = 710 \text{ км/час}$$

$$H = 10000 \text{ м}$$

$$V_{\text{max}} = 740 \text{ км/час}$$

$$\text{Тормозные щитки } 2S_{T,\text{щ}} = 0,52 \text{ м}^2 \quad \dots \quad H = 0$$

На фиг. I38 - I41 показаны зависимости скорости полета и максимальной вертикальной скорости при подъеме от температуры воздуха и числа оборотов, а на фиг. I42 - зависимость $V_{y\text{щах}}$ от полетного веса.

Следует отметить, что в полете при расходовании полезной нагрузки скорость полета при подъеме практически не изменяется.

На фиг. I43 - I44 приведено отношение максимальной вертикальной скорости и времени подъема с подвесными баками 2x400 л к этим же величинам без подвесных баков в зависимости от высоты.

Дополнительно приводятся числовые соотношения характеристик взлетной дистанции самолета с подвесными баками 2x400 л и без баков.

$$\text{Соотношение скорости отрыва} \dots \frac{V_{\text{отр. с п.б.}}}{V_{\text{отр. без п.б.}}} = 1,08$$

$$\text{Соотношение длин разбега} \dots \frac{l_{\text{в. с п.б.}}}{l_{\text{в. без п.б.}}} = 1,39$$

Соотношение длин взлетной дистанции $\frac{l_{\text{в. с п.б.}}}{l_{\text{в. без п.б.}}} = 1,55$

На фиг. I45 - I46 показано влияние на практический потолок самолета числа оборотов и полетного веса.

Зависимость длины разбега от температуры и давления воздуха, числа оборотов и полетного веса приведена на фиг. I47 и I48.

Фиг. I49 действительна также и для длины взлетной дистанции.

На фиг. I50 и I51 даны зависимости пробега от температуры и давления воздуха и полетного веса.

Влияние скорости ветра на длину разбега и пробега показано на фиг. I52.

Для определения длины разбега /или пробега/ при наличии ветра следует определить поправочный коэффициент k_w по величинам скорости ветра w и скорости отрыва $V_{\text{отр}}$ / или посадки $V_{\text{пос}}$.

Длина разбега при ветре находится по формуле:

$$L_w = L_{w=0} k_w$$

При расположении аэродрома над уровнем моря скорость ветра w предварительно приводится к условиям $H = 0$ по формуле $w_0 = w\sqrt{\Delta}$, где $\Delta = \frac{\rho_0}{\rho}$ - относительная плотность воздуха.

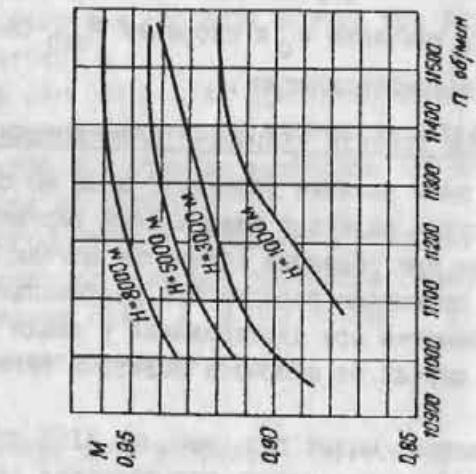
По найденному значению w_0 и скорости $V_{\text{отр}}$ самолета с фиг. I52 находится коэффициент k_w .

3. Расчетные графики скоростей планирования

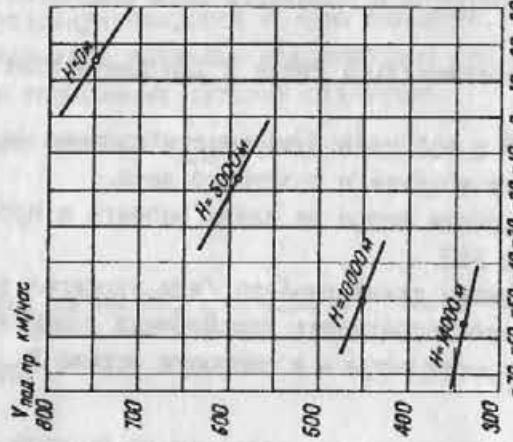
На фиг. I53 дано влияние полетного веса на скорость планирования в случае полета с минимальной вертикальной скоростью снижения при убранных тормозных щитках у земли.

На фиг. I54 приведена зависимость вертикальной скорости снижения самолета при планировании у земли при убранных тормозных щитках от скорости полета и тяги двигателя.

