

САМОЛЕТЫ
ЗАРУБЕЖНЫХ
СТРАН

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

000964



*Для служебного
пользования*

Экз. №

ТАКТИЧЕСКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ F-5E (Производство США)

В ПОМОЩЬ
СТРОЕВЫМ
ЧАСТЯМ
ВВС



34

АЖ

инструкция

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

Для служебного
пользования

Экз. №

ТАКТИЧЕСКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ F-5E

(Производство США)

Утверждено
заместителем главнокомандующего ВВС
по боевой подготовке
в качестве учебного пособия
для строевых частей ВВС

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1984

Авторский коллектив: А.Н. Пономарев (научный руководитель), В.А. Алтухов, Н.Н. Андреев, В.А. Апарин, Н.А. Балашов, Г.С. Берзин, Г.Г. Волков, В.И. Давыдов, С.Г. Дедух, П.И. Лудник, А.А. Дядюнов, Г.В. Запорожец, Р.Д. Иванов, А.М. Иванушкин, Л.Н. Камашин, А.К. Коломейцев, Б.М. Коретин, М.Д. Потапов, К.В. Розенбейм, О.У. Семенов, А.К. Симагин.

Настоящее пособие содержит основные технические характеристики и данные истребителя F-5E, его силовой установки, вооружения и оборудования, а также данные о боевых возможностях этого самолета. Оно подготовлено по материалам отечественной и зарубежной литературы и результатам анализа характеристик зарубежных боевых самолетов, проведенного в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского.

І. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Самолет F-5E (более раннее обозначение F-5-2I) является высокоманевренным многоцелевым тактическим истребителем производства США. Он, как и его предшественник F-5 (F-5A), не состоит на вооружении ВВС США, а предложен ими в качестве международного истребителя (в основном благодаря его сравнительно низкой стоимости) для поставок по программе "взаимной помощи" странам, входящим в военный блок НАТО, и другим союзникам США (Канада, Дания, Нидерланды, Норвегия, Тайвань, Южная Корея, Таиланд, Саудовская Аравия, Турция, Япония, Израиль и др.).

Серийное производство самолета F-5E начато в 1975 г.

Основное назначение самолета — ведение воздушного боя и перехват воздушных целей над полем боя. Он может также использоваться для оказания поддержки сухопутным войскам.

Истребитель F-5E может выполнять боевые задачи в основном при визуальной видимости. Возможности его применения ночью и при любой погоде весьма ограничены.

При разработке самолета F-5E делался упор на получение хороших маневренных характеристик, что отличает его от истребителя F-5A, который проектировался как ударный самолет общего назначения с ограниченными возможностями применения в качестве истребителя.

Основными усовершенствованиями самолета F-5E по сравнению с моделью F-5 являются: увеличение тяги двигателей и площади крыла, установка в корневой части крыла наплыва и применение новой механизации (отклоняющегося носка и закрылков, которые используются при выполнении маневров).

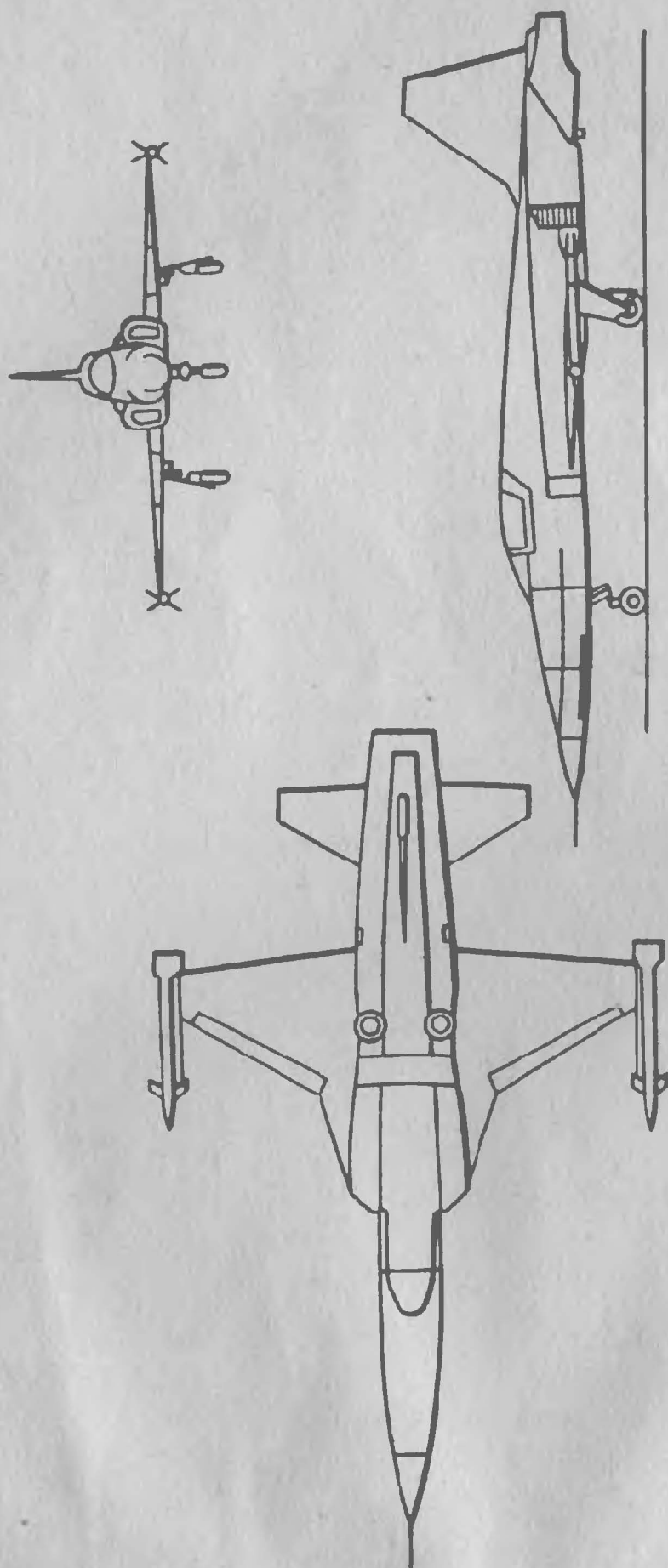


Рис. 1.1. Схема самолета F-5E

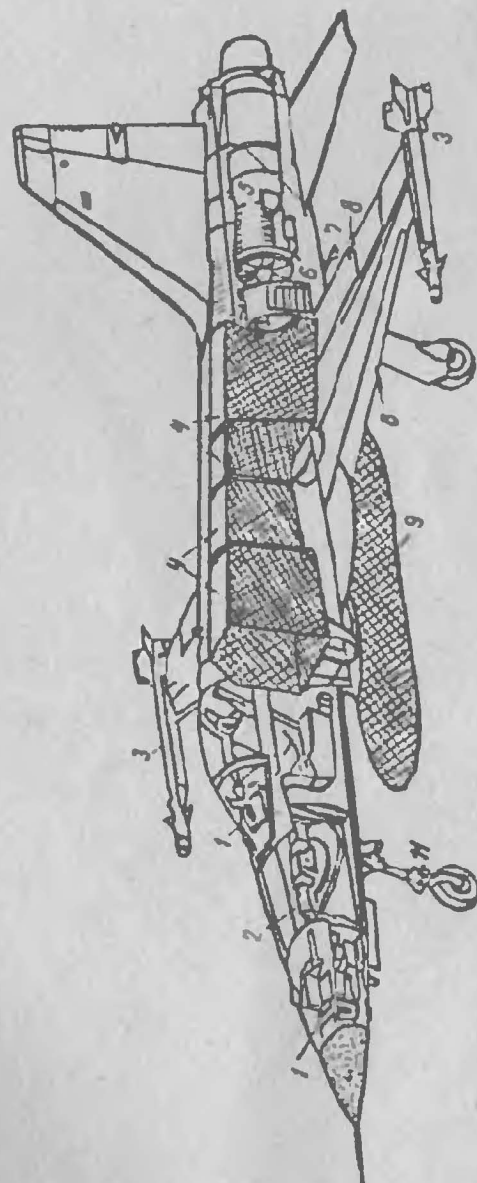


Рис. 1.2. Компонировка самолета:
1 — электронное оборудование; 2 — пушки M-39A3; 3 — УР "воздух-воздух" AIM-9 "Сайдуиндер"; 4 — внутренние топливные баки; 5 — ТРДФ J85-GE-21; 6 — дополнительный воздушный компрессор; 7 — тормозной крюк; 8 — средства механизации для маневрирования; 9 — подвесная сбрасываемая топливная баки; 10 — воздушный компрессор двигателя; 11 — передняя стойка шасси, фиксируемая в двух положениях.

Самолет имеет обычную компоновку с низкорасположенным крылом небольшой стреловидности, однокилевым хвостовым оперением и убирающимся шасси с носовым колесом. Он рассчитан на применение с грунтовых аэродромов, а также и с необорудованных площадок с травяным покрытием.

Силовая установка состоит из двух ТРДФ "Дженерал Электрик" J 85-GE-21A.

На рис. I.1 дана схема самолета F-5E, а на рис. I.2 - его компоновка.

Основные данные самолета для варианта истребителя с двумя ракетами "Супер Сайдуиндер" AIM-9L на авиационных пусковых установках (АПУ), установленных на концах крыла, и боекомплектом для 2 пушек 560 патронов приведены в табл. I.1.

Таблица I.1

Основные данные самолета

Экипаж I чел.

Размеры

Длина, м 14,7

Высота, м 4,02

Размах крыла (включая направляющие АПУ), м 8,4

Площадь крыла, м² 17,3

Удлинение крыла 3,8

Стреловидность крыла по передней кромке, град 24

Длина средней аэродинамической хорды, м 2,54

Массы и нагрузки

Нормальная взлетная масса, кг 7100

Масса пустого самолета с экипажем, кг 4750

Масса топлива во внутренних баках, кг 2000

Масса боевой нагрузки, кг 350

Посадочная масса, кг 5250

Удельная нагрузка на крыло при взлете, кгс/м² 410

Силовая установка

Два турбореактивных двигателя ТРДФ J85-GE-21A

Стендовая тяга, кгс:

на режиме полного форсажа 2270

на максимальном режиме 1590

Тяговооруженность при взлете 0,59

Окончание табл. I.1

Летные характеристики

Максимальная скорость, км/ч:

на высоте 11000 м 1593 (M=1,5)

у земли 1102 (M=0,9)

Практический потолок, м 15200

Максимальная энергетическая скорость-подъемность (H=1 км, M=0,85), м/с 140

Практическая дальность полета, км 1500

Время разгона, с:

на высоте 1 км от 600 до 1100 км/ч 283

от 1100 до 1200 км/ч 11

на высоте 5 км от 800 до 1200 км/ч 46

на высоте 11 км от 900 до 1400 км/ч 217

Скорость отрыва, км/ч 270

Длина разбега, м:

на форсаже 580

на максимуме 960

Посадочная скорость, км/ч 235

Длина пробега, м:

без тормозного парашюта 820

с тормозным парашютом 650

Примечание. Удельная нагрузка на крыло и тяговооруженность - величины переменные. Они определяются для каждого режима полета с использованием соответствующих значений массы самолета и эффективной тяги (рис. 2.1, 2.3). В табл. I.1 приведены их значения при взлете (масса самолета 7100 кг).

2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА

Силовая установка самолета F-5E состоит из двух ТРДФ J85-GE-21A, установленных в хвостовой части фюзеляжа.

