

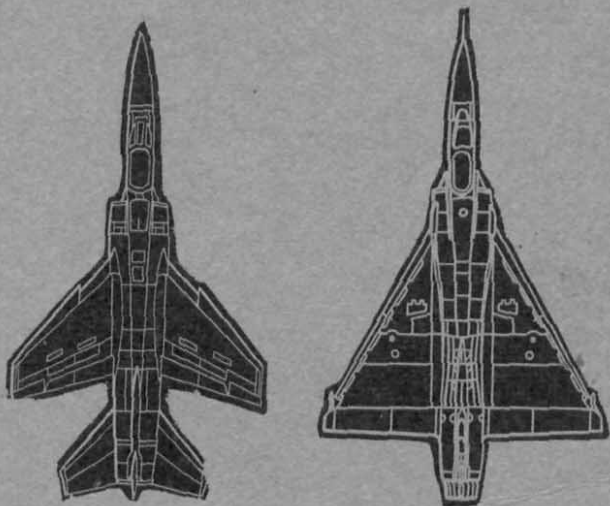
САМОЛЕТЫ
ЗАРУБЕЖНЫХ
СТРАН

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

*Для служебного
пользования*

МНОГОЦЕЛЕВЫЕ ИСТРЕБИТЕЛИ «МИРАЖ» F-1 И «МИРАЖ» 2000

(ВВС Франции)



В ПОМОЩЬ
СТРОЕВЫМ
ЧАСТЯМ
ВВС

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

*Для служебного
пользования*

Экз. №

**МНОГОЦЕЛЕВЫЕ ИСТРЕБИТЕЛИ
«МИРАЖ» F-1 И «МИРАЖ» 2000**

(ВВС Франции)

*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. Березин, Г.Г. Волков, В.В. Гуляев, В.И. Давыдов, С.Г. Дедух, П.И. Дудник, А.А. Дядюнов, Г.В. Запорожец, Р.Д. Иванов, А.М. Иванушкин, Л.Н. Каманин, А.К. Коломейцев, Б.М. Коротин, М.Д. Потапов, О.У. Семенов, А.К. Симагин.

Настоящее пособие содержит основные технические характеристики и данные многоцелевых истребителей "Мираж" 2000, их силовых установок, 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.

ЧАСТЬ I ИСТРЕБИТЕЛЬ "МИРАЖ" F-I

I. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Истребитель "Мираж" F-I создан для замены самолета "Мираж" III. Отличие истребителя "Мираж" F-I от "Мираж" III состоит в значительно увеличенной боевой нагрузке, больших запасах топлива и продолжительности полета, улучшенных аэродинамических и взлетно-посадочных характеристиках, новом электронном оборудовании и более совершенной системе вооружения. Эти истребители различны также по компоновочной схеме.

Самолет "Мираж" F-I является многоцелевым и имеет несколько вариантов.

Его основным вариантом является самолет "Мираж" F-IC - одноместный истребитель, предназначенный для ведения воздушного боя и применения в качестве перехватчика.

"Мираж" F-IC (рис. I.1) в отличие от "Миража" III имеет стреловидное высокорасположенное крыло и оперение обычной схемы. Крыло оборудовано развитой механизацией. Двухцелевые удлиненные закрылки расположены не более чем на $2/3$ размаха крыла. На передней кромке крыла по всему его размаху предусмотрены отклоняемые носки-предкрылки. Механизация крыла используется для повышения маневренности в условиях воздушного боя с автоматическим управлением в зависимости от изменения скорости и угла атаки. При взлете и посадке управление механизацией выполняет летчик. В нижней части фюзеляжа расположен отклоняющийся в полете воздушный тормоз. Высокое расположение крыла и среднее стабилизатора обеспечивают продольную устойчивость самолета на больших углах атаки.

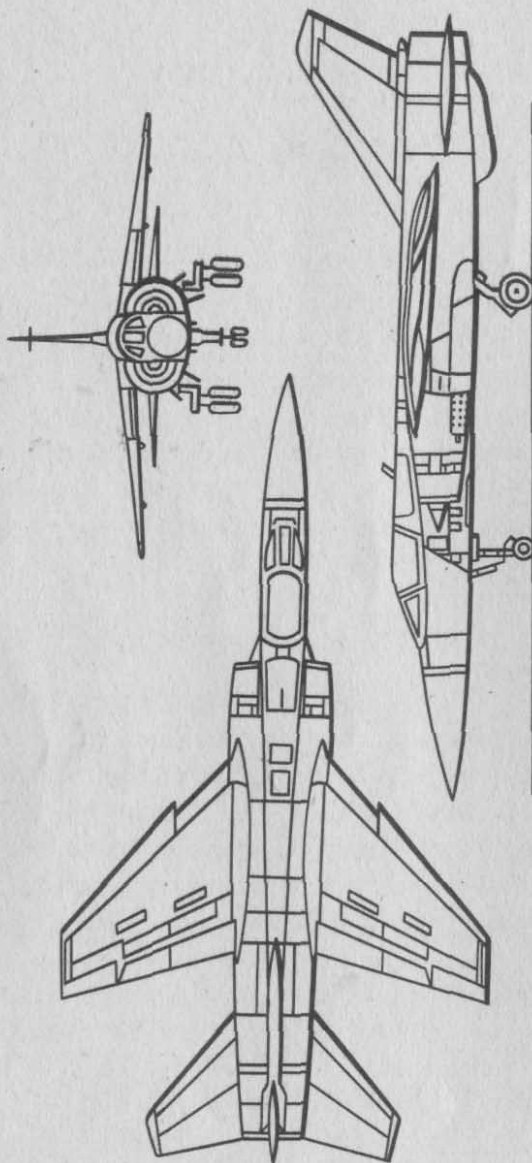


Рис. 1.1. Схема самолета "Мираж" F-1C

Герметичная кабина имеет фонарь, обеспечивающий летчику достаточный обзор вперед и назад (с помощью двух зеркальных устройств). Лобовая панель козырька кабины летчика изготовлена из оптического стекла высокого качества для устранения ошибок визирования, обусловленных кривизной поверхности. Катапультируемое кресло обеспечивает спасение летчика при движении на земле и при полете на предельно малых высотах на скоростях от 165 км/ч и более.

Шасси самолета имеет двойные колеса с пневматиками низкого давления, что обеспечивает эксплуатацию его на грунтовых аэродромах.

Топливная система включает внутренние (фюзеляжные и крыльевые) и подвесные топливные баки. В фюзеляже размещены: центральный бак (620л), два передних (по 525л), два средних (по 560л) и два задних (по 545л) – общей вместимостью 4280л. Два топливных бака вместимостью по 200л находятся в крыле. На самолете могут быть также установлены три подвесных топливных бака вместимостью по 1200л. Таким образом, общий запас топлива составит 7880л (6150кг). На самолете установлена централизованная система заправки топливом внутренних баков под давлением, что позволяет сократить время на подготовку самолета к повторному вылету.

Двухконтурный турбореактивный двигатель расположен в хвостовой части фюзеляжа.

Боковые воздухозаборники – полукруглого сечения со щелями для слива пограничного слоя с регулирующими полуконусами.

Самолет имеет обычные органы управления: управляемый горизонтальный стабилизатор, элероны и **интерцепторы** для управления по крену и руль направления. Все эти органы управления приводятся в действие посредством двойных гидравлических усилителей, питаемых двумя автономными гидросистемами, насосы которых имеют привод от ротора двигателя. В случае прекращения вращения ротора двигателя автоматически включается гидронасос с электроприводом, который обеспечивает питание одной из систем

в течение 15 мин. Проводка управления выполнена в виде тяг и тросов. В системе управления имеются автоматы регулирования усилий, механизмы триммерного эффекта и механизмы изменения передаточных коэффициентов, демпферы в каналах крена, тангажа и рыскания, системы автоматической стабилизации самолета относительно трех осей.

Основные данные самолета для варианта с двумя ракетами "Матра Мажик" R-550 и боекомплектом для пушек 270 патронов приведены в табл. I.1.

Таблица I.1

Основные данные самолета "Мираж" F-1 C

Экипаж I чел.