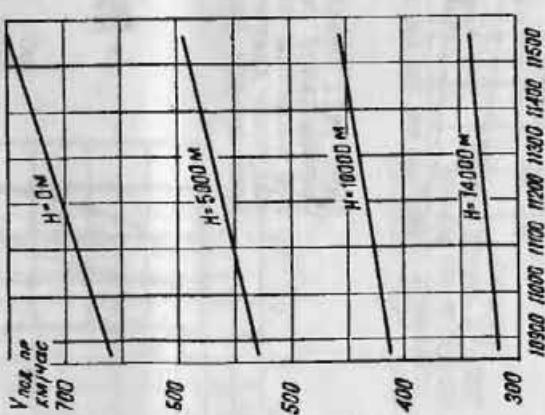
При планировании /малый газ, вес $G = 4155 \text{ кг}$ / на скорости 260 - 270 км/час по прибору вертикальная скорость снижения у земли равна:



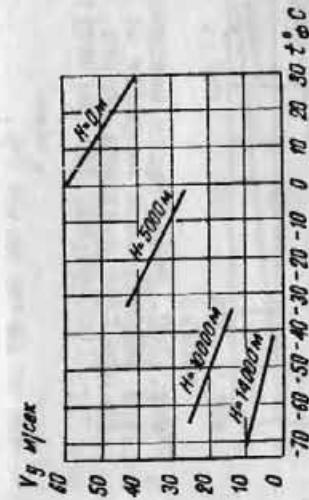
ФИГ. 137. Числа M максимальных горизонтальных скоростей самолета в зависимости от числа оборотов двигателя в стандартной атмосфере (по расчету)



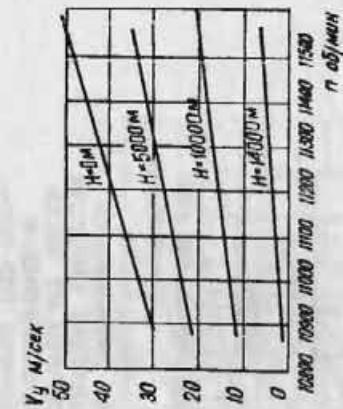
ФИГ. 138. Зависимость наибольшей скорости набора высоты от температуры наружного воздуха и высоты полета, $n = 11560$ об/мин (по расчету)



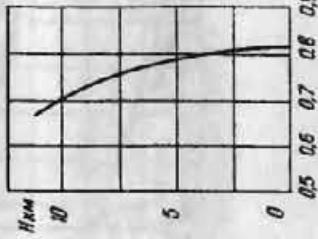
ФИГ. 139. Зависимость наибольшей скорости набора высоты от числа оборотов двигателя и высоты полета (по расчету)



ФИГ. 140. Зависимость максимальной вертикальной скорости от температуры наружного воздуха и высоты полета, $n = 11560$ об/мин (по расчету)



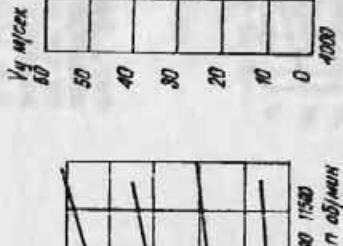
Фиг. 141. Зависимость максимальной вертикальной скорости от числа оборотов двигателя и веса полета (по расчету)



Фиг. 142. Зависимость максимальной вертикальной скорости от веса самолета и высоты полета, $n = 11560$ об/мин (по расчету)

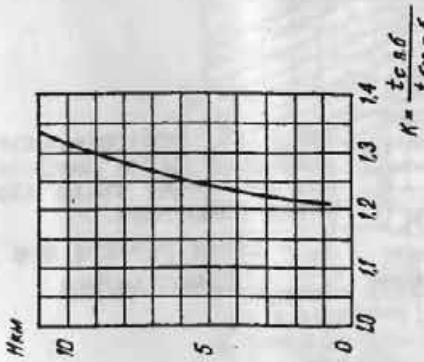
$$\kappa = \frac{V_y c \rho \sigma}{\gamma g \cos \alpha}$$

Фиг. 143. Влияние подвесных баков 2x400 л на вертикальную скорость полета и высоту полета (по расчету)

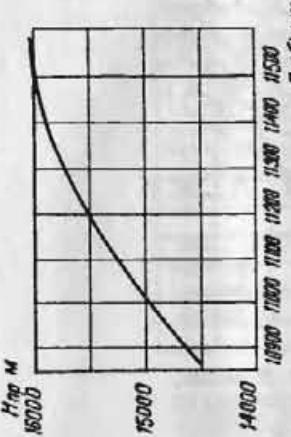


Фиг. 144. Влияние подвесных баков 2x400 л на время набора высоты (по расчету)

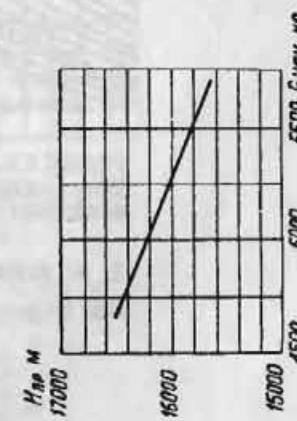
$$\kappa = \frac{t_{c, \text{расч}} \sigma}{t \cos \alpha}$$