Основные параметры и данные двигателя J85-GE-21A на расчетном режиме в стендовых условиях:

тяга на режиме полного форсажа..... 2270 кгс

удельный расход топлива на режиме полного форсажа..... 2,03 кг/(кгс·ч)

тяга на максимальном режиме..... 1590 кгс

удельный расход топлива на максимальном режиме..... 1,0 кг/(кгс·ч)

расход воздуха через двигатель..... 23,6 кг/с

степень повышения давления в компрессоре..... 8,3

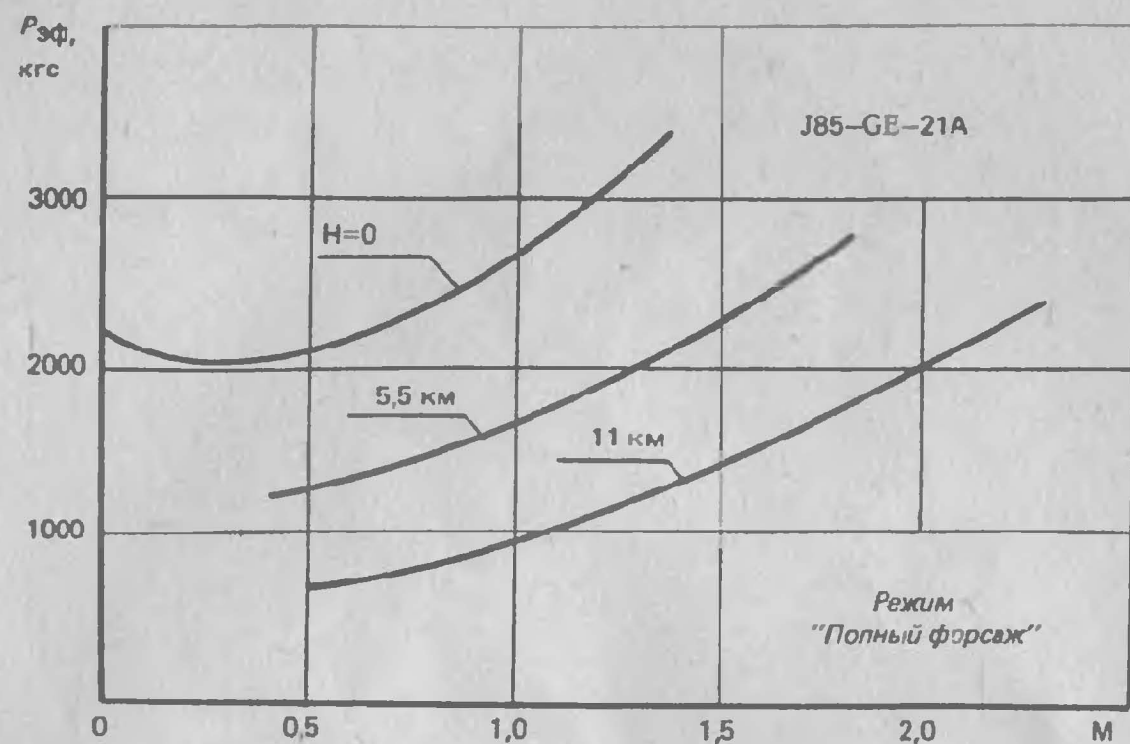


Рис. 2.1. Зависимость $P_{эф}$ от числа M и высоты полета

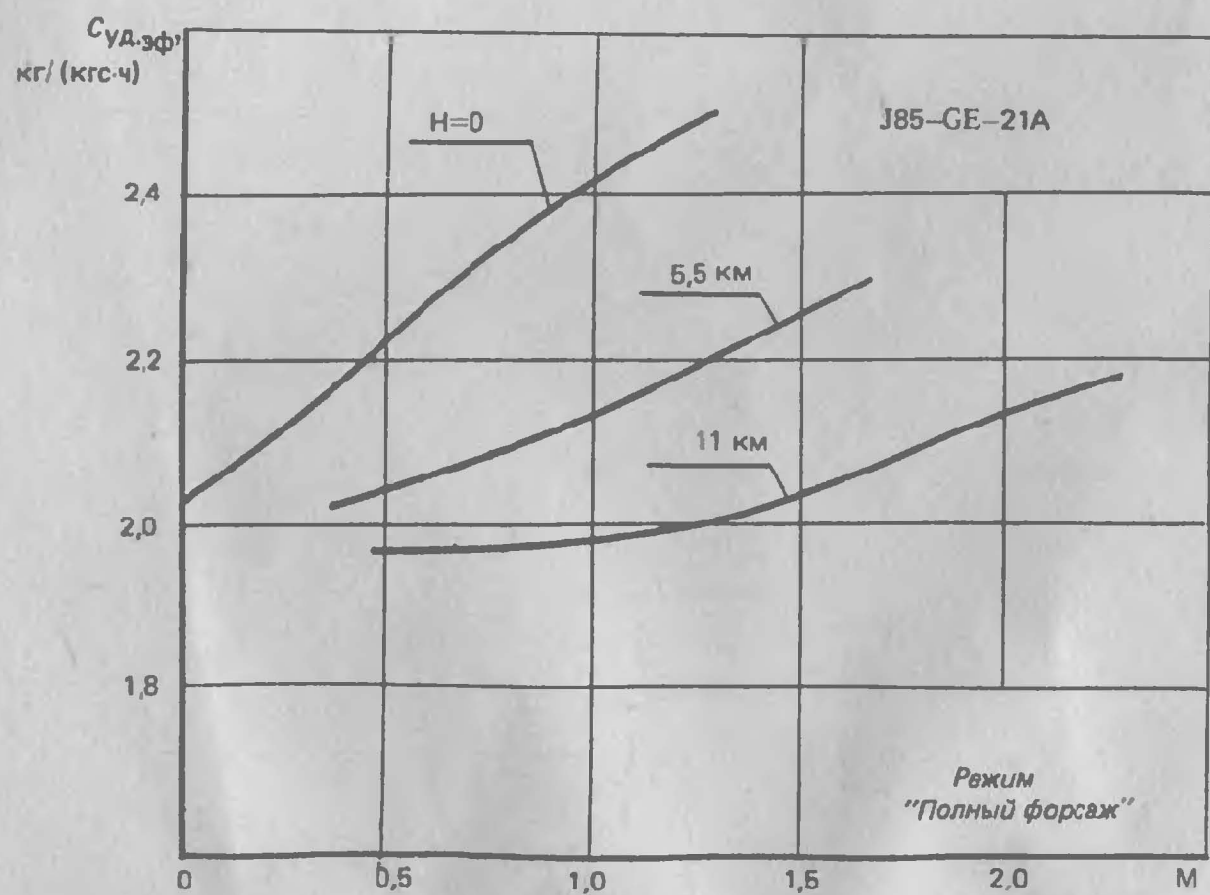


Рис. 2.2. Зависимость $C_{уд-эф}$ от числа M и высоты полета

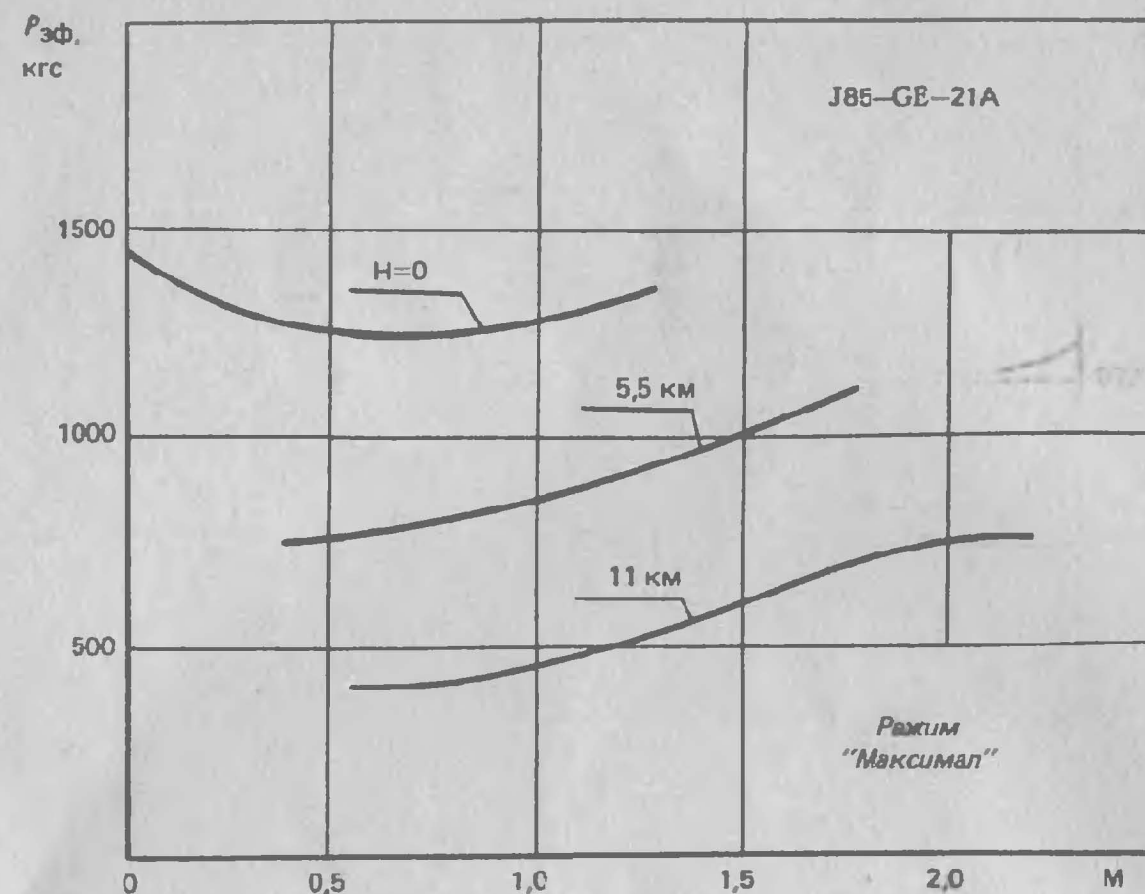


Рис. 2.3. Зависимость $P_{эф}$ от числа M и высоты полета

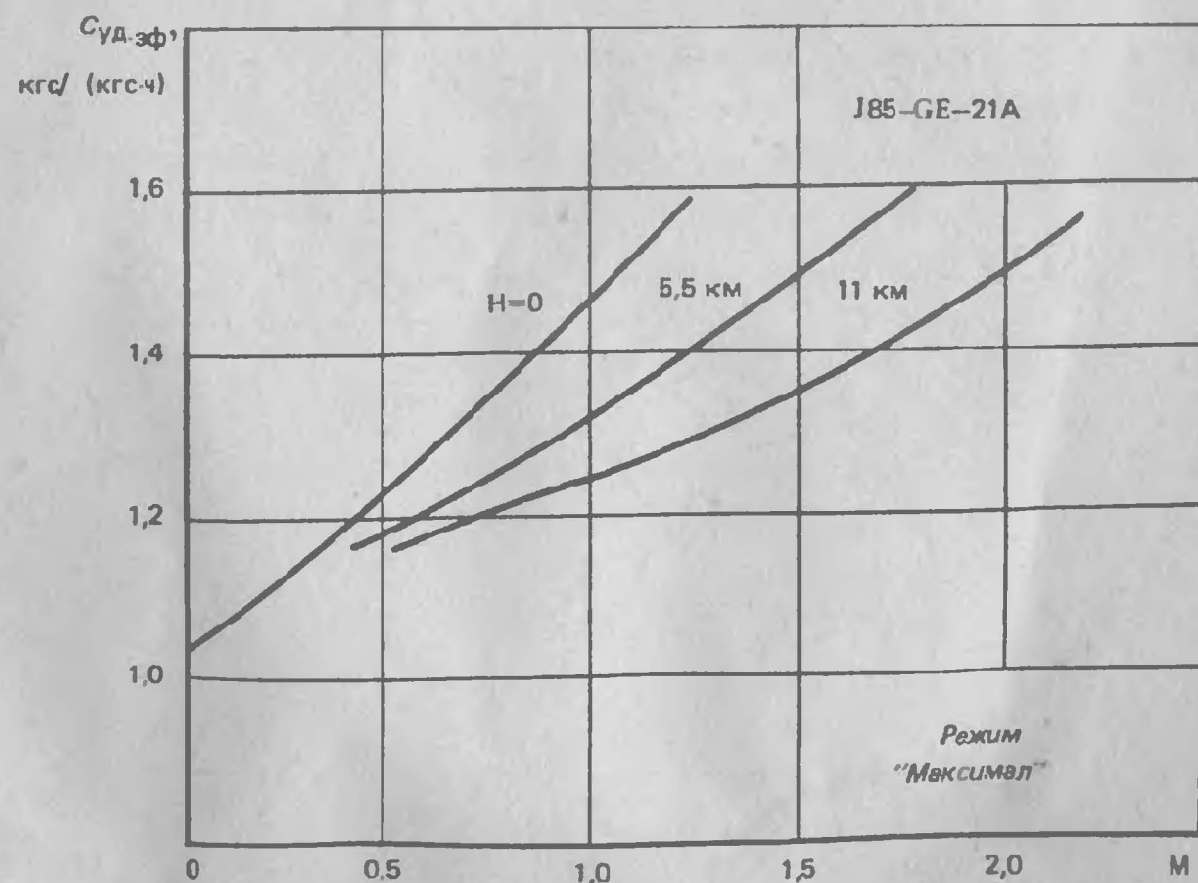
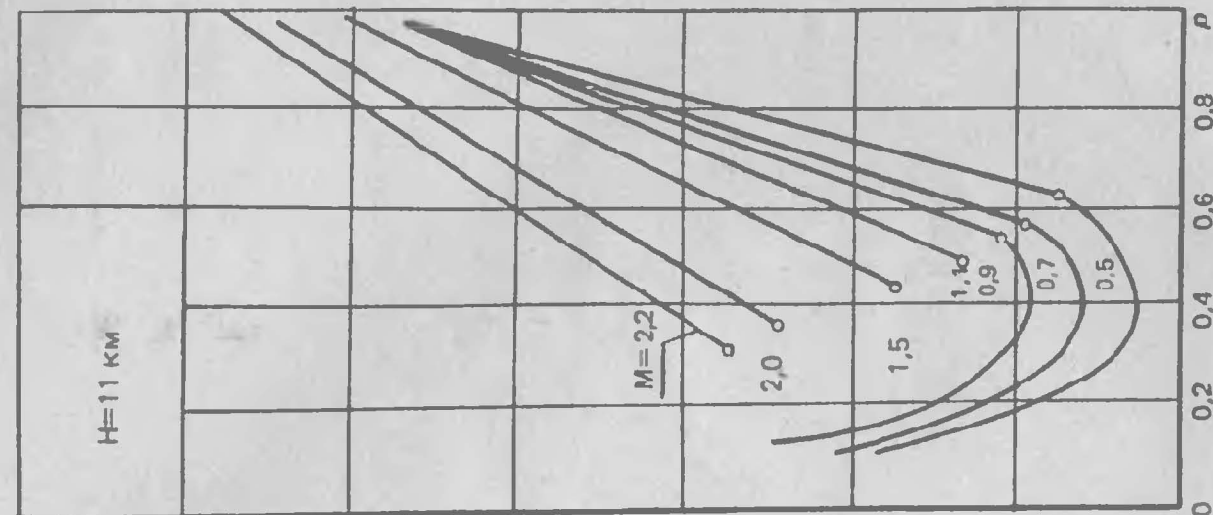
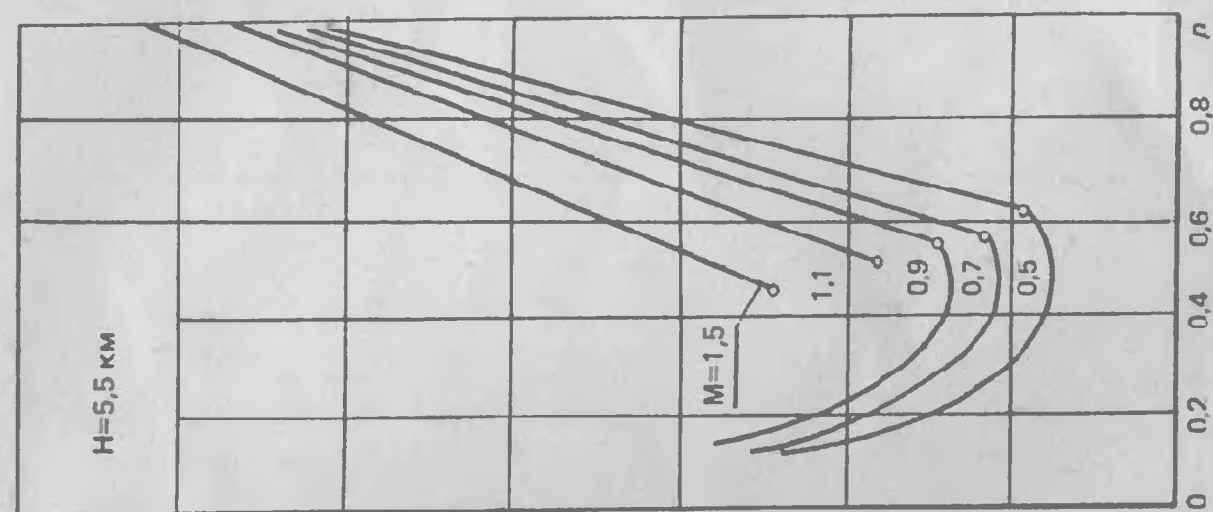


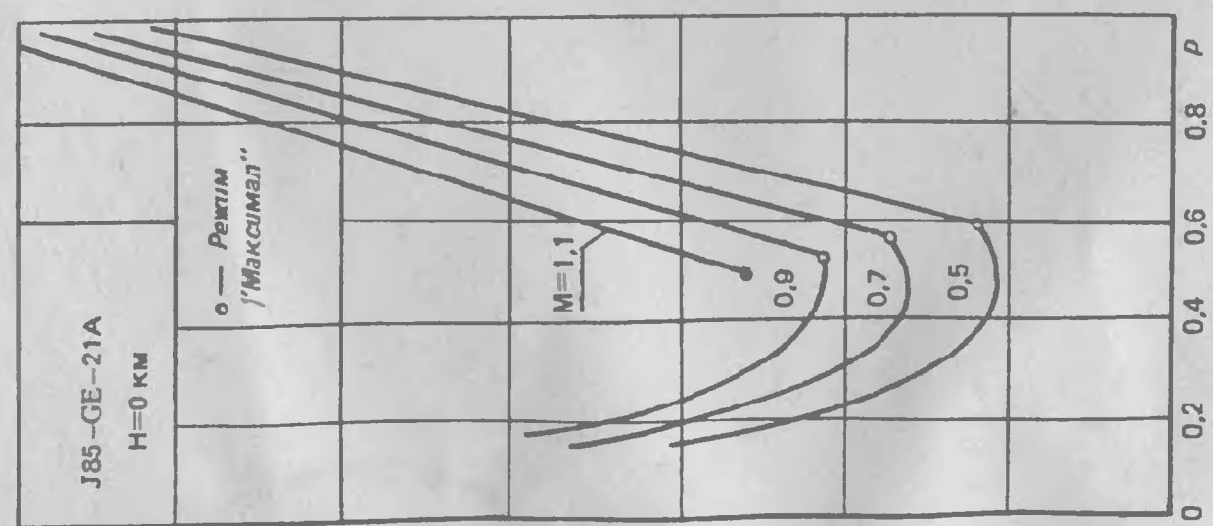
Рис. 2.4. Зависимость $C_{уд-эф}$ от числа M и высоты полета



$C_{уд.эф}$



$C_{уд.эф}$



$C_{уд.эф}$
кг/(кг·с)

Рис. 2.5. Дроссельные характеристики двигателя

температура газов перед турбиной.... 985°C
габаритная длина..... 2860 мм
габаритный диаметр..... 534 мм
сухая масса..... 310 кг
удельная масса..... 0,137 кг/кгс