Размеры

Длина самолета, м 15,00
 Высота, м 4,5
 Размах крыла, м 8,4
 Площадь крыла, м² 25,0
 Удлинение крыла 2,8
 Стреловидность крыла по передней кромке, град 47,5
 Средняя аэродинамическая хорда, м 3,42

Массы и нагрузки

Взлетная масса, кг 11710
 Масса пустого самолета с экипажем, кг 7885
 Масса топлива во внутренних баках, кг 3350
 Масса боевой нагрузки, кг 475
 Посадочная масса, кг 8500
 Удельная нагрузка на крыло при взлете, кгс/м² 467

Двигатель

Двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажем (ТРДДФ) "Атар" 9K-50 количество I
 стендовая тяга, кгс:
 на режиме полного форсажа 7200
 на максимальном режиме 5000
 Тяговооруженность на взлете, кгс/кг 0,572

Летные характеристики

Максимальная скорость, км/ч:
 на высоте 11000 м 2230 (M=2,1)
 у земли 1300 (M=1,06)
 Практический потолок, м 17000
 Максимальная энергетическая скорость-подъемность (N=1км, M=0,9), м/с 143
 Практическая дальность полета (на V=800-900 км/ч без подвесных баков), км:

Окончание табл. I.1

у земли 880
 на высоте 1850

Время разгона, с:

на высоте I км от 600 до 1100 км/ч 25
 от 1100 до 1200 км/ч 9
 на высоте 5 км от 800 до 1300 км/ч 123,8
 на высоте II км от 900 до 1900 км/ч 339,6

Максимальные радиус и время установившегося виража

на высоте I км R_{г min}, м 700
 t_{г min}, с 24
 на высоте 5 км R_{г min}, м 1200
 t_{г min}, с 35
 на высоте II км R_{г min}, м 4000
 t_{г min}, с 79
 Скорость отрыва, км/ч 320

Длина разбега, м:
 на форсаже 680
 на максимале 1040
 Посадочная скорость, км/ч 240
 Длина пробега без тормозного парашюта, м 970
 Длина пробега с тормозным парашютом, м 610

Максимальная взлетная масса самолета Мираж F-1C составляет 15200 кг.

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 и 2.3). В таблице I.1. приведены их значения при взлете (масса самолета 11710 кг).

Самолет "Мираж" F-1, кроме варианта "Мираж" F-1 C, производится в следующих модификациях.

I) "Мираж" F-1 A - вспомогательный вариант - штурмовик, предназначенный для действий при хорошей видимости целей. Оптимизирован для атак наземных целей. Имеет упрощенное электронное оборудование. На самолете установлены небольшая дальномерная РЛС типа "Аида" 2 вместо "Сирано" IV истребителя F-1 C, индикатор на лобовом стекле, доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС), лазерный дальномер. При использовании в качестве перехватчика может нести ракеты "Матра Мажик".

2) "Мираж" F-I В - двухместный учебно-тренировочный самолет, который может использоваться также для боевых действий по воздушным и наземным целям с таким же вооружением, как у одноместного варианта F-I С. Характеристики самолета F-I В, кроме дальности, такие же, как у самолета F-I С. Оборудование переднего и заднего сидений полностью дублировано, включая вторую систему управления сканированием антенны и второй пушечный прицел.

3) "Мираж" F-IR - тактический разведчик; его фотооборудование устанавливается в носовой части фюзеляжа.

2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Силовая установка самолета "Мираж" F-I С состоит из одного ТРДДФ "Атар" 9К-50, установленного в хвостовой части фюзеляжа.

Основные параметры и данные двигателя "Атар" 9К-50 на расчетном режиме в стендовых условиях:

тяга на режиме полного форсажа.....	7200 кгс
удельный расход топлива на режиме полного форсажа.....	1,96 кг/(кгс·ч)
тяга на максимальном режиме.....	5000 кгс
удельный расход топлива на максимальном режиме.....	0,97 кг/(кгс·ч)
расход воздуха через двигатель.....	72 кг/с
степень повышения давления в компрессоре.....	6,15
температура газов перед турбиной.....	950°С
габаритная длина.....	5492 мм
габаритный диаметр.....	1020 мм
сухая масса.....	1587 кг
удельная масса.....	0,22 кг/кгс

На рис. 2.1-2.4 приведены эффективные высотные характеристики двигателя "Атар" 9К-50 $P_{эф} = f(M, H)$ 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 .