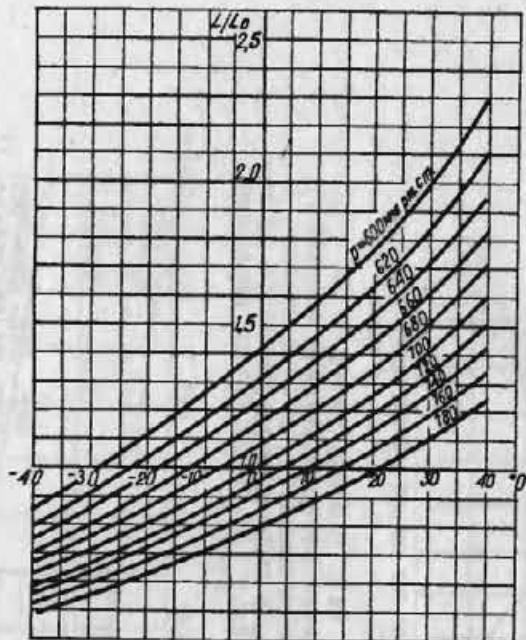
Фиг. 145. Влияние числа оборотов на практический потолок самолета. $\sigma_{\text{нач}} = 5210$ кг (по расчету)



Фиг. 146. Влияние веса на практический потолок самолета (по расчету). $\sigma_{\text{нач}} -$ начальный вес самолета, $n = 11560$ об/мин

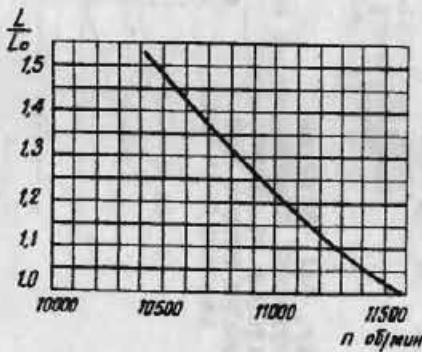


Фиг. 147. Влияние веса на практический потолок самолета (по расчету).



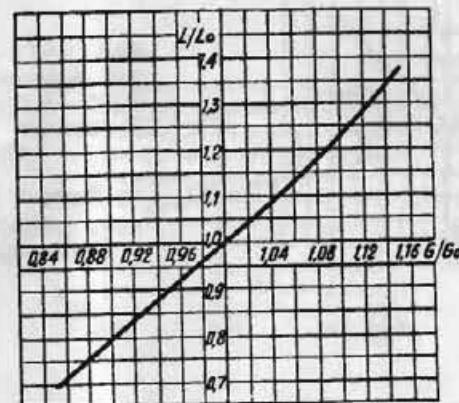
Фиг. I47. Относительное изменение длины разбега при изменении давления и температуры наружного воздуха.

L_0 – длина разбега при стандартных условиях



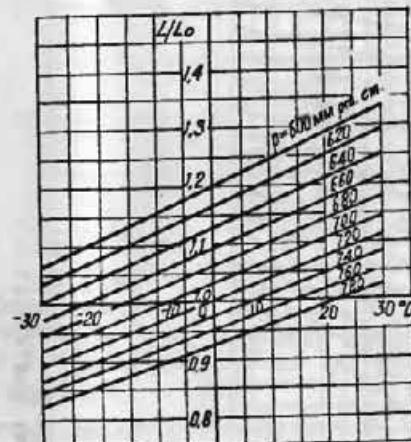
Фиг. I48. Относительное изменение длины разбега при изменении числа оборотов двигателя.

L_0 – длина разбега при $n_{ВДЛ} = 11560$ об/мин

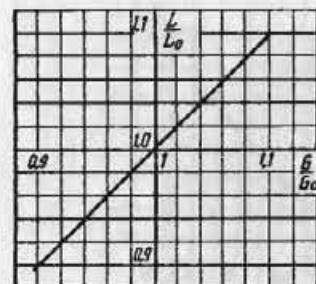


Фиг. I49. Относительное изменение длины разбега и взлетной дистанции при изменении полетного веса самолета.

G_0 и L_0 – исходные, т.е. известны вес или длина разбега или взлетная дистанция

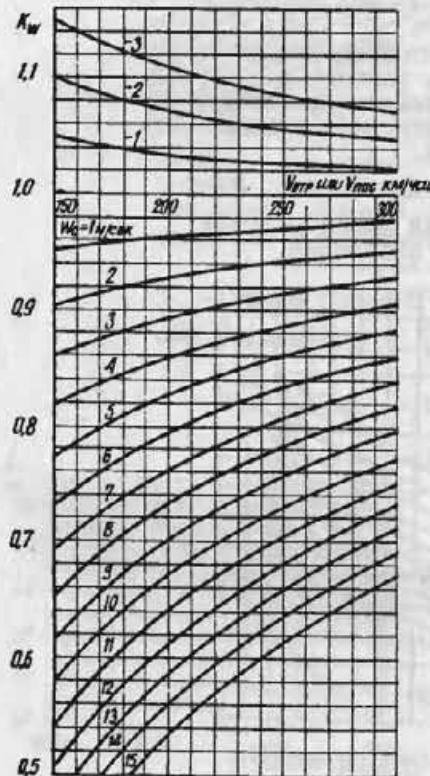


Фиг. I50. Относительное изменение длины пробега при изменении давления и температуры наружного воздуха