На рис. 2.1 - 2.4 приведены эффективные высотно-скоростные характеристики двигателя J85-GE-21A $P_{эф} = f(M, H)$ и $C_{уд.эф} = f(M, H)$ для режимов "Полный форсаж" и "Максимум" (с учетом потерь во входном и выходном устройствах силовой установки).

На рис. 2.5 показаны дроссельные характеристики этого двигателя $C_{уд.эф} = f(\bar{P}, M, H)$, где \bar{P} - отношение текущего значения тяги к тяге на режиме полного форсажа при тех же значениях M и H .

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1. Аэродинамические характеристики

Особенностью самолета F-5E является применение в качестве механизации крыла отклоняющегося носка и закрылков, которые используются и при выполнении маневров, что несколько расширяет его маневренные характеристики.

Аэродинамические характеристики самолета в виде зависимостей $C_y^{\alpha}(M)$, $C_{x_0}(M)$, $A(M)$, $\Delta C_{x_0}(M)$, $C_{удоп}(M)$ показаны на рис. 3.1 - 3.5.

Здесь C_y^{α} - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки с учетом (штриховая линия) и без учета потерь на балансировку; C_{x_0} - коэффициент лобового сопротивления (без подвесок) при нулевой подъемной силе; A - коэффициент, характеризующий индуктивное сопротивление с учетом и без учета потерь на балансировку; ΔC_{x_0} - приращение коэффициента лобового сопротивления за счет подвесок; $C_{удоп}$ - допустимые значения коэффициента подъемной силы.