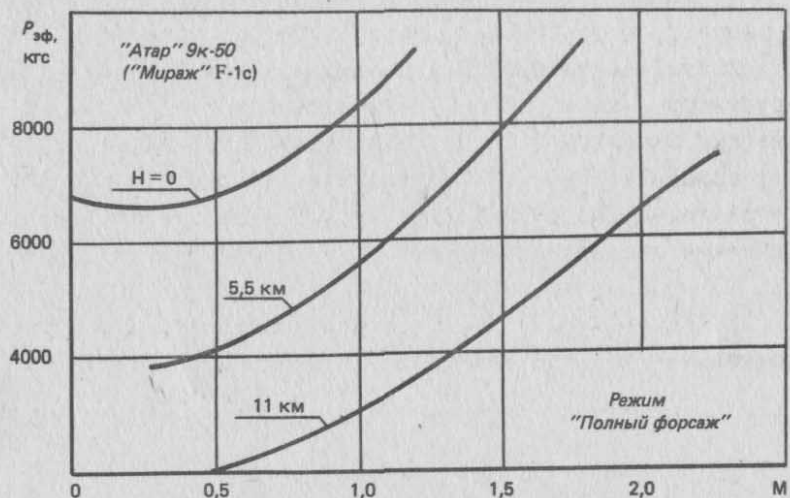


Рис. 2.1. Зависимость $P_{эф}$ от числа M и высоты полета

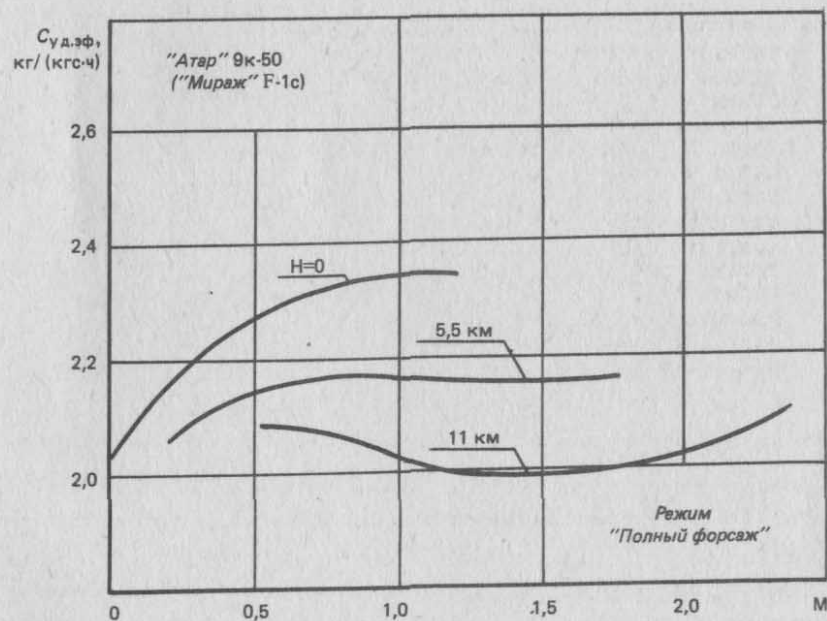


Рис. 2.2. Зависимость $C_{уд.эф}$ от числа M и высоты полета

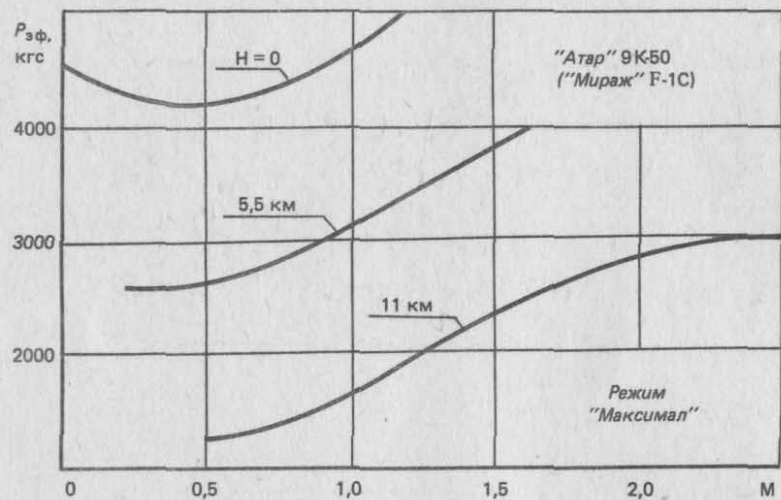


Рис. 2.3. Зависимость $P_{эф}$ от числа M и высоты полета

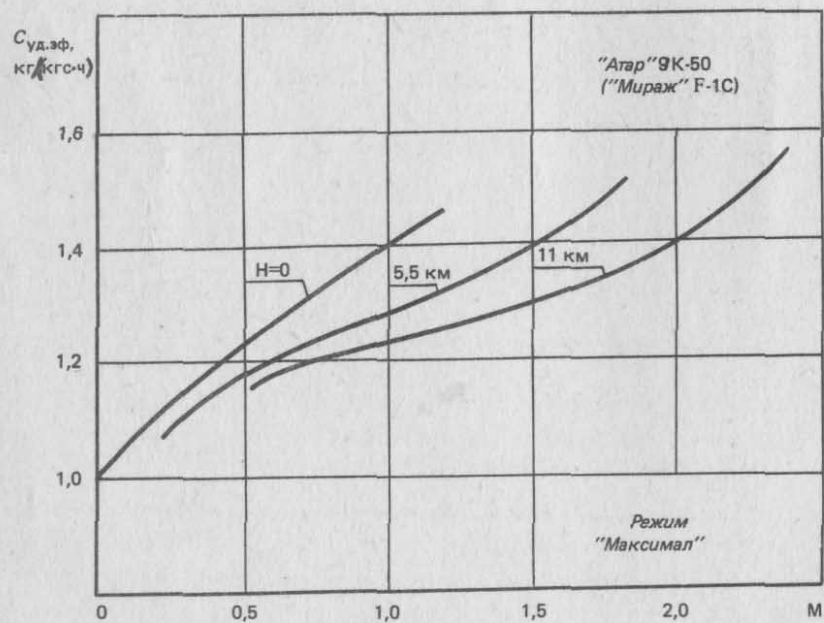


Рис. 2.4. Зависимость $C_{уд.эф}$ от числа M и высоты полета

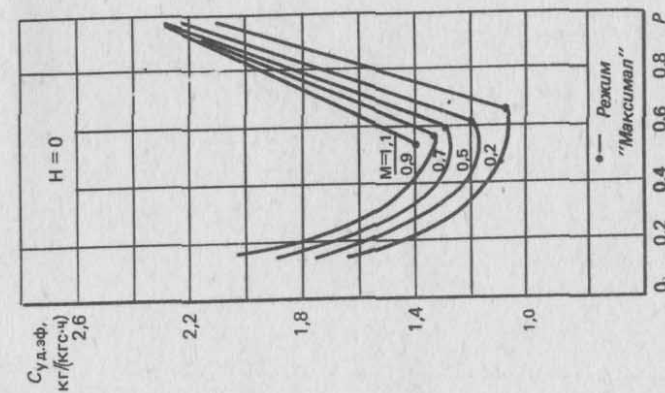
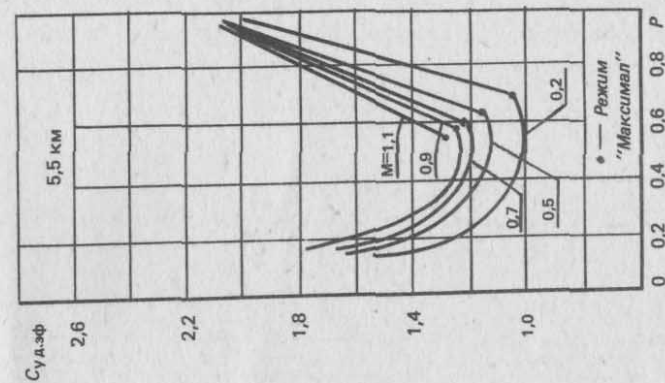
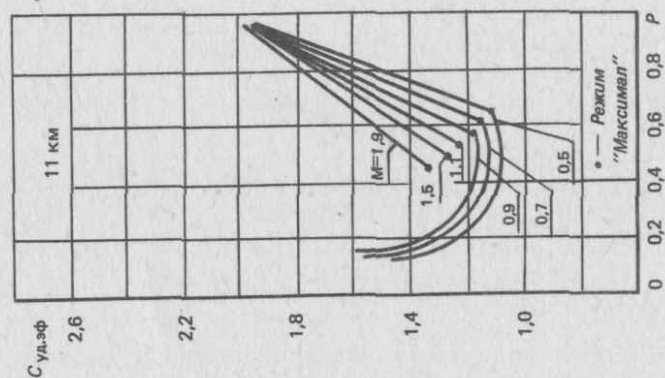


Рис. 2.5. Дроссельные характеристики двигателя

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1. Аэродинамические характеристики

Аэродинамические характеристики самолета представлены на рис. 3.1 - 3.4 в виде зависимостей $c_y^\alpha(M)$, $c_{x_0}(M)$, $A(M)$, $c_{y_{доп}}(M)$. Здесь c_y^α - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки с учетом (пунктирная 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; $c_{y_{доп}}$ - допустимое значение коэффициента подъемной силы.