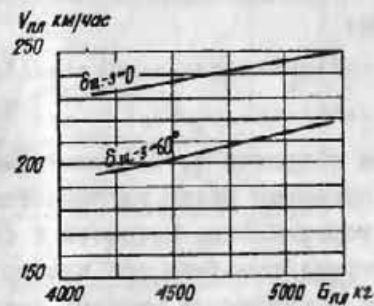


Фиг. 151. Относительное изменение длины пробега при изменении полетного веса самолета.

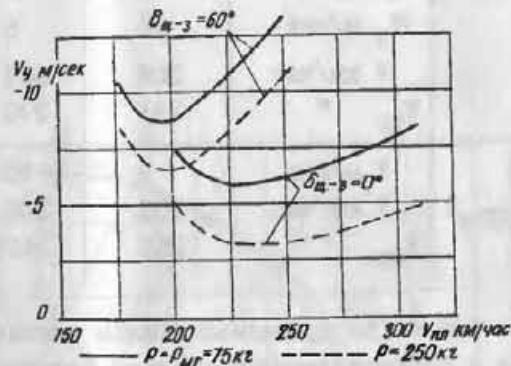
G_0 и L_0 — исходные, т.е. известны вес и длина пробега



Фиг. 152. Зависимость длины разбега и пробега от скорости ветра.
 $L_w = k_w L_{w=0}$.
 $w_o > 0$ при взлете и посадке против ветра,
 $w_o < 0$ при взлете и посадке по ветру



Фиг. 153. Скорости планирования самолета на малом газе при $V_y \min$ (по расчету).
 $P_{M,Г} = 75$ кг; $H = 0$



Фиг. 154. Скорость снижения при планировании (по расчету).

$G = 4155$ кг; $H = 0$

При $\delta_{\text{щ-з}} = 60^\circ \dots v_y = 14.8 \text{ м/сек}$

При $\delta_{\text{щ-з}} = 0^\circ \dots v_y = 6.6 \text{ м/сек}$

Минимальная вертикальная скорость снижения на малом газе у земли равна:

При $\delta_{\text{щ-з}} = 60^\circ \dots v_{y \min} = 8.8 \text{ м/сек}$

При $\delta_{\text{щ-з}} = 0^\circ \dots v_{y \min} = 5.9 \text{ м/сек}$

С увеличением оборотов и, следовательно, тяги вертикальная скорость снижения резко уменьшается.

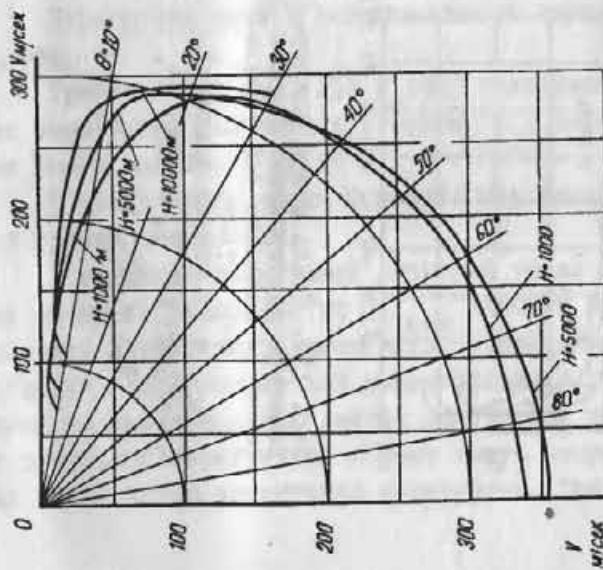
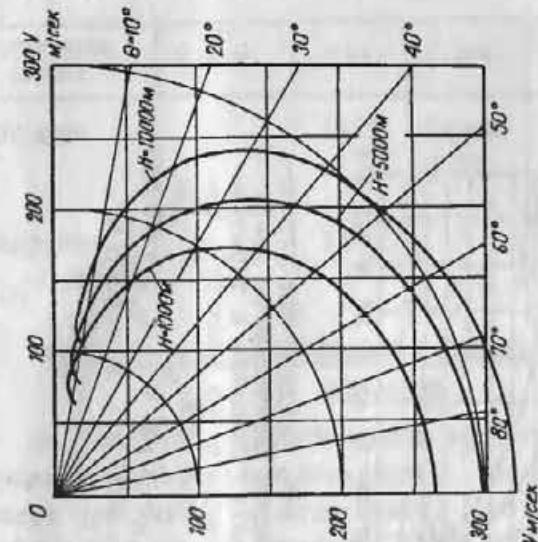
Минимальные вертикальные скорости и соответствующие скорости по траектории самолета при планировании на малом газе с убранными и выпущенными щитками-закрылками на разных высотах /по расчету/ приведены в табл. 19.