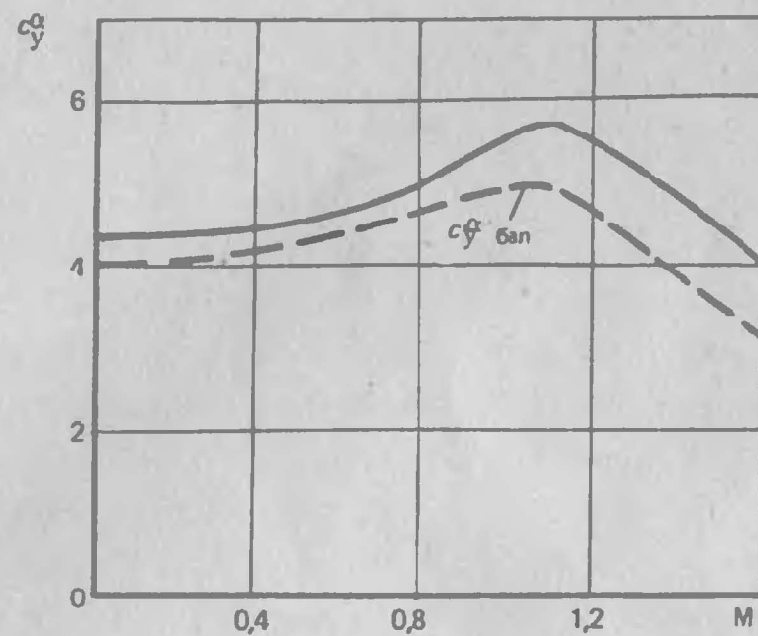


Рис. 3.1. Зависимость коэффициента c_y^a от числа M

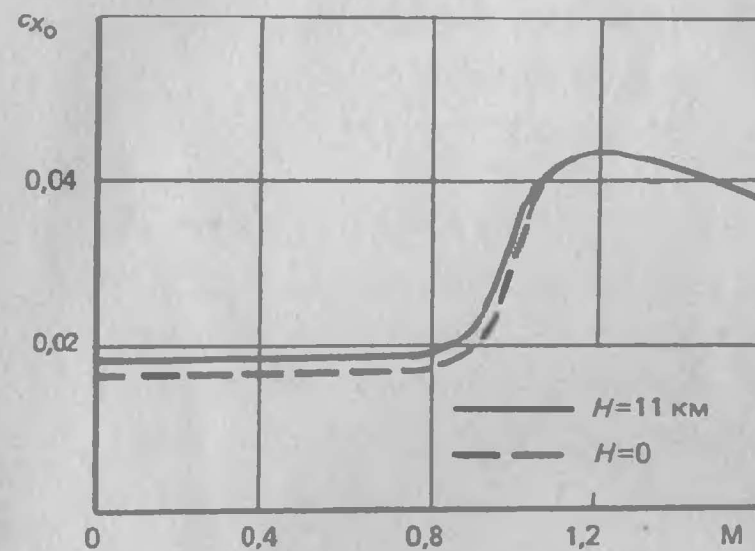


Рис. 3.2. Зависимость коэффициента c_{x_0} от числа M

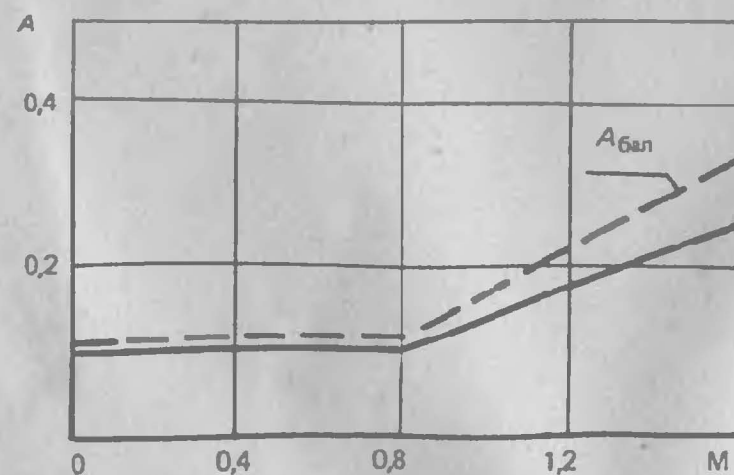


Рис. 3.3. Зависимость коэффициента A от числа M

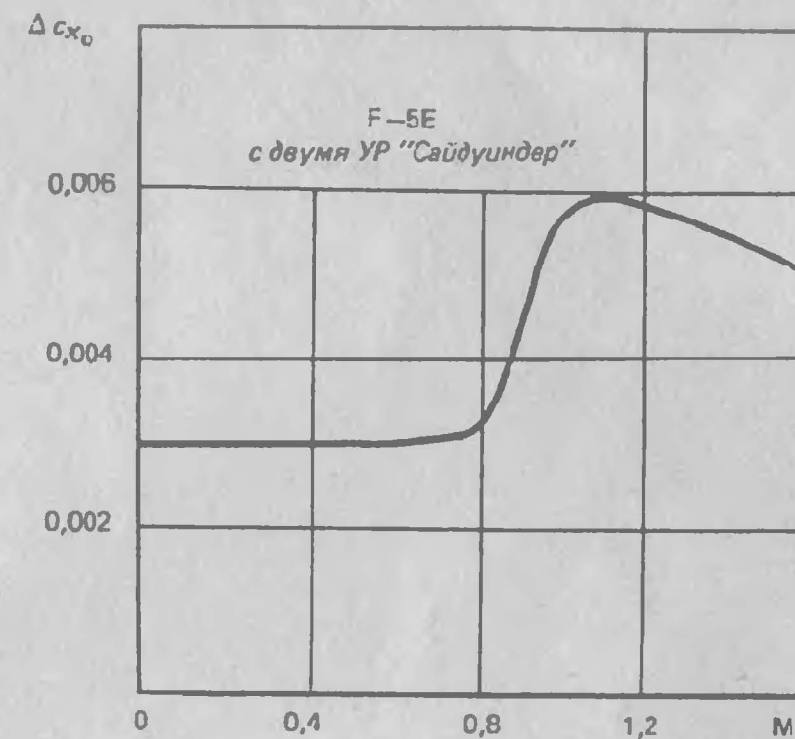


Рис. 3.4. Зависимость Δc_{x_0} от числа M

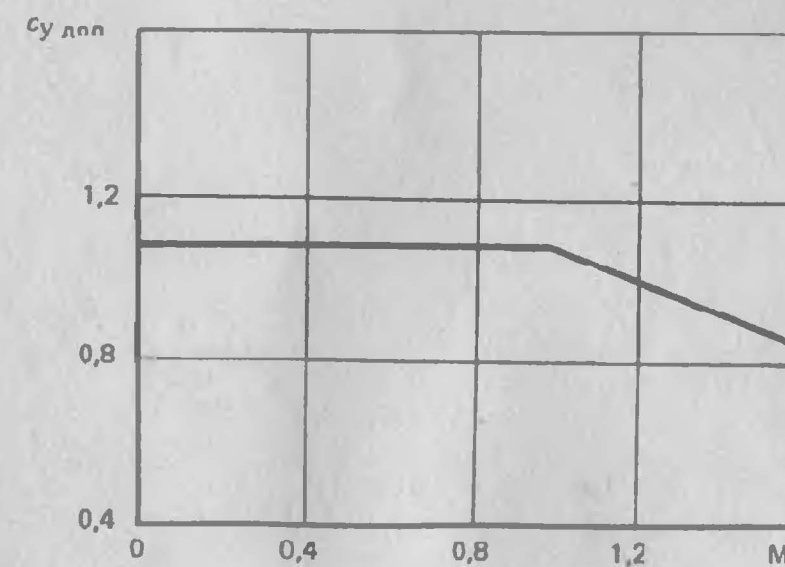


Рис. 3.5. Зависимость коэффициента c_y доп от числа M

3.2. Лётно-технические характеристики

Диапазон высот и чисел M полета (рис. 3.6) приведены для средней массы самолета

$$m_{cp} = m_0 - \frac{m_{т.бн}}{2} = 5100 \text{ кг}$$

с двумя подвешенными ракетами "Сайдуиндер" при работе двигателя на форсаже. Здесь $m_0 = 7100 \text{ кг}$ - нормальная взлетная масса самолета; $m_{т.бн} = 2000 \text{ кг}$ - масса топлива во внутренних баках.

Границы максимальных чисел M полета и статических потолков соответствуют условию равенства располагаемой тяги лобовому сопротивлению, а левая граница - минимально допустимой скорости полета. Штриховая линия соответствует минимально допустимой скорости с использованием механизации крыла. На рисунке также показаны ограничения по числу M и приборной скорости полета, за пределами которых использование механизации при маневре не допускается.

Зависимости энергетической скороподъемности $\dot{U}_y^*(M, H)$ для высот I;5 и II км (рис. 3.7) и $\dot{U}_{y\max}^*(H)$ (рис. 3.8) на форсажном режиме работы двигателя определены при тех же условиях, что и диапазон высот и чисел M полета.

Границы радиусов установившихся виражей приведены на рис. 3.9.

Зависимость радиусов установившихся виражей от скорости полета на высотах I;5 и II км приведена на этом рисунке с учетом ограничений по допустимому значению коэффициента подъемной силы $C_{y\text{доп}}$, допустимой нормальной перегрузке $n_{y\max}$ и по располагаемой (на форсаже) тяге. Там же в таблице приведены значения минимальных радиусов $R_{g\min}$ и времени $t_{g\min}$ установившегося виража также для высот $H = I;5$ и II км.

Взлетные характеристики представлены для взлета с полностью выпущенными закрылками и носками, вздыбленной передней ногой шасси и открытыми вспомогательными створками воздухозаборников. Такие условия обеспечивают минимальную длину взлетной дистанции при всех конфигурациях. Зависимости длин разбега и пробега от взлетной и посадочной масс приведены на рис. 3.10.