Расчетные коэффициенты подъемной силы при отрыве и посадке

$$c_{y_{отр}} = 0,92, \quad c_{y_{пос}} = 1,15.$$

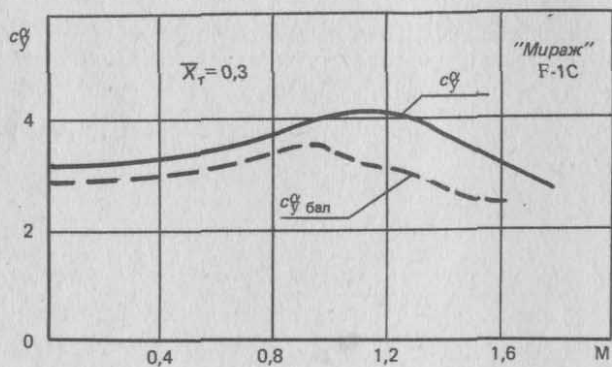


Рис. 3.1. Зависимость коэффициента c_y^α от числа M

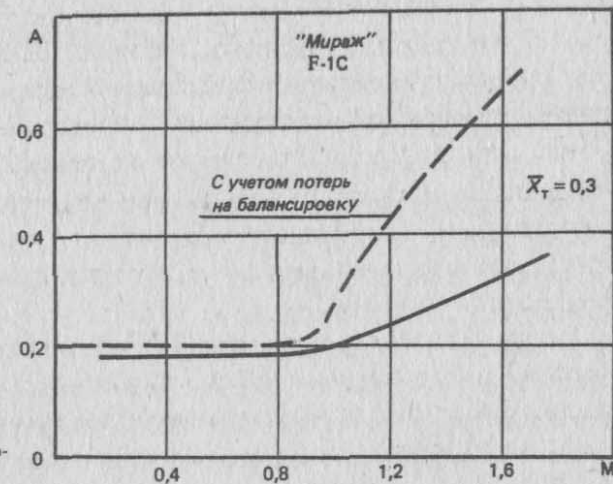


Рис. 3.2. Зависимость коэффициента A от числа M

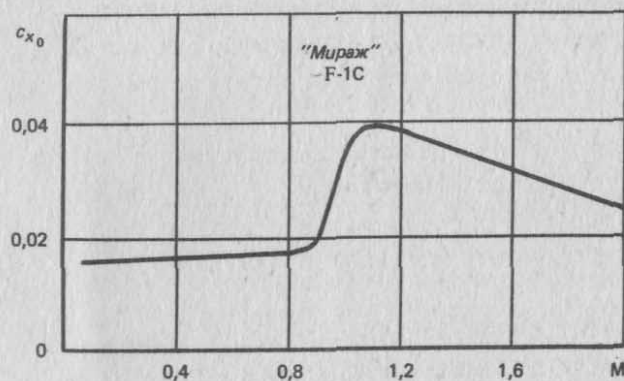


Рис. 3.3. Зависимость коэффициента c_{x_0} от числа M

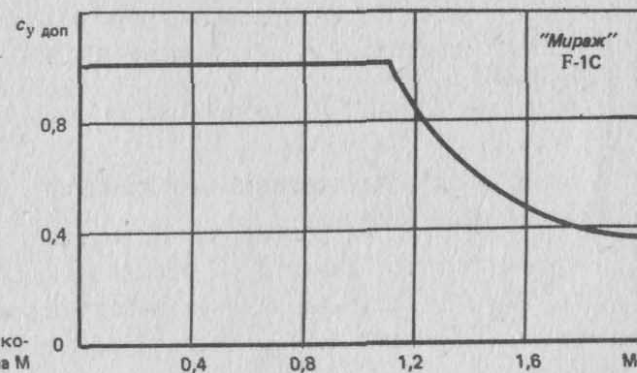


Рис. 3.4. Зависимость коэффициента $c_{y_{доп}}$ от числа M

3.2. Лётно-технические характеристики

Диапазон высот и чисел M полета (рис. 3.5) рассчитан для средней массы самолета

$$m_{cp} = m_0 - \frac{m_{т.бн}}{2} = 10035 \text{ кг}$$

с подвешенными ракетами "Матра Мажик" R-550 при работе двигателя на форсаже. Здесь $m_0 = 11710$ кг - нормальная взлетная масса самолета; $m_{т.бн} = 3350$ кг - масса топлива во внутренних баках.

Границы максимальных чисел M полета и статических потолков определены из условия равенства располагаемой тяги лобовому сопротивлению. Левая граница определяется минимально допустимой скоростью горизонтального полета. На рисунке также указаны ограничения по максимальным числам M полета и максимальному скоростному напору. Указана граница статических потолков при работе двигателя на режиме "Максимал".

Зависимости энергетической скороподъемности $V_y^*(M, H)$ для высот I; 5 и II км (рис. 3.6) и $V_{y\max}^*(H)$ (рис. 3.7) 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. 3.8. Зависимость радиусов установившихся виражей от скорости полета на высотах I; 5 и II км приведены на этом рисунке с учетом ограничений по допустимому значению коэффициента подъемной силы $C_{y\text{доп}}$, допустимой нормальной перегрузке $n_{y\text{max}}^3$ и по располагаемой (на форсаже) тяге. Там же в таблице приведены значения минимальных радиусов $R_{\delta\text{min}}$ и времени $t_{\delta\text{min}}$ установившегося виража также для высот $H=I$; 5 и II км.

Характеристики установившихся виражей определены при ранее указанных условиях.

Зависимость длин разбега и пробега от взлетной и посадочной масс соответственно приведена на рис. 3.9.