Т а б л и ц а 19

Тормозные щитки	$H \text{ в м}$	1000	5000	10000
Убранны	$v_y \text{ м/сек}$	5	6	10
	$v \text{ км/час}$	306	342	480
	$v_{\text{пр}} \text{ "}$	291	270	285
Выпущены $2S_{\text{т.щ}} = 0.88 \text{ м}^2$	$v_y \text{ м/сек}$	9	10	15
	$v \text{ км/час}$	252	306	414
	$v_{\text{пр}} \text{ "}$	240	240	245

На фиг. 155 – 158 приведены поляры установившегося планирования и соответственные числа М полета самолета на малом газе двигателя, открытых и убранных тормозных щитках, полученные по расчету.

Скорости и числа М полета при установленемся отвесном пикировании / $\theta = 90^\circ$ / на малом газе с убранными и выпущенными тормозными щитками на высотах 5000 м и 10000 м /по расчету/ приведены в табл. 20.



Фиг. 156. Поляры планирования самолета с тормозными щитками (по расчету).

$2S_{\text{т.щ}} = 0.88 \text{ м}^2$, $R_{\text{м.г}} = 75 \text{ кг}$,
 $G_1 = 5095 \text{ кг}$, $G_5 = 5030 \text{ кг}$,
 $G_{10} = 4935 \text{ кг}$

Фиг. 155. Поляры планирования самолета без тормозных щитков. $R_{\text{м.г}} = 75 \text{ кг}$ (по расчету).

$G_1 = 5095 \text{ кг}$, $G_5 = 5030 \text{ кг}$,
 $G_{10} = 4935 \text{ кг}$

Таблица 20

Тормозные щитки	Н в м	5000	10000	5000	10000
Убраны	$v_{\text{км/час}}$	1270	Более 1190	1,10	Более 1,10
Выпущены	$2S_{\text{т.ш}} = 0,88 \text{ м}^2$	1080	-	0,93	-

4. Расчетные максимально возможные перегрузки самолета

На фиг. 159 и 160 приведены расчетные максимально возможные вертикальные перегрузки, которые может получить самолет при выходе на углы атаки, соответствующие коэффициенту максимальной подъемной силы. Перегрузки определялись по формуле:

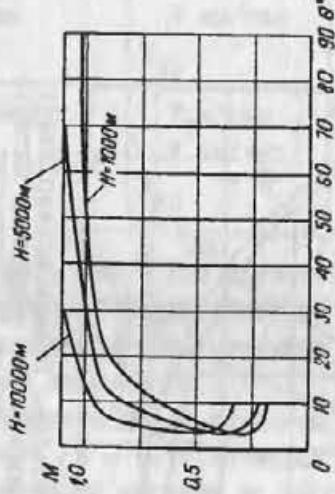
$$n = \frac{y}{G} = \frac{C_y \max S_q}{2G} = \frac{C_y \max S_p r^2}{2G}$$

Перегрузки даны в зависимости от чисел М и высоты полета.

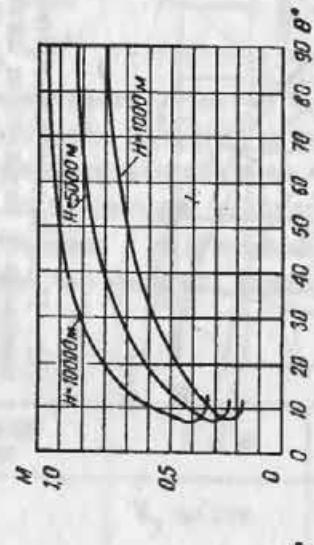
Графики /см. фиг. 159 и 160/ показывают, что наибольшие перегрузки получаются у земли, а с повышением высоты они резко падают.

С увеличением числа М полета максимально возможные перегрузки повышаются.