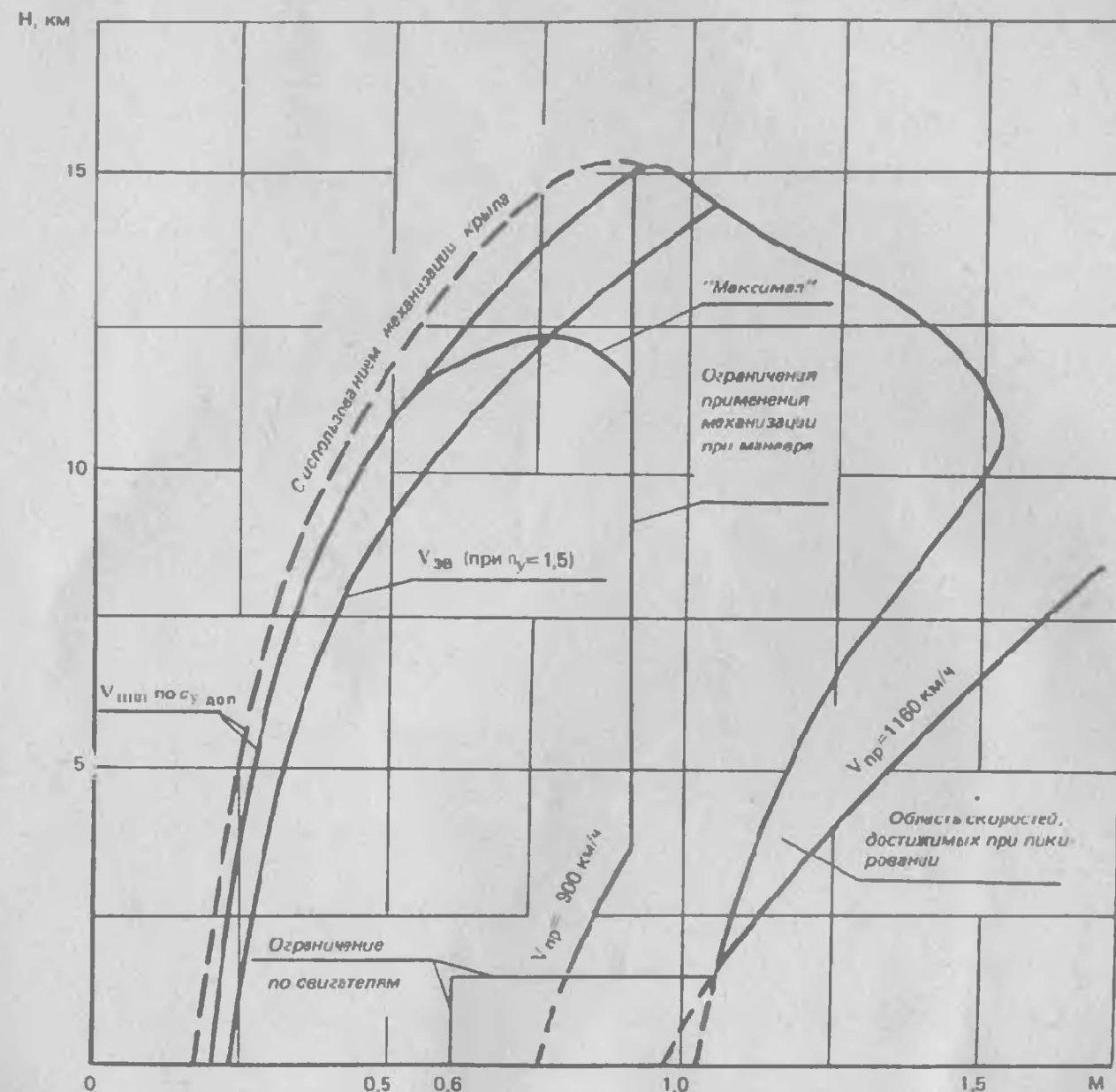


Рис. 3.6. Диапазон скоростей и высот полета самолета



Рис. 3.7. Зависимость V_y^* от числа M и высоты полета

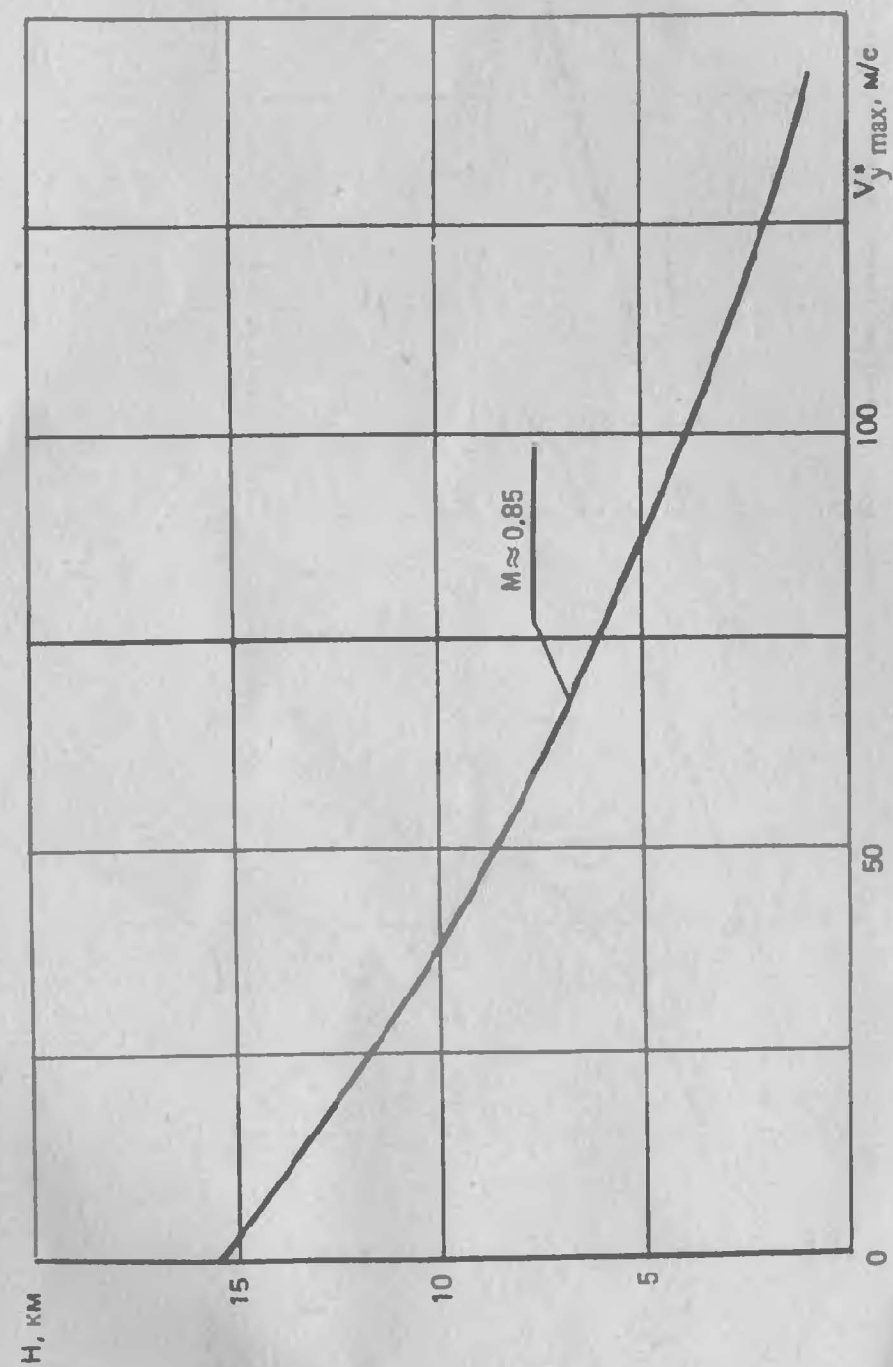


Рис. 3.8. Зависимость $V_{y \max}^*$ от высоты и числа M полета

H, км	1	5	11
R _в min, м	600	920	2200
t _в min, с	17,5	25	56

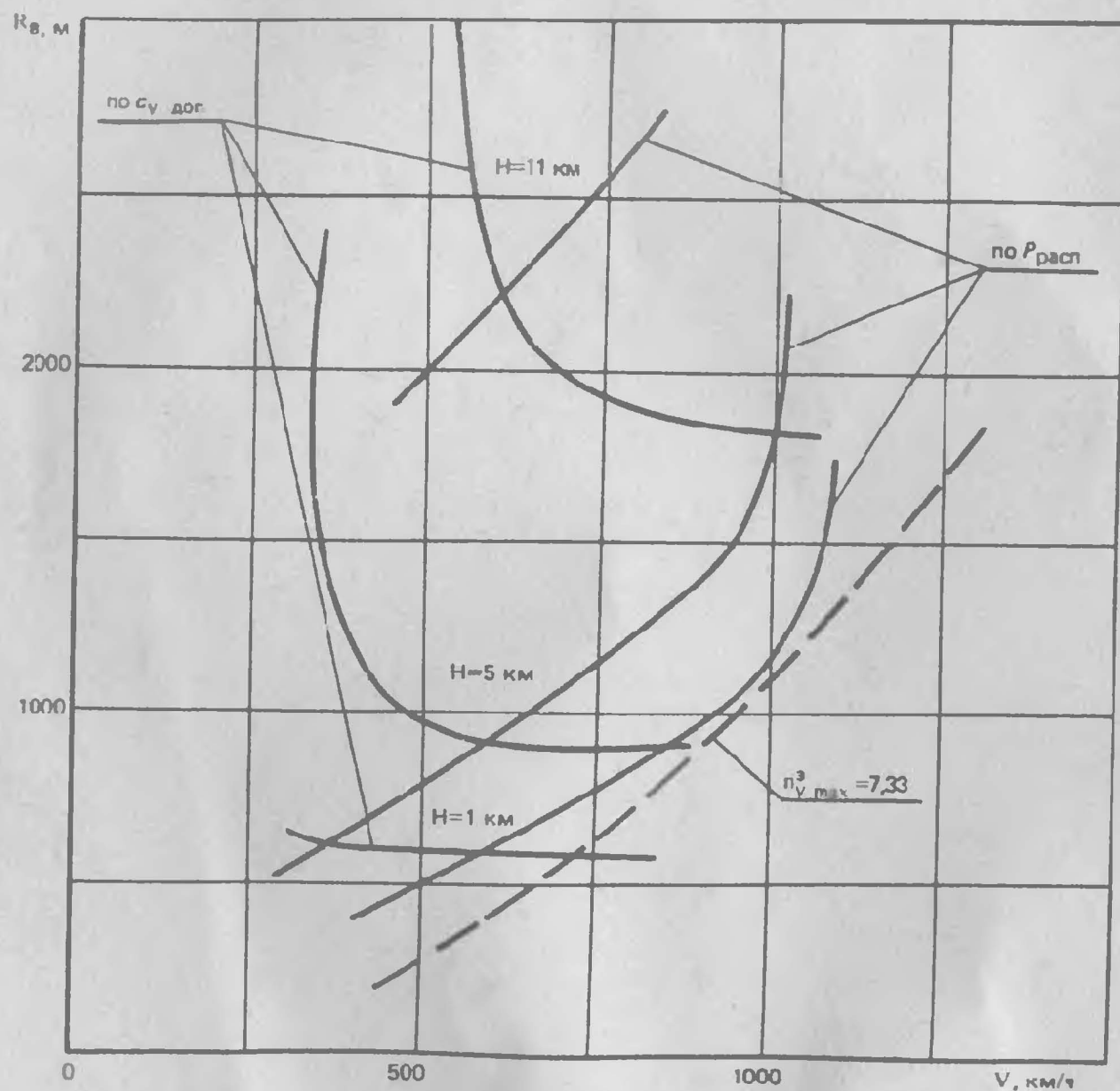


Рис. 3.9. Границы радиусов установившихся виражей

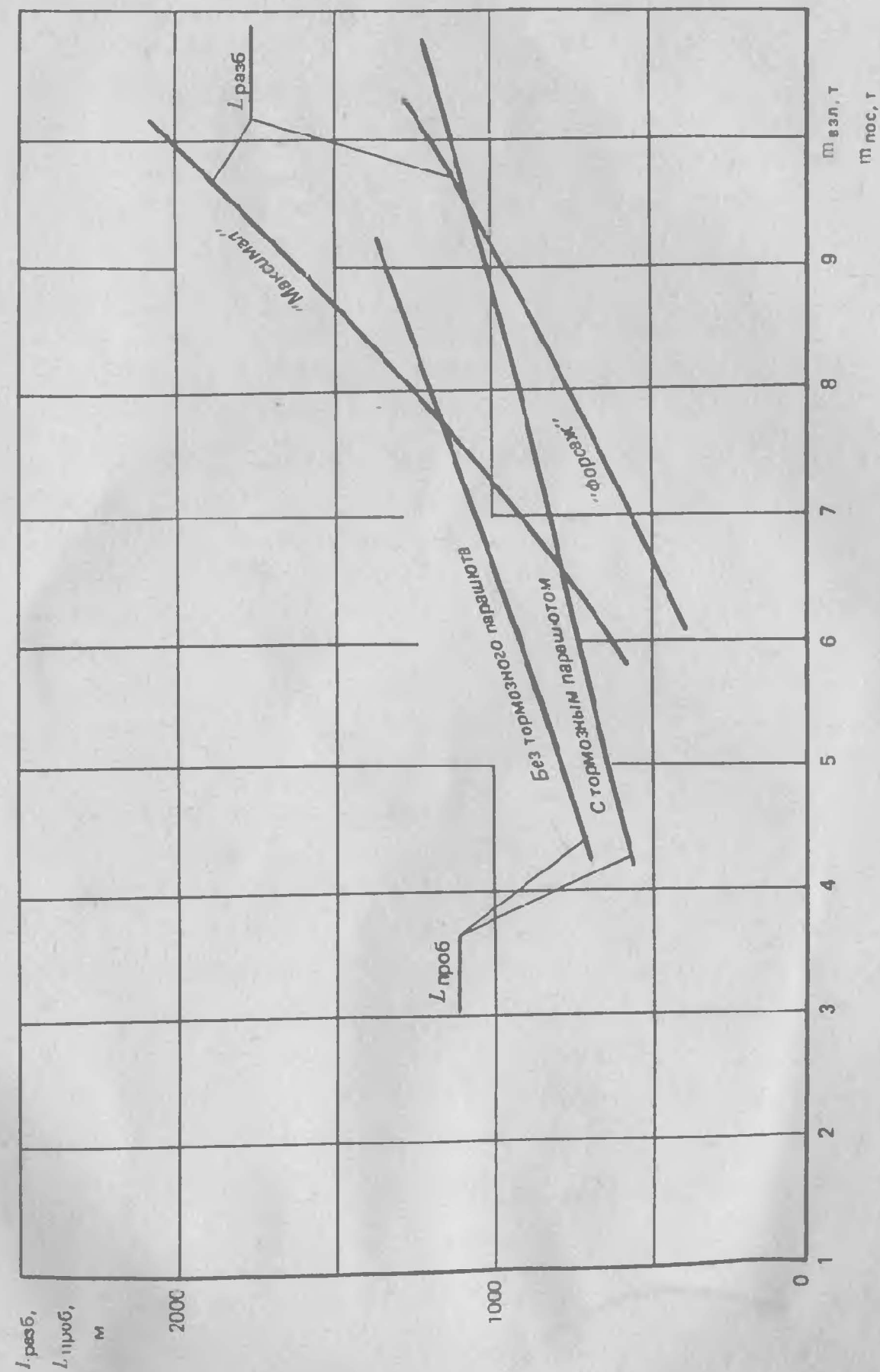


Рис. 3.10. Зависимость $L_{разб}$ и $L_{проб}$ от взлетной и посадочной масс соответственно

Эксплуатационные ограничения

1. По двигателю:

- на самолете нельзя превышать $M=0,6$ на высотах менее 1500 м и при температуре наружного воздуха ниже -24°C из-за ограничений в работе лопаток компрессора;

- во время маневренного полета с $V_{пр} \leq 460$ км/ч на $H=6000$ м резкие перемещения РУД назад от положения, соответствующего боевому режиму, могут привести к помпажу или заглоханию двигателя.