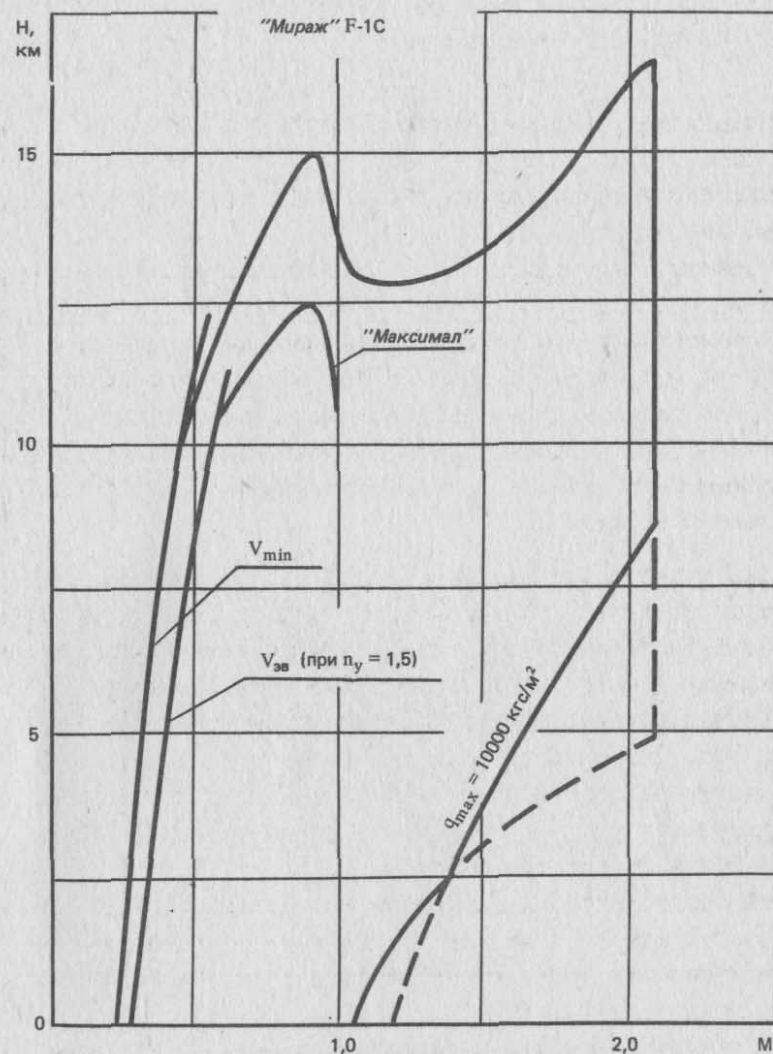


Рис. 3.5. Зависимость Δc_{x_0} от числа M

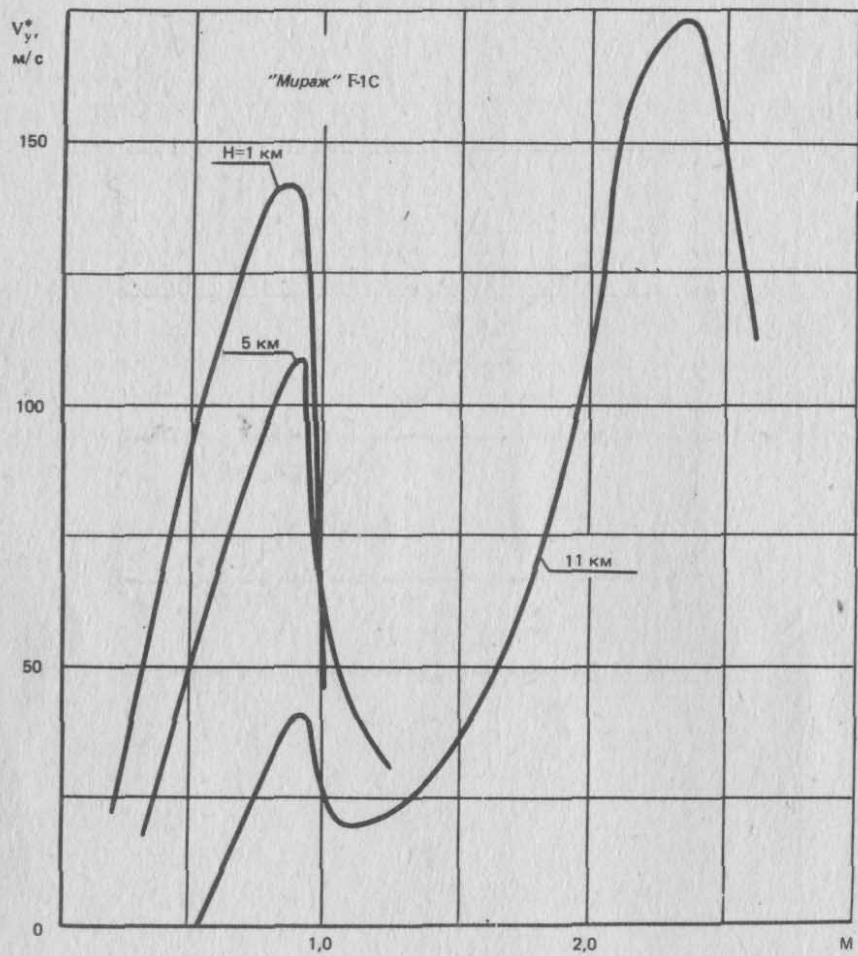


Рис. 3.6. Зависимость V_y^* от числа M и высоты полета

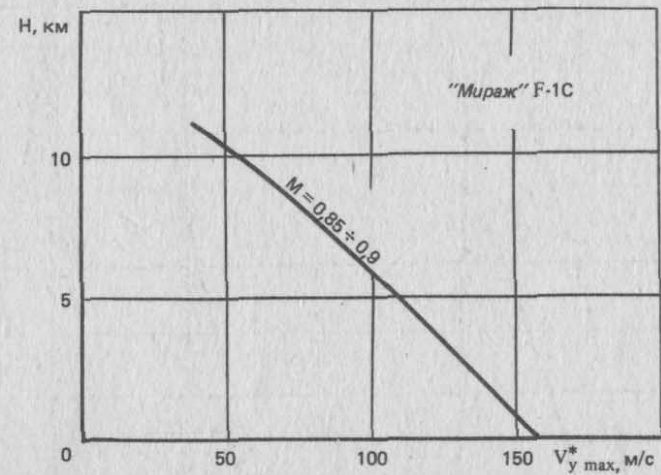


Рис. 3.7. Зависимость V_y^* от высоты и числа M полета

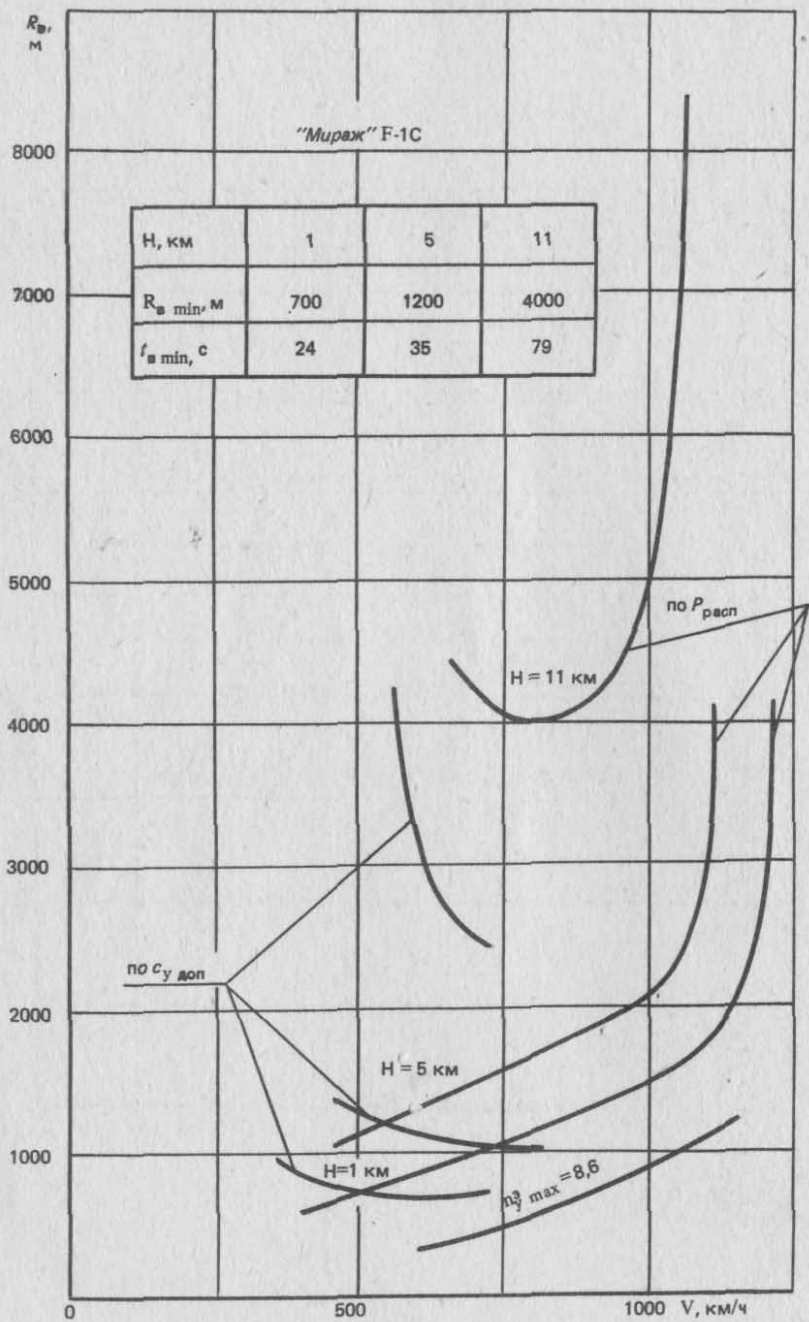


Рис. 3.8. Границы радиусов установившихся виражей

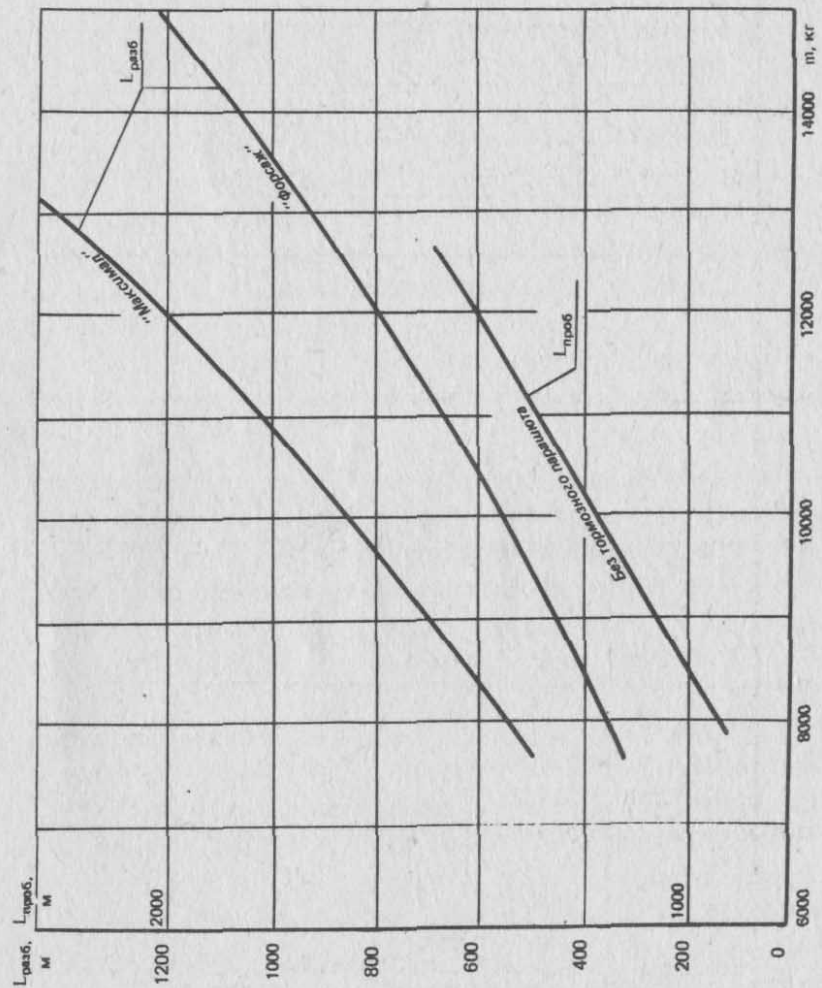


Рис. 3.9. Зависимость $L_{\text{разб}}$ и $L_{\text{проб}}$ от взлетной и посадочной масс соответственно

4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

4.1. Средства поражения и варианты их применения

В состав средств поражения, применяемых с самолета Мираж F-1, входят:

управляемые ракеты класса "воздух-воздух" "Матра" R.530, "Матра Супер"530, "Матра Мажик" R.550, "Сайдуиндер", управляемые ракеты класса "воздух-поверхность" AS-30, "Мартель" AJ-168 и "Мартель" AS-37, бетонобойные бомбы "Джрандаль" и ВАТ-100, обычные бомбы массой 118, 241, 447, 895, 1360 кг, баки с зажигательной смесью, неуправляемые ракеты калибра 68 мм в блоках, две встроенные пушки "Дефа" калибра 30 мм с боекомплектом по 135 патронов на каждую пушку и пушки в 3 подвесных контейнерах.