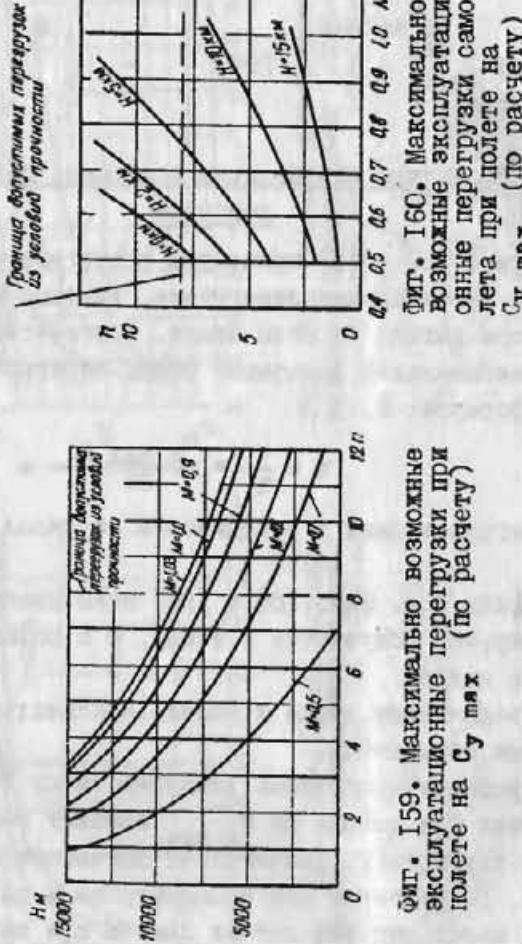
В пределах допустимых значений чисел М полета на малых высотах при выходе на $C_y \max$ самолет имеет возможность получить перегрузки, значительно превышающие значение перегрузки, разрешенное для эксплуатации и равное $n = 8$. Поэтому на малых высотах летчик должен при выполнении маневра с большой перегрузкой хорошо знать скорости, при которых достигается допустимая перегрузка. При этом следует



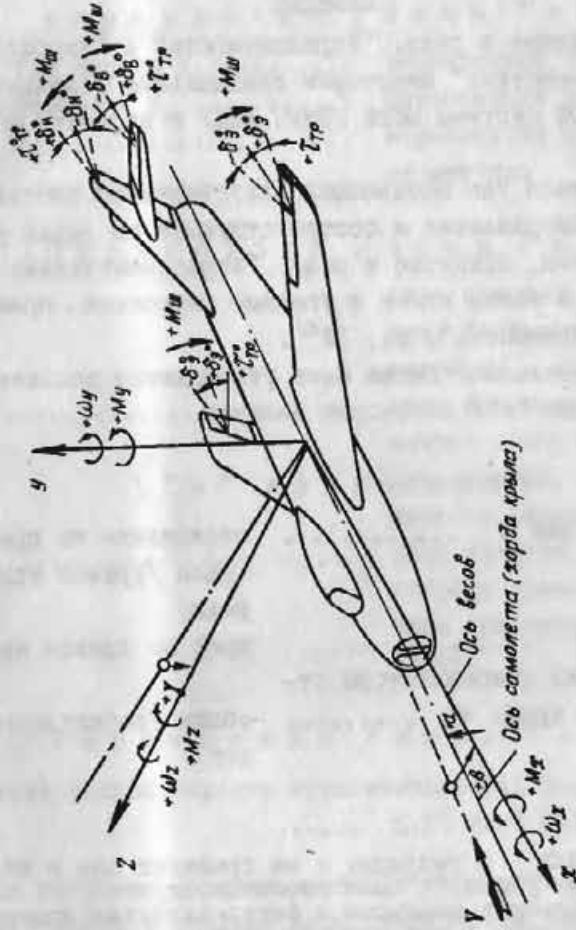
Фиг. 157. Числа М при установившемся планировании (пикировании) самолета без тормозных щитков.
 $P_{M,г} = 75 \text{ кг}$ (по расчету),
 $G_1 = 5095 \text{ кг}$, $G_5 = 5030 \text{ кг}$,
 $G_{10} = 4935 \text{ кг}$



Фиг. 158. Числа М при установившемся планировании (пикировании) самолета с тормозными щитками (по расчету).
 $2S_{\text{т.ш}} = 0,88 \text{ м}^2$,
 $P_{M,г} = 75 \text{ кг}^2$,
 $G_1 = 5095 \text{ кг}$, $G_5 = 5030 \text{ кг}$,
 $G_{10} = 4935 \text{ кг}$



Фиг. 160. Максимально возможные эксплуатационные перегрузки самолета при полете на $C_{y \text{ max}}$ (по расчету)



Фиг. 161. Система полусвязанных осей координат

иметь ввиду, что на режимах полета со значением C_y , приближающимся к $C_{y_{max}}$, самолет вследствие срывов потока может начать вибрировать. Перегрузки, при которых начинается вибрация, обычно меньше максимально возможных.

5. Система осей координат и обозначения величин

Приведенные в разд. "Управляемость" и "Аэродинамические характеристики" некоторые специальные величины поясняются схемой системы осей /фиг. I6I/ и перечнем обозначений.

Приводимая так называемая полусвязанная система осей показывает направления и соответствующие им знаки углов, сил и моментов, принятые в разд. "Аэродинамические характеристики", а также углов и угловых скоростей, принятые в разд. "Управляемость", гл. IУХ/.

Дополнительно к схеме осей указываются положительные значения /знак "+"/ некоторых величин.