2. По применению оружия:

- ограничена скорость полета самолета при применении пушек до $V_{пр} = 740$ км/ч. При превышении этой скорости может произойти поломка флигарки для замера угла атаки, возможно повреждение двигателя.

3. Запрещены маневры:

- многократные бочки с отклонением элеронов более чем на $1/2$ хода,

- превышение отрицательной перегрузки $n_y = -2$ при выпущенных тормозных щитках;

- бочка при перегрузке более 5 без внешних подвесок или 4,3 с внешними подвесками;

- резкий ввод в бочку с полным оборотом вокруг продольной оси с $n_y > 1$ при наличии наружных подвесок;

- создание отрицательных перегрузок при отклоненной механизации крыла и при установленных пилонах;

- резкое переключивание руля направления при полном его отклонении с пустым центральным топливным баком.

Основные ограничения самолета по скорости и маневренности приведены на рис. 3.6 и 3.9.

4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

4.1. Средства поражения и варианты их применения

Самолет F-5E располагает семью узлами подвески средств поражения. На них могут подвешиваться управляемые ракеты класса "воздух-воздух" AIM-9 "Сайдуиндер", бомбы массой 118, 241, 380, 447 и 895 кг, баки с напад-

мом, кассеты с неуправляемыми ракетами калибра 70 и 127 мм. Самолет оснащен двумя встроенными в верхней носовой части фюзеляжа 20-мм пушками M39A3 с боекомплектом по 280 патронов на каждую пушку. Под фюзеляжем самолета может также подвешиваться контейнер с 30-мм пушкой GE-430 с боекомплектом 350 патронов.

Для действий по воздушным целям используются две встроенные пушки и 2 УР "Сайдуиндер", подвешиваемые на концах крыла; по наземным целям - пушки, бомбы, неуправляемые ракеты и УР "воздух-поверхность".

На рис. 4.1 показано размещение средств поражения на узлах их подвески.

При необходимости на самолет F-5E могут быть подвешены топливные баки: на концах крыла вместимостью по 190 л, на два внутренних подкрыльевых держателя - вместимостью по 570 или 1040 л и на подфюзеляжный держатель - бак вместимостью 1040 л.

Комплекс вооружения самолета F-5E отличается хорошей эксплуатационной технологичностью, что обеспечивается легким и быстрым вскрытием лючков и свободным доступом ко всем агрегатам вооружения. Так, например, обслуживание артиллерийской установки не требует применения специального инструмента и стремянок. Наличие трех независимых источников питания и четырех независимых систем сброса средств поражения обеспечивает высокую степень надежности комплекса. Возможность сброса в полете подкрыльевых и подфюзеляжного держателей повышает маневренные качества самолета. Размещение управляемых ракет на концах крыла уменьшает влияние пуска ракет на работу силовой установки самолета. Однако низкая степень автоматизации системы управления вооружением, большое количество органов управления усложняют боевое применение вооружения.

Самолет F-5E может использоваться и для учебных целей. В этом случае применяются ракетно-бомбардировочная установка, ракета-мишень и буксируемая мишень.

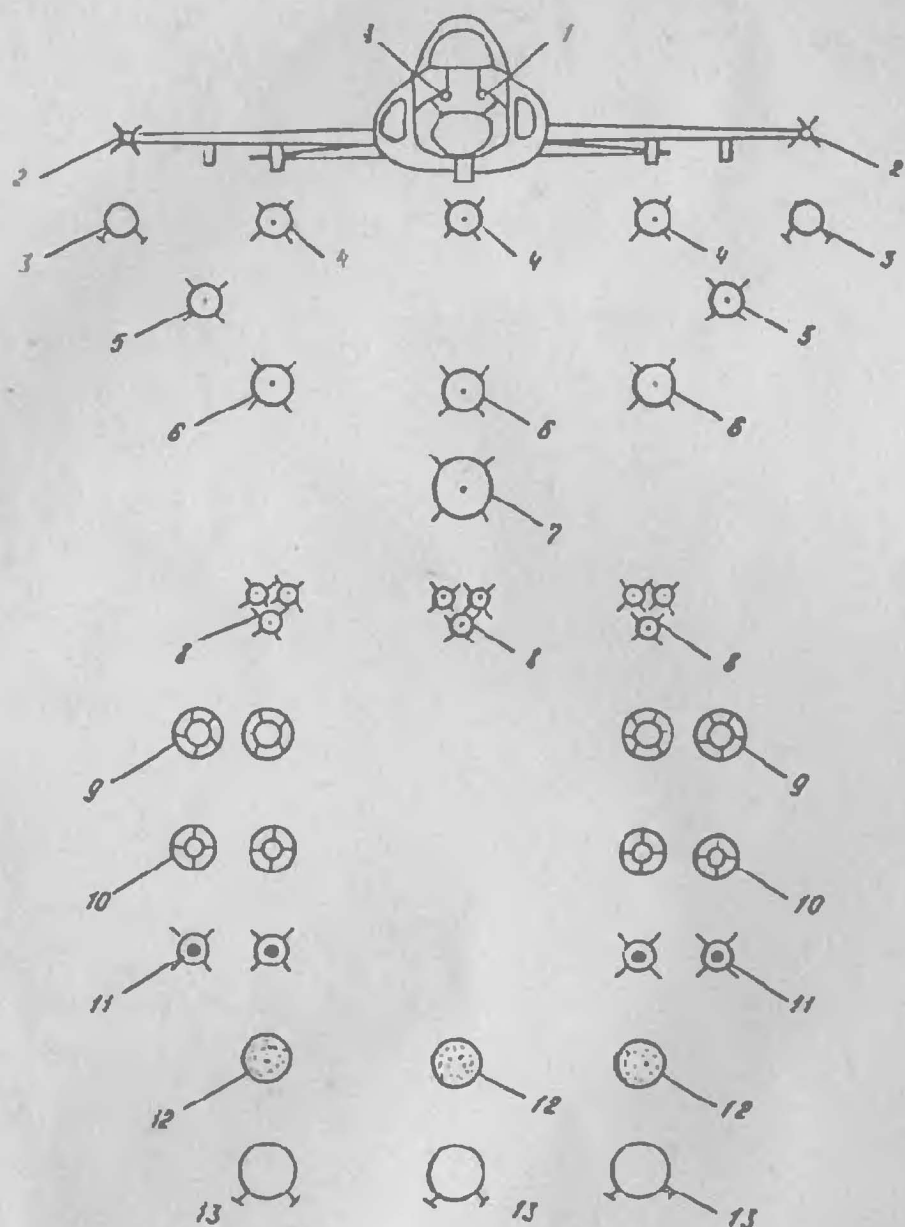


Рис. 4.1. Возможное размещение средств поражения и подвесных баков на узлах подвески самолета F-5E:
1 — две 20-мм пушки M-39A3; 2 — две УР "Сайдуиндер"; 3 — два топливных бака вместимостью 190 л; 4 — три бомбы массой 241 кг; 5 — две бомбы массой 380 кг; 6 — три бомбы массой 447 кг; 7 — одна бомба массой 895 кг; 8 — девять бомб массой 118 кг; 9 — четыре контейнера с 19 НАН калибра 70 мм; 10 — четыре контейнера с 4 НАР калибра 127 мм; 11 — четыре УР класса "воздух-поверхность"; 12 — баки с напалмом; 13 — три топливных бака вместимостью 570 л или 1040 л

Для поражения воздушных целей применяются УР "Сайдуиндер" AIM-9E, AIM-9J. Их характеристики приведены в таблице 4.1. УР AIM-9L предполагается применять с разрабатываемого самолета F-5G.

Пуск ракет осуществляется после захвата цели их пассивными инфракрасными координаторами и сближения с целью до расстояний, лежащих в пределах разрешенных дальностей пуска.

Ракеты в принципе обладают возможностью захвата цели и пуска при наличии угла между осью ракеты (носителя) и направлением на цель. При этом осуществляется целеуказание от бортовой РЛС или нацеленного визира. От величины названного угла зависят предельные дальности, при пуске в диапазоне которых наведение будет происходить без срыва. Для AIM-9L этот угол лежит в пределах $\pm 28^\circ$. При отсутствии целеуказания захват осуществляется при заарретированном координаторе совмещением оси ракеты с направлением на цель.

Наведение ракеты осуществляется по методу пропорциональной навигации. Чувствительный элемент координатора ракет AIM-9E и AIM-9J — сернистый оцинк, охлаждаемый термоэлектрическим способом, позволяет осуществлять захват и пуск ракет лишь из задней полусферы.

В системе управления ракеты AIM-9J в отличие от ракеты AIM-9E применены более мощные рулевые приводы и рули сложной формы, что улучшило динамику ракеты. Кроме того, на ней поставлен газогенератор, который увеличил время управляемого полета ракеты.

Ракета AIM-9L — "Супер Сайдуиндер" — является первой всеракурсной ракетой малой дальности с пассивным инфракрасным координатором. Это достигнуто благодаря применению чувствительного элемента из антимонида индия, охлаждаемого аргоном. Кроме того, характеристики координатора улучшены благодаря применению амплитудно-частотной моду-

ляции, достаточно высоким значениям максимального угла пеленга и максимальной угловой скорости слежения. Наряду с мерами по предотвращению выхода координатора на предельные углы пеленга и с применением рулей специальной формы, это уменьшило минимальные дальности пуска ракеты.

Боевая часть ракеты имеет два ряда симметрично относительно центра уложенных стержневидных осколков. Подрыв ее производится от неконтактного активного лазерного взрывателя.