Самолет имеет 7 узлов подвески. Возможное размещение средств поражения и топливных баков на них показано на рис. 4.1.

Для решения конкретных боевых задач из перечисленных средств поражения формируются варианты вооружения.

Во всех вариантах используются пушки "Дефа" 553.

Для действий по воздушным целям варианты вооружения состоят: а) из двух ракет "Матра Супер"530 или "Матра" R.530; б) из двух ракет "Матра Мажик" R.530 или "Сайдуиндер".

Возможен также вариант, когда для ведения воздушного боя самолет вооружается одновременно двумя ракетами "Матра Мажик" R.530 и двумя ракетами "Матра Супер" 530.

Для действий по наземным целям возможно применение следующих вариантов: одна ракета AS-30, одна противорадиолокационная ракета "Мартель" AS-37, 4-8 бомб массой по 400-450 кг, 6 контейнеров с напалмом, 4 блока с неуправляемыми авиационными ракетами (НАР) калибра 68 мм по 18 или по 36 ракет в блоке. Возможна подвеска одной ядерной бомбы. При действии по наземным целям на самолет могут подвешиваться 1-3 контейнера с пушкой калибра 30 мм.

Для самообороны и наращивания усилий истребителей прикрытия в состав вооружения для действий по наземным

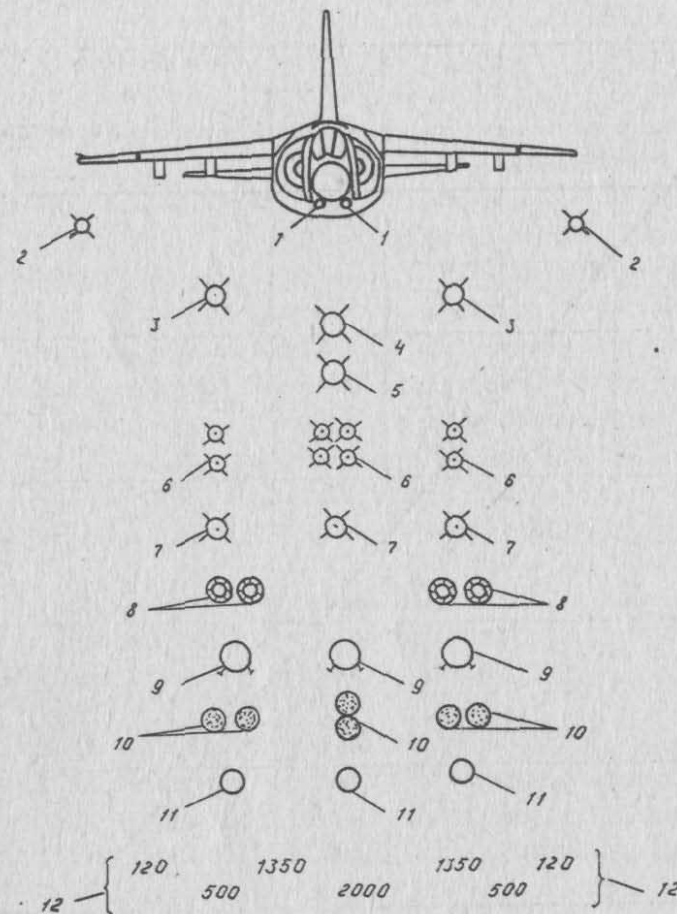


Рис. 4.1. Возможное размещение средств поражения, топливных баков и аппаратуры на узлах подвески самолета "Мираж" F-1: 1 - две пушки "Дефа" - 553 калибром 30 мм; 2 - две "УР Сайдуиндер" или "Матра" 550 "Мажик"; 3 - две УР "Матра" 530 или "Матра Супер" 530; 4 - одна УР AS-30; 5 - одна УР AS-37 "Мартель"; 6 - восемь бомб массой по 447 кг или 14 бомб по 241 кг; 7 - три бомбы по 1360 кг; 8 - четыре блока НАР по 18 или 36 ракет калибра 68 мм; 9 - три подвесных топливных бака емкостью по 1200 л; 10 - шесть контейнеров с напалмом емкостью по 250 ÷ 600 л; 11 - один или два контейнера с разведывательной аппаратурой и аппаратурой РЭБ; 12 - грузоподъемность узлов подвески (кг)

целям, кроме встроенных пушек, входят две ракеты "Матра" R-550 "Мажик" или "Сайдуиндер".

Возможно сочленение топливных баков с блоками для неуправляемых ракет. Такое сочленение обеспечивает использование всех семи точек наружной подвески для размещения средств поражения.

В табл. 4.1 приведены характеристики управляемых ракет класса "воздух-воздух".

Ракета "Матра" R.530 предназначена для поражения воздушных целей на малых дальностях. Она имеет нормальную аэродинамическую схему и крылья малого удлинения с большой стреловидностью. На одном из них установлены элероны канала стабилизации крена. Рулевые органы приводятся в действие реверсивным электродвигателем с редуктором. Питание электродвигателя, как и всей аппаратуры ракеты, осуществляется от аккумуляторной батареи ампульного типа.

На ракете применяются взаимозаменяемые стержневая или осколочно-фугасная боевые части (БЧ). Их подрыв происходит от неконтактного радиовзрывателя или контактных датчиков.

Особенностью ракеты является возможность быстрой смены (по сообщениям, за 3-5 минут) непосредственно на аэродроме координатора системы самонаведения. Возможно применение пассивной оптической ИК ТГС с охлаждаемым азотом фотоприемником или полуактивной импульсной РГС.

Пуск ракеты возможен после выхода носителя в область пусков и захвата цели координатором. Имеется режим автоматического пуска ракет.

Ракета "Матра Супер" 530 представляет собой усовершенствованную модификацию ракеты R. 530 и предназначена для поражения воздушных целей на средних дальностях. Новая аэродинамическая схема ракеты обеспечивает высокую маневренность на больших высотах. Ее полуактивная РГС непрерывного излучения имеет диапазон рабочих частот 5200-10900 МГц. Применение в РГС противомехового устройства позволяет наводить ракету на цель, летящую на фоне земной поверхности.

Таблица 4.1

Характеристики управляемых ракет "воздух-воздух"

Характеристики	"Матра Супер" 530				"Матра Мажик" R.550		"Сайдуиндер" AIM-9J	
	"Матра" R.530	"Матра Супер" 530	"Матра Мажик" R.550	AIM-9E	AIM-9J	AIM-9E	AIM-9J	
Стартовая масса, кг	195	236	90	74,5	78			
Размеры, м: длина диаметр размах крыла	3,28 0,26 1,10	3,54 0,26 0,64 (0,30-опере- ние)	2,80 0,16 0,66	3,00 0,127 0,559	3,07 0,127 0,559			
	Нормальная	Нормальная	"Двойная утка"	"Утка"	"Утка"			
	Двухрежимный РДТТ	РДТТ	РДТТ	РДТТ	РДТТ			
Боевая часть: тип	Стержневая или ОФ	Стержневая или ОФ	Осклочно-фугасная (ОФ)	Осклочно-фугасная (ОФ)	Осклочно-фугасная со сформированными стержневыми осколками			
масса, кг	8600	17200	2700	4000	6000			
Система управления:	27	30	12,5	11,3	11,3			

Характеристики	"Матра" R.530	"Матра Супер" 530	"Матра Мажик" R.550	"Сайдуиндер" AIM-9E и AIM-9J	
				AIM-9E	AIM-9J
тип координатора	Пассивный ИК с охлаждением или радиолокационный пассивный импульсный	Радиолокационный полуактивный непрерывного излучения	Пассивный ИК с охлаждением, со сканированием при захвате	Пассивный ИК с термомоэлектрическим охлаждением	
максимальные углы пеленга, град.	45	45	70	±40	±40
максимальная угловая скорость слежения, %/с	10	...	30	16,5	16,5
Время управления, с	25	20	40
Максимальная располагаемая перегрузка	15	...	35	15	15
Максимальная высота цели, км	21	23	18	25	25
Дальность пуска (минимальная - максимальная), км	18	35	0,2-7	0,6-15	0,45-15
Ракурс пуска	с ТГС-ЗПС, с РГС-всеракурсная	Всеракурсная	Задняя полусфера (ЗПС)	ЗПС	ЗПС

Боевое применение ракеты аналогично применению ракеты R.530.