Углы /знак "+"/

Угол скольжения β	скольжение на правое крыло /правое крыло впереди/
Угол крена γ	крен на правое крыло
Угол установки стабилизатора относительно крыла φ	носик стабилизатора поднят

x/ Коэффициент C_x в таблицах и на графиках дан в абсолютном значении /знак "-" для удобства опущен/. При выполнении маневров и фигур пилотажа замеры величин производятся в так называемой "связанной системе осей", в которой ось x совпадает с осью самолета. Поэтому для разд. 4 и 5, гл. IУ и приложения I, фиг. I6I дает только качественное представление.

Силы /знак "+"/

На ручке руля высоты P_B	давить от себя
На ручке элеронов P_a	давить влево
На педалях P_{Π}	давить на правую педаль

Перемещения рычагов управления /знак "+"/

Ручка руля высоты x_B	перемещение от летчика
Ручка элеронов x_a	перемещение влево
Педали x_{Π}	перемещение правой педали от летчика

Перегрузки /знак "+"/

n_y	сила инерции направлена вниз /летчика прижимает к сиденью/
n_x	сила инерции направлена вперед /скорость полета уменьшается, летчика отжимает от сиденья/
n_z	сила инерции направлена в сторону правого крыла /летчика прижимает к правому борту/

Расстояние /знак "+"/

Положение центра тяжести относительно САХ по высоте y_t ц.т. ниже САХ.

На графиках аэродинамических характеристик коэффициент m_z отнесен к средней аэродинамической хорде крыла САХ $b_A = 2,363$ м.

Коэффициенты m_x , m_y отнесены к размаху крыла $l = 9,6$ м.

На графиках фигур пилотажа указываются углы отклонения правого элерона. Угловая скорость дается в рад/сек /1 рад = 57,3°/.

Приложение 3

НИВЕЛИРОВОЧНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА

Примечания: 1. Для нивелировки самолет устанавливается на козелки по шпангоутам № I и № 13, при этом на шпангоут № I подвешивается груз 450 кг.

2. Под крылья устанавливаются предохранительные козелки /на расстоянии до 2600 мм от оси самолета/.

3. При нивелировке зализ крыла с фюзеляжем снять. После нивелировки установку носка зализа относительно крыла проверить по линейкам /допуск от линейки $\pm 1,5$ мм/ и заднюю кромку зализа совместить с задней кромкой крыла /допуск $\pm 1,5$ мм/.

4. При нивелировке ось фюзеляжа устанавливается горизонтально по реперным точкам фюзеляжа I - 40 левой стороны.

5. Для обеспечения поперечного положения должны быть совмещены по высоте две точки 4-4.

6. Все нивелировочные точки наносятся до нивелировки в стапелях по требованиям, указанным в дополнении № I к техническим условиям № 14.

7. Нивелировочные точки 8 и 12 расположены на передней точке носка профиля /координаты точки находятся впереди и выше теоретического носка хорды/.

8. Нивелировочные точки 6, II, 15 заданы по хорде профиля /по середине высоты обреза задней кромки крыла/. Замер по нивелиру от нижней поверхности увеличивать на половину толщины задней кромки /см. таблицу на схеме/.

9. Нивелировочная точка II, расположенная на регулировочном "носе" задней кромки, считается действительной только при нейтральном положении носка. После отгиба "носа" нивелировка ведется только по точкам на носке, переднем лонжероне и заднем стрингере.

10. При нивелировке следует учитывать местные отклонения контура по нивелировочным точкам согласно примечанию на стр. 15 технических условий № 14. В схему вносятся превышения точек, замеренные нивелиром, минус отклонения из таблицы на настоящей схеме /т.е. от теоретического контура/.

II. Углы отклонения элеронов, рулей, ручки управления и педалей замеряются специальными уг-

ломерами в градусах, а отклонение щитка-закрылка - линейкой с размерами в мм.

12. Углы отклонения руля высоты, руля поворота, элерона, триммеров и ручки управления брать перпендикулярно оси вращения.