Таблица 4.1

Характеристики управляемых ракет "воздух-воздух"

Характеристики	"Сайдуиндер"		"Супер Сайдуиндер"
	АІМ-9Е	АІМ-9J	
Стартовая масса, кг	74,5	78	84,5
Размеры, м			
длина	3,000	3,070	2,850
диаметр	0,127	0,127	0,127
размах крыльев	0,559	0,559	0,630
Аэродинамическая схема	"утка"	"утка"	"утка"
Двигатель:			
тип	РДТТ	РДТТ	РДТТ
суммарный импульс, кгс.с	4000	6000	6000
Система управления:			
тип координатора	Инфракрасный (ИК) пассивный с термoeлектрическим охлаждением. Амплитудная модуляция		ИК пассивный с глубоким охлаждением аргоном. Амплитудно-частотная модуляция
максимальные углы пеленга, °	±40	±40	±40
максимальная угловая скорость слежения, °/с	16,5	16,5	30
Боевая часть:			
тип	Осколочно-фугасная		Осколочно-фугасная с сформированными стержневыми осколками
масса, кг	11,3	11,3	11

Окончание табл. 4.1

Характеристики	"Сайдуиндер"		"Супер Сайдуиндер"
	АІМ-9Е	АІМ-9J	
Время управляемого полета, с	20	40	60
Максимальная располагаемая перегрузка	15	15	30
Максимальная высота цели, км	25	25	25
Дальность пуска минимальная-максимальная, км	0,6-15	0,45-15	0,3-18
Ракурсы пуска	Задняя полусфера		Всеракурсная

Пушка М39А3 имеет калибр 20 мм, массу 77 кг и темп 1500 выстрелов в минуту. Начальная скорость снаряда - 1040 м/с, масса снаряда около 100 г, а патрона - 320 г.

Пушка GE-430 размещается в съемной установке GEPOD - 30, имеет калибр 30 мм, массу 136 кг, темп 2400 выстрелов в минуту. Применяются фугасно-зажигательные и бронебойно-зажигательные снаряды. Для действий по бронированным целям разработан также снаряд с кумулятивным плоско-коническим зарядом. Толщина пробиваемой брони 76 мм. Масса снаряда 428 г.

4.2. Прицельно-навигационная система

Прицельно-навигационная система самолета F-5E включает в себя радиолокационную обзорно-прицельную станцию AN/APQ-153, оптический прицел ASG-29 с цифровым вычислителем угла упреждения, систему воздушных сигналов и гироскопический блок для измерения угловой скорости и углового ускорения самолета.

4.2.1. Радиолокационная станция

РЛС AN/APQ-153 диапазона 3 см (диапазон X: 3,0 - 3,75 см) обеспечивает обзор пространства, автоматический

захват цели на сопровождение по дальности. Зона обзора стабилизирована. Применяется РЛС для обеспечения прицеливания при стрельбе из пушек и при пуске ракет типа AIM-9 "Сайдундер".

РЛС обеспечивает измерение дальности до цели и скорости сближения с целью для вычисления угла прицеливания.

Обзор пространства двумя строками сканирования по азимуту в пределах $\pm 45^\circ$ и 10° по углу места (ширина диаграммы направленности по углу места 7°).

Летчик может изменять зону обзора по углу места в пределах $\pm 45^\circ$.

Дальность поиска целей до 36 км, автоматический захват на расстоянии 18 км.

При стрельбе из пушки РЛС переходит в режим закрепленного луча, когда диаграмма направленности по азимуту устанавливается по оси самолета, а по углу места на $4,5^\circ$ вниз. При поиске целей по дальности строб дальности автоматически перемещается в пределах от 150 м до 1800 м. Автоматический захват на сопровождение осуществляется при появлении первой цели в этом диапазоне дальности.

РЛС относится к импульсным некогерентным системам. Мощность излучения в импульсе 80 кВт. Антенна — параболического типа с размерами $4 \times 3 \times 1$ м. Масса РЛС около 50 кг. Дальность обнаружения по самолету, аналогичному F-5E (эффективная площадь отражения $\sigma = 3 \text{ м}^2$), порядка 16 км, а по самолету типа F-4 ($\sigma = 5 \text{ м}^2$) около 19 км.

В состав РЛС входят: антенна, приемопередатчик, пульт управления и индикатор на электронно-лучевой трубке.

В настоящее время на вооружение поступает усовершенствованный вариант РЛС для самолета F-5E типа AN/APQ-159. Основные ее отличия заключаются в следующем. Параболическая антенна заменена на плоскую целевую антенную решетку. Размеры антенны остались без изме-

нений. Передатчик РЛС имеет увеличенную мощность (порядка 100 кВт в импульсе). Введена перестройка частоты излучения для повышения помехозащищенности РЛС.

Дальность обнаружения целей увеличена примерно на 23%. Введен режим обзора поверхности земли с целью получения радиолокационного изображения местности при обеспечении самолетовождения.

Зона поиска стабилизирована в пространстве. Возможен обзор пространства как одной, так и двумя строками по углу места.

При пуске ракет AIM-9 возможен захват цели в пределах всего сектора поиска по азимуту с передачей целеуказания на ракету с точностью, обеспечивавшей захват цели головкой самонаведения ракеты.

Режим закрепленного луча практически не изменился. Введен режим ближнего воздушного боя при стрельбе из пушек, когда все операции автоматизированы и летчик не отвлекается на переключение и управление РЛС.

Улучшена индикация. Возможна совместная работа с электронно-оптическими приборами наблюдения и прицеливания.

4.2.2. Оптический прицел ASG - 29

Прицел имеет следующие основные части: гироскопический блок, предназначенный для измерения угловой скорости и углового ускорения самолета при прицеливании; вычислитель аэродинамических параметров (воздушной скорости и угла атаки); вычислитель угла упреждения цели, связанный с указанными измерителями и с радиолокационной станцией для ввода в прицел сведений о дальности цели и скорости сближения; коллиматорный индикатор с лобовым отражателем летчика (индикатор на лобовом стекле), снабженный встроенной в него электронно-лучевой трубкой (ЭЛТ) для индикации результату решения задачи прицеливания.

Судя по составу включенных в прицел измерителей, задача прицеливания при стрельбе с истребителей F-5E решается с выделением в ней только главных факторов: угловых поправок на движение цели с учетом ее маневра в условиях ближнего воздушного боя и угловой поправки для учета угла атаки самолета. При прицеливании по наземным целям может применяться способ прямой наводки оружия, требующий только индицирования летчику неподвижной прицельной марки без непрерывного изменения ее положения. Наличие на самолете пушек с высокой начальной скоростью снаряда и расположение стволов в поле зрения летчика позволяет эффективно применять прямую наводку, особенно при стрельбе с пологого пикирования, являющегося основным режимом атаки наземных целей.

Есть основания предполагать, что при бомбометании с самолета F-5E может применяться способ вычисления требуемых углов отклонения прицельной марки (визирной линии), построенной на измерении угловой скорости самолета, что позволяет выполнять прицеливание с маневрированием самолета по крену. Применение одностипных решений задачи прицеливания при стрельбе и бомбометании целесообразно для истребителя.

Основной алгоритм решения задачи прицеливания, предусмотренный в оптическом прицеле самолета F-5E, сводится к следующему.

С гироскопического блока, центрального вычислителя аэродинамических параметров и с дальномера РЛС в цифровой вычислитель прицела вводятся угловая скорость и угловое ускорение самолета, воздушная скорость и угол атаки, дальность и скорость сближения с целью. По этим сведениям автоматически вычисляются углы требуемого отклонения прицельной марки и с помощью ЭЛТ, встроенной в оптическую коллиматорную систему летчика, эти углы отрабатываются в форме соответствующего отклонения прицельной марки. Совмещая марку с целью путем соответствующего управления самолетом, летчик осуществляет прицеливание. Использование в алгоритме решения задачи при-

целивания информации с гироскопического блока обеспечивает стабилизацию прицельной марки от колебаний самолета.

Имеются три режима работы оптического прицела:

- режим применения прицела для пуска управляемых ракет, в котором его ИЛС используется в качестве индикатора работающей РЛС;

- режим автоматического управления визирной линией при стрельбе по воздушным целям, отличающийся тем, что в этом случае работают все блоки прицела и за счет непрерывного автоматического сопровождения цели радиолокационной станцией обеспечивается решение задачи прицеливания по схеме с независимым управлением визирной линией. Совмещение прицельной марки с целью, обеспечиваемое обычным управлением самолетом, является для летчика основанием для немедленного ведения стрельбы;

- режим полуавтоматического управления визирной линией, при котором от РЛС в прицел поступают только сведения о дальности цели и за счет управления самолетом осуществляется сопровождение цели прицельной маркой. После наложения марки на цель в этом случае требуется некоторое выдерживание ее по времени перед ведением стрельбы (аналог известного режима применения отечественных прицелов с установкой на ГИРО).

5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ)

5.1. Общая характеристика средств РЭБ

Самолет F-5E оснащен стандартными средствами РЭБ, а также некоторыми образцами аппаратуры, изготовленными специально для этого самолета.

Основными средствами РЭБ, предназначенными для использования на самолете, являются: станция активных помех (САП) - AN/ALQ-101, устройство выброса средств РЭБ-AN/ALE-40, аппаратура непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР)-AN/ALR-46. В некоторых странах применяются другие виды оборудования.

В настоящее время обсуждается вопрос оснащения самолета F-5E оборудованием для подавления ПВО. Такой самолет должен будет решать задачи:

- поражения радиоэлектронных средств (РЭС) управления огнем ЗУР и ЗА;
- целеуказания ударным самолетам наземных целей путем подсвета их лазером;
- радиотехнической разведки.

Для решения этих задач самолет F-5E предполагается оснастить лазерной системой подсвета целей и широкодиапазонной прецизионной системой НРЭР в диапазоне частот 0,5 + 20 ГГц с точностью пеленгации источника излучения до 1°.

5.2. Станции активных помех

Самолет оснащен САП AN /ALQ - IOI, размещенной в подвесном контейнере. В некоторых странах, в частности в Саудовской Аравии, предполагается замена его на контейнер со станцией AN /ALQ -II9.

Кроме того, разрабатываются два варианта блистерного контейнера, в котором вместе со станцией активных помех будут размещаться также и устройства выброса.

В настоящее время на самолете F-5E устанавливается восьмая (последняя) модификация станции - AN /ALQ - IOI(V) 8. В контейнере модульной конструкции размещаются два передатчика помех, которые могут работать как в режиме излучения шума мощностью около 200 Вт, так и имитационных помех. Станция работает в двух частотных диапазонах: 1550-5200 и 6200-10900 МГц.

Основное назначение станции - подавление наземных РЭС управления оружием. Вследствие этого диаграммы направленности антенн САП ориентированы в сторону земли. В зависимости от обстановки можно менять направление излучения "вперед-назад" за счет подключения соответствующих антенн.

САП AN/ALQ -II9, которая, по-видимому, придет на смену в некоторых странах станции AN /ALQ -IOI(V) 8,

имеет характеристики, близкие к характеристикам САП AN /ALQ -IOI. Передатчики САП перекрывают три частотных диапазона: 1550-5200; 3900-6200 и 6200-10900 МГц. Одновременно могут создаваться шумовые и уводящие помехи в двух из этих диапазонов.

В станции предполагается ограниченное управление спектральной плотностью мощности помехи в зависимости от степени угрозы, которую представляет оружие ПВО, имеющее подавляемые РЭС.

Помеховые сигналы могут излучаться как в переднюю, так и в заднюю полусферы. Предполагается усовершенствование станции для подавления импульсно-доплеровских РЛС и РЛС с непрерывным излучением.

5.3. Устройства выброса средств РЭБ

Основным устройством выброса для самолетов тактической авиации является пиротехническое устройство AN /AL E-40. На самолете F-5E устанавливается 7-я, либо 8-я, либо 9-я модификации этого автомата - AN /AL E-40(V) -7, -8, -9; для ВВС Нидерландов применяется разновидность AN /AL E-40(N).

Для рассеивания дипольных отражателей (ДО) в устройстве AN /AL E-40 используются патроны RR -I70A/AL и RR -I70B/AL.