Ракеты "Сайдуиндер" AIM-9E и AIM-9J предназначены для поражения воздушных целей на малых дальностях. Пуск этих ракет осуществляется после захвата цели их пассивными ИК ТГС 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 необходимо осуществлять целеуказание от бортовой РЛС или нацеленного визира. При отсутствии целеуказания захват осуществляется при заарретированном координаторе совмещением оси ракеты с направлением на цель.

Наведение осуществляется по методу пропорциональной навигации.

Ракета "Матра Мажик" R.550 предназначена для поражения воздушных целей в ближнем бою.

Конструкция ракеты и ее аэродинамическая схема обеспечивают достижение высокой маневренности.

Боевая часть, имеющая предварительную насечку осколков и управляемое формирование поля разлета, подрывается от неконтактного оптического (ИК) взрывателя.

ТГС ракеты чувствительна к тепловому излучению струи газов и нагретых частей двигателя со стороны задней полусферы цели в пределах 160° . Для облегчения захвата цели в ТГС осуществляется сканирование поля зрения в секторе $140-160^\circ$. Сообщается, что система модуляции и обработки сигнала весьма эффективно предотвращает захват головкой ложных целей и фона местности.

Запуск ракет R.550 осуществляется с пусковой установки, механическое и электрическое сопряжение которой с точками крепления на носителе идентично с пусковой установкой Аego - III B, предназначенной для полвеки ракет "Сайдуиндер" AIM-9E и AIM-9J

Ракета может запускаться с носителя, маневрирующего с перегрузкой до 6 ед., скорость которого не превышает 1300 км/ч. Минимальная скорость пуска не ограничивается.

Область пуска на высотах 18 км ограничивается максимальной дальностью 8-10 км, а на малых высотах - 2,5 км. Минимальная дальность пуска составляет 0,5 км.

Пуск ракет с носителя может осуществляться поодиночке или серией с интервалом в 1 с.

В табл. 4.2 даны характеристики управляемых ракет "воздух-поверхность".

Ракета AS -30 предназначена для поражения малоразмерных наземных и морских целей и для действия по скоплениям войск и техники.

Способ наведения ракеты - командный. Возможно ручное и полуавтоматическое наведение ракеты. При ручном управлении летчик следит за флорсом пламени трассера и передает команды управления по радиолинии, направляя ракету в цель.

При полуавтоматическом наведении летчик лишь удерживает перекрестие прицела на цели. По оси прицела жестко ориентируется инфракрасный командный прибор, улавливающий излучение трассера. На основе отклонений пятна трассера от оси ИК - командного прибора формируются команды управления, передающиеся на ракету по радиолинии.

В перспективе, возможно, ракета AS -30 будет снабжена лазерной полуактивной системой наведения и будет называться AS -30L.

Ракета AS -30L должна обеспечивать точное поражение целей на дальности 8-9,5 км.

Аналогичную конструкцию и систему наведения, но меньшие массу и габариты имеет ракета AS-20. Она предназначена для поражения малоразмерных наземных и надводных целей.

Ракета "Мартель" AS -37 предназначена для поражения работающих радиолокационных станций.

В системе управления предусмотрено запоминание координат цели на 1 с при перерывах работы РЛС, а в головке самонаведения - обеспечение помехозащитности.

Ракета "Мартель" AJ -168 предназначена для поражения больших подвижных и неподвижных целей с заранее разведанными координатами. Такими целями могут быть большие

корабли, крупные железнодорожные и шоссейные мосты, аэродромы и другие важные военные и промышленные объекты.

Ракета имеет нормальную аэродинамическую схему с крестообразным трапецевидным крылом и крестообразно расположенными рулями. Конструктивно ракета состоит из четырех отсеков: головного, отсека боевой части, двигательного и хвостового. В головном отсеке располагаются телевизионная камера на кардановом подвесе, трехстепенной гироскоп и блок электронной аппаратуры. В отсеке боевой части находятся полубронированная боевая часть, предохранительно-исполнительный механизм и контактный взрыватель. В хвостовом отсеке находятся блок питания, блок электронной аппаратуры и системы управления, приводы рулей.

Пуск ракеты осуществляется с предельно малых высот. После пуска ракета осуществляет автономный набор высоты до 600 м по заданной программе. На этой высоте ракета переходит на горизонтальный полет и включается маршевый двигатель. Время его работы 92 с. Носитель после пуска разворачивается и летит обратным курсом, поддерживая связь с ракетой по радиолинии. При этом наведение ракеты осуществляется посредством подачи корректирующих команд (вверх, вниз, влево, вправо). Время действия команды постоянно и составляет 7,5 с. При этом углы поворота по азимуту составляют $\pm 10^\circ$, а по углу места -1° , $+9^\circ$. На среднем участке полета ракеты телевизионная камера заарретирована. Ее оптическая ось отклонена на 12° вниз от горизонтальной плоскости. После появления цели на телевизионном экране (на расстоянии около 3 км до нее) и опознавания цели производятся разарретирование телевизионной камеры и включение контура наведения. При этом на экране появляется перекрестие. Удерживая перекрестие на цели, летчик наводит на нее ракету.

Кроме обычных авиабомб на самолете "Мираж" F-1 могут применяться специальные бетонобойные бомбы "Джрандаль" и ВАТ-100. Основное назначение этих бомб - вывод из строя взлетно-посадочных полос (ВП) аэродромов.

Характеристики управляемых ракет "воздух-поверхность"

Характеристики	AS -30 (AS -30L)	AS -20	AS -37 "Марсель"	AJ -168 "Марсель"
Стартовая масса, кг	520	140	530	550
Размеры, м длина диаметр размах крыла	3,65 0,34 1,00	2,60 0,25 0,80	4,12 0,40 1,20	3,87 0,40 1,20
Аэродинамическая схема	Нормальная с газовой ми рулями	Нормальная с газовой ми рулями	Нормальная	Нормальная
Тип двигателя	Д	В	У	Р
Боевая часть: тип	И	М	Т	Т
масса, кг	240	К	О	Н
Тип взрывателя	К	О	Н	Т
Способ управления	Осколочная-фугасная или бронебойная	Бронебойная с вторичным осколочным эффектом	Осколочная	Полубронебойная
Дальность пуска, км	До 12	До 10	150 Контактный и неконтактный	160 Контактный
	Командное ручное или полуавтоматическое телеуправление	Командное ручное или полуавтоматическое телеуправление	Пассивное радиолокационное наведение на РЛС	Командное телеуправление и телевизионно-командное наведение

Характеристики	AS -30 (AS -30L)	AS -20	AS -37 "Марсель"	AJ -168 "Марсель"
Высота пуска, км	0,10-10	-	-	0,015-0,150
Скорость полета	ИМ	ИМ	1000м/с	Максимальная 500м/с, крейсерская 300м/с
Круговое вероятное отклонение, м	5-10	5-10	3-6	3-5

Сбрасывание этих бомб производится с самолетов, летящих на малой высоте. Падение бомб после сбрасывания с самолета сначала замедляется с помощью тормозных парашютов. По достижении бомбами углов пикирования 40-45°, при которых рикошетирование становится маловероятным, парашюты от них отделяются и включаются пороховые ускорители, увеличивающие скорость встречи с целью до 200 м/с, чем обеспечивается пробивание бетонированных ВПП толщиной в 0,4 м. Взрыв бомбы происходит с замедлением под бетонным покрытием, которое повреждается на площади до 150-200 м².