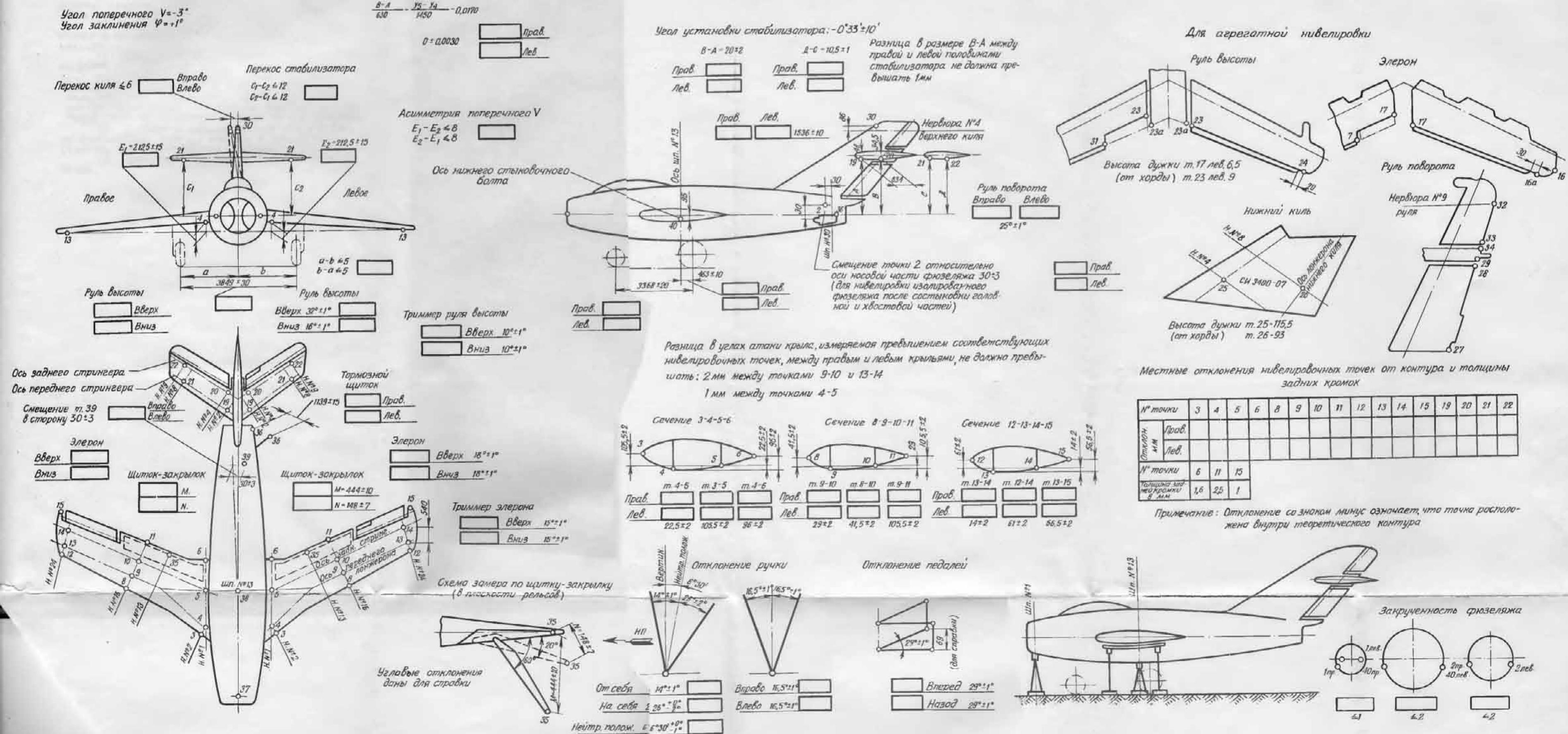
13. Замеры отклонения щитка-закрылка производить по нервюре № 13 крыла в плоскости рельсов.

14. Цена одного зуба гребенки стабилизатора равна II.

15. Указанные на схеме превышения точек, определяющие поперечное U крыла, соответствуют повороту крыла относительно точки, расположенной на строительной горизонтали самолета на оси балки крыла на расстоянии 680 мм от оси самолета.

16. Превышение нивелировочной точки 4 дано по фактическому контуру обшивки с учетом ее выступания над теоретическим профилем на 1,5 мм.

17. Нивелировку производить без топлива в баках.



Фиг. 162. Нивелировочная схема самолета

Оглавление

	Стр.
Г л а в а I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	5
Г л а в а II. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА	13
Г л а в а III. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА	21
Г л а в а IV. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА	27
1. Горизонтальные и вертикальные скорости, время набора высоты, потолок самолета	30
2. Дальность и продолжительность полета	36
3. Взлетно-посадочные характеристики	40
4. Управляемость самолета	42
5. Данные разгона, торможения и виража	48
6. Возможные перегрузки самолета на $H = 10000$ м	55
Г л а в а V. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА	57
1. Коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы	59
2. Коэффициенты моментов и боковых сил	67
3. Потребные и располагаемые тяги	78
Г л а в а VI. ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ И РАСХОДЫ ТОПЛИВА	79
Г л а в а VII. ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА	93

	Стр.
Приложение I. Фактические материалы летных испытаний	III
Приложение 2. Вспомогательные графики и формулы к определению летных характеристик	125
1. Графики и формулы перевода $V_{\text{пр}}$ в $V \text{ и } M$	125
2. Расчетные графики поправок к летным характеристикам	127
3. Расчетные графики скоростей планирования ..	135
4. Расчетные максимально возможные перегрузки самолета	147
5. Система осей координат и обозначения величин	150
Приложение 3. Нивелировочная схема самолета, фиг.I62	152