Каждый патрон снаряжен диполями 6 размеров, что позволяет обеспечивать подавление РЭС в диапазоне частот от 2,5 до 18 ГГц. В качестве тепловой ловушки (ТЛ) для перенацеливания головок самонаведения ракет в устройстве AN /AL E-40(V) -7, -8, -9 используются патроны типа MJU -7/B. В настоящее время завершается разработка новой ТЛ -MJU -IO/B.

Для устройства AN /AL E-40(V) -7, -8, -9 разработаны 2 варианта кассет: один - для 30 патронов с ДО, другой - для 15 ТЛ. 2 кассеты любого типа устанавливаются в нижней части фюзеляжа самолета. Таким образом, на борту

может находиться либо 60 патронов с Д0, либо 30 ТЛ, либо (в основном варианте) 30 патронов с Д0 и 15 ТЛ.

Управление сбрасыванием Д0 и ТЛ производится летчиком независимо одно от другого вручную. Возможен также автоматический отстрел патронов с диполями. Интервалы отстрела патронов с Д0-0,1: 0,2: 0,3: 0,4 с. ТЛ отстреливаются с интервалом в 3; 4; 6; 8 и 10 секунд. Для рассеивания Д0 возможно использование переменного темпа выброса патронов.

Устройство AN /AL E-40(N) разработано специально для самолетов типа NF -5, находящихся на вооружении Голландии.

Две кассеты устройства выброса крепятся на поверхности фюзеляжа в хвостовой части самолета. Благодаря специальным обтекателям они имеют небольшое лобовое сопротивление. Каждая кассета (они идентичны) снаряжается 30 патронами с Д0 или 30 ТЛ. Всего на борту может находиться либо 60 патронов с Д0, либо 60 патронов с ТЛ, либо 30 патронов с Д0 и 30 ТЛ.

5.4. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР)

В различных странах на самолетах типа F - 5E устанавливаются различные средства НРЭР, предназначенные для получения информации о средствах управления оружием: на самолетах Норвегии и Саудовской Аравии - AN /ALR -46; Швейцарии - AN /APR -36/37, которое также будет заменяться на AN /ALR -46; Нидерланды - французская система BF. Наиболее совершенной и перспективной из них является аппаратура AN /ALR -46, которая устанавливается на большинстве самолетов F - 5E.

Система AN /ALR -46 с цифровой обработкой принятых сигналов способна проводить анализ радиоэлектронной обстановки и оценивать степень угрозы защищаемому летательному аппарату.

Основные характеристики системы: диапазон частот - 2 - 18 ГГц, скорость обработки сигналов - свыше 80000 имп/с,

число РЭС, оцениваемых одновременно, - 16, общее число РЭС, характеристики которых находятся в памяти системы, - до 150.

Процессор по характеристикам сигнала определяет тип РЭС, режим работы, степень готовности к применению оружия, а также направление на источник излучения. Данные с процессора передаются для управления САП и устройством выброса, а также летчику в звуковой и визуальной форме.

Основное назначение системы - анализ импульсных РЭС. Однако благодаря модульной конструкции AN /ALR -46 может быть легко приспособлена и для работы с непрерывными сигналами.

5. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

В состав бортового оборудования самолета F - 5E входят:

- пилотажно-навигационное оборудование;
- радионавигационное оборудование;
- оборудование для выполнения боевых задач, включающее РЛС AN /APQ -153 и оптический прицел ASG -29 (см. раздел 4);
- оборудование средств радиоэлектронной борьбы (см. раздел 5);
- система электроснабжения;
- система обеспечения жизнедеятельности экипажа.

6.1. Пилотажно-навигационное оборудование

В отличие от большинства более современных зарубежных самолетов пилотажно-навигационное оборудование самолета F -5E не образует явно выраженного комплекса и состоит из приборов и систем, функционирующих в значительной мере обособленно. Некоторые из них - устаревших типов с невысокими техническими характеристиками.

Пилотажно-навигационное оборудование включает: систему управления самолета, систему отображения пилотажно-

навигационной информации, систему воздушных сигналов, прибор контроля силовой установки.

В системе управления самолета используются отклонения трех управляющих органов: стабилизатора, элеронов, руля направления. По всем трем каналам система имеет двухкамерные гидроусилители (бустеры) с питанием от двух гидросистем самолета. Работоспособность системы сохраняется при отказе одной из гидросистем.

Средства автоматизации управления полетом ограничиваются демпферами тангажа и рыскания, а также ограничителем предельных отклонений руля направления.

На ручке управления самолетом имеется четырехпозиционная кнопка управления двумя механизмами триммерного эффекта (МТЭ) по каналам тангажа и крена. На приборной доске установлен указатель положения МТЭ тангажа. Кроме того, на ручке управления предусмотрена галетка для выключения демпфера тангажа для повышения эффективности управления. По левому борту установлен пульт, на котором имеются тумблеры раздельного включения демпферов тангажа и рыскания, а также рукоятка управления канала рыскания.

В полете предельные отклонения руля направления автоматически изменяются по сигналам приборной скорости от системы воздушных сигналов (СВС).

Система отображения пилотажно-навигационной информации основана на традиционных круглошкальных указателях. В левой части приборной доски размещены основные пилотажно-навигационные приборы:

- авиагоризонт (указатель углов крена и тангажа);
- индикатор горизонтальной обстановки (навигационно-курсовой прибор);
- высотомер (его точность у земли примерно 20 м);
- указатель воздушной скорости и числа М;
- указатель угла атаки;
- вариометр.

Для определения и индикации углов крена, тангажа и курса самолета служит система курсовертикали. Она состо-

ит из подсистемы измерения и индикации углового положения самолета, курсовой и навигационной подсистем, гироскопического выключателя коррекции и реле питания, осуществляющего управление и координацию работы системы.

Имеется также резервный малогабаритный авиагоризонт (на правой части приборной доски).

Система воздушных сигналов выдает информацию о барометрической высоте, числе М, приборной и истинной воздушной скорости и угле атаки. На самолетах некоторых серий сигналы высоты используются для коррекции показаний электромеханического высотомера, который может функционировать и самостоятельно.

Приборы контроля силовой установки расположены на правой части приборной доски.

На самолетах, поставляемых в страны, не имеющие наземных маяков радионавигационной системы ТАКАН, для обеспечения выполнения навигационных задач устанавливается инерциальная навигационная система LN-33.

6.2. Радионавигационное оборудование

На самолете F-5E установлено следующее радионавигационное оборудование:

- приемник радиотехнической системы ближней навигации ТАКАН ARN-65;
- радиокompас УКВ диапазона ARA-50;
- система посадки по приборам типа ILS;
- система опознавания "свой-чужой" AN/APX-72.

ARN-65 имеет дальность действия до 370 км, точность измерения угла 1° , дальности 180 м, рабочие частоты 962-1213 МГц, мощность излучения 1 кВт.

Радиокompас ARA-50 действует до высоты 21 км, пеленг определяет с точностью до $\pm 5^\circ$, его рабочие частоты 225-400 МГц.

Система ILS обеспечивает посадку самолета при высоте облачности до 60 м и видимости до 800 м. Для этого на самолете имеется устройство приема сигналов кур-

сового, глиссадного маяков, наземной части системы посадки и маркерного передатчика.

6.3. Радиосвязное оборудование

На самолете F-5E установлены радиостанции УКВ диапазона AN/ARC-109 и AN/ARC-150. Радиостанция AN/ARC-150 сопрягается с радиокompасом УКВ диапазона AN/ARA-50 и аппаратурой закрытой связи ВУ -8 (или ВУ -28). Кроме того, на этом самолете устанавливается передающее устройство команд телеуправления URC AN/ARW -47.

Основные характеристики радиостанций приведены в таблице 6.1.

6.4. Система электроснабжения

На самолете имеются системы переменного и постоянного тока. Источниками трехфазного переменного тока II5/200В 400Гц служат 2 генератора по 15 кВА. К каналам переменного тока подключены 2 трансформаторно-выпрямительных блока (ТВБ), вырабатывающих постоянный ток. Аварийным источником постоянного тока 24В является никель-кадмиевый аккумулятор, заряжаемый от ТВБ.

Вспомогательным источником переменного тока II5В служит статический преобразователь, питаемый от аккумулятора. Он обеспечивает работу системы зажигания при запуске двигателей, проверку указателей количества топлива и кислорода, функционирование приборов контроля левого двигателя при его запуске.

6.5. Система обеспечения жизнедеятельности экипажа

Система кондиционирования обеспечивает заданный закон изменения давления воздуха в кабине, стабилизацию температуры, а также охлаждение электрооборудования.

В системе кислородного питания используется газификатор жидкого кислорода (запас 5 л).

Таблица 6.1

Основные характеристики радиостанции

Тип радиостанций	Дальность действия, км	Диапазон частот, МГц	Число фиксированных частот Из них предв- рительно наст- роенных	Род работы Вид модуляции	Мощность излучения, Вт
AN/ARC-109	350	225-400	3500 20	ТЛФ, ТЛГ АМ, ЧМ	-
AN/ARC-150	400	225-400 238-248 (дежурный прием)	7000 20	ТЛФ, ТЛГ АМ	10-30

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

Авиационные бортовые средства РЭБ. Техническая информация. ОНТИ ЦАГИ. 1977, № 13. 1979, № 23-24.

Дипольные отражатели. Новости зарубежной науки и техники. НИЦ. 1975, № 3.

Истребитель "Нортроп" F-5E "Тигр" II. Техническая информация. ОНТИ ЦАГИ. 1972, № 12.

Истребитель "Нортроп" F-5E "Тигр" II. Техническая информация. ОНТИ ЦАГИ. 1973, № 16.

Самолет Northrop F-5E Tiger II. Военная авиация и реактивная техника. П/я А-1420. 1972, выпуск 17.

США. "Международный" истребитель "Нортроп" F-5-2I. Авиационная и ракетная техника. ОНТИ ЦАГИ. 1970, № 595.

США. "Международный" истребитель "Нортроп" F-5E. Авиационная и ракетная техника. ОНТИ ЦАГИ. 1971, № 630.

О Г Л А В Л Е Н И Е

1. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА.....	3
2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА.....	7
3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	11
3.1. Аэродинамические характеристики.....	-
3.2. Летно-технические характеристики.....	14
4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА.....	20
4.1. Средства поражения и варианты их применения.....	-
4.2. Прицельно-навигационная система.....	25
4.2.1. Радиолокационная станция.....	-
4.2.2. Оптический прицел ASG -29.....	27
5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ).....	29
5.1. Общая характеристика средств РЭБ.....	-
5.2. Станции активных помех.....	30
5.3. Устройства выброса средств РЭБ.....	31
5.4. Средства непосредственной радио-электронной разведки (НРЭР).....	32
6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА.....	33
6.1. Пилотажно-навигационное оборудование.....	-
6.2. Радионавигационное оборудование.....	35
6.3. Радиосвязное оборудование.....	36
6.4. Система электроснабжения.....	-
6.5. Система обеспечения жизнедеятельности экипажа.....	-
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	38

Некачественная печать вызвана слабой насыщенностью оригинала

Редактор *В.М. Корзин*
Технический редактор *Л.Н. Подоляк*
Корректоры *Л.Д. Конькова, Г.П. Яковлева*

Подписано в печать 11.7.83. Формат 60х90/16. Бумага офсетная № 2.
Печать офсетная. Печл. 2 1/2. Усл. печл. 2,5. Усл. кр.-отт. 2,75.
Уч. издл. 2,38. Изд. № 7/8859 дот (6). Зак. 5155

Отпечатано в отделе полиграфии Информэлектро,
Москва, Е-123, ул. Плеханова, 3а