Основные характеристики бетонобойных бомб "Джрандаль" и ВАТ-100 приведены в табл. 4.3.

Таблица 4.3

Характеристики бетонобойных бомб		
Характеристики	"Джрандаль"	ВАТ-100
Длина, м	2,4-2,7	1,8
Диаметр, м	0,22	0,10
Размах оперения, м	0,43	-
Масса бомбы, кг	195	35
Масса боевого заряда, кг	100	20
База подвески, мм	356	356
Скорость носителя при бомбометании, км/ч	650-1000	650-1000
Высота бомбометания, м	50	80
Толщина пробиваемого бетонного покрытия, м	0,4	0,4
Площадь разрушения покрытия, м ²	150-200	-

Кроме разрушения ВПП аэродромов бомба "Джрандаль" может применяться и для поражения других объектов, таких, как укрытия, портовые сооружения и т.д. Самолет "Мираж" F-1 может нести от 6 до 11 бомб этого типа. При хранении и транспортировке бомбы для безопасного обращения с ней огневая цепь порохового ускорителя и пиротехническая цепь ударного взрывателя ее разорваны. Взведение этих цепей происходит на траектории падения бомбы за счет больших отрицательных ускорений. Применение бомбы возможно в диапазоне температур от -38 до +85° С, при перегрузках до 8,5 и числах М до 1,8.

На рис. 4.2 приведена типовая схема применения бетонобойной бомбы "Джрандаль".

Основное назначение бомбы ВАТ-100 - разрушение ВПП аэродромов.

Кроме основного назначения (разрушение ВПП), бомба может использоваться для поражения таких наземных целей, как автоколонны и железнодорожные эшелоны, склады боеприпасов, артиллерийские установки, РЛС, пусковые установки управляемых ракет, самолеты на аэродроме и т.д. Для выполнения этих задач может использоваться модификация бомбы ВАТ-100, так называемая бомба замедленного падения, отличающаяся от основной бомбы (называемой бомбой тактической поддержки) увеличенным до 120 мм диаметром и отсутствием двигателя-ускорителя. Вместо двигателя-ускорителя бомба замедленного падения снаряжается дополнительным зарядом взрывчатого вещества, обеспечивающим рациональное дробление корпуса.

Полвеска на бомбодержатели самолета обоих типов бомб производится с помощью переходных устройств типов I4-3-M2 и I4-4-M2. Переходное устройство I4-3-M2 допускает полвеску 6 бомб в трех комплектах по 2 бомбы (с общей массой 230 кг), на переходное устройство I4-4-M2 можно повесить 8 бомб в четырех комплектах по 2 бомбы (с общей массой 310 кг). Для увеличения вероятности попадания в ВПП бомбы сбрасываются серийно. Например, серия из 16 бомб может быть рассредоточена на участке длиной от 100 до 200 м и более. В качестве прибора управления сбрасыванием бомб используется устанавливаемый в переходном устройстве интервалометр. Стандартные приборы управления сбрасыванием имеют слишком большой минимальный временной интервал, который не обеспечивает требуемого сосредоточения точек попадания бомб.

Пушечное вооружение самолета "Мираж" F-1 состоит из встроенного и полвесного оружия.

Встроенное оружие включает в себя две барабанные пушки "Дефа" 553, размещенные в нижней передней части фюзеляжа, с боекомплектом по 135 патронов на каждую пушку.

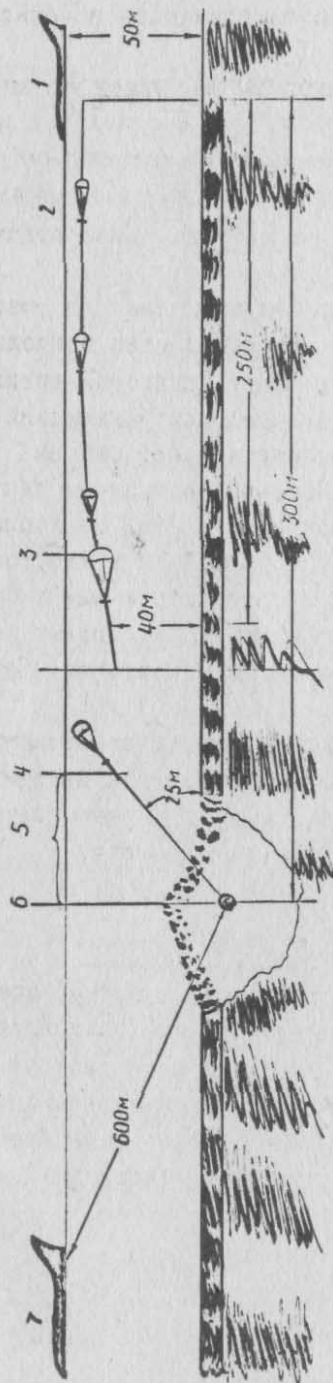


Рис. 4.2. Типовая схема применения бетонобойной бомбы "Дорандаль".

- 1 — положение самолета-носителя в момент сбрасывания бомбы, скорость 660–1000 км/ч (180–280 м/с)
- 2 — раскрытие первого тормозного парашюта;
- 3 — раскрытие основного тормозного парашюта;
- 4 — отделение основного парашюта (касательная к траектории падения бомбы составляет угол 40° с вертикалью, скорость падения бомбы 20 м/с); включение порохового ускорителя;
- 5 — время пролета участка бомбой 0,4 с; увеличение скорости падения до 200 м/с;
- 6 — встреча бомбы с преградой; пробивание преграды; взрыв после истечения времени замедления взрывателя;
- 7 — положение самолета-носителя в момент взрыва бомбы.

Суммарная масса встроенного артиллерийского вооружения около 380 кг.

Пушка "Дефа" 553 имеет калибр 30 мм, массу 85 кг, общую длину 1660 мм. Темп стрельбы 1500 выстрелов в минуту. Стрельба ведется бронебойными и зажигательными снарядами. Масса снаряда 250 г, патрона — 450 г. Начальная скорость снаряда — 820 метров в секунду. Сила отдачи пушки равна 1600 кгс.

Подвесное оружие может быть размещено под фюзеляжем (одна гондола типа 420) и под крыльями (две гондолы с пушками, те же установки типа 420). Подвесная артиллерийская установка 420 предназначена для размещения пушки "Дефа" 553 с боеприпасами. Установка имеет систему подачи патронов и механизм возврата звеньев патронной ленты. Установка выполнена в двух вариантах. Один из вариантов оснащен системой сбора гильз, размещаемой в хвостовой части установки. Установка в этом варианте имеет боекомплект из 180 патронов и массу 300 кг. Боекомплект установки второго варианта состоит из 250 патронов. Ее масса 340 кг.

На правой стороне установки размещается воздухозаборник для вентиляции. На установке имеется амортизатор, который при стрельбе из пушки в пять раз уменьшает воздействие силы отдачи на конструкцию самолета.

4.2. Прицельно-навигационная система

В состав системы входят: радиолокационная станция, оптико-электронный прицел; навигационный вычислитель, подключенный к инерциальной навигационной системе, к доплеровскому измерителю путевой скорости и угла сноса, а также к датчику углов атаки; вычислитель параметров полета, связанный с датчиками воздушной скорости и высоты; радиовысотомер и лазерный дальномер.

4.2.1. Радиолокационная станция "Сирано"-IV(100)

Основные тактико-технические данные.

Многофункциональная РЛС "Сирано"-IV(100) самолета "Мираж" F-I - это моноимпульсная РЛС, работающая в импульсно-доплеровском режиме.

Назначение РЛС:

- обнаружение и перехват воздушных целей в передней полусфере в пределах $\pm 60^\circ$ по азимуту и $\pm 39^\circ$ по углу места на расстоянии до 65 км (по самолету типа F-4 с ЭПО около 5 м^2) и 90 км (по самолету с ЭПО около 10 м^2) на средних и больших высотах;

- автоматическое сопровождение цели с расстояния примерно 60 км;

- управление оружием класса "воздух-воздух".

Управление самолетом в процессе перехвата может быть автоматическое или ручное.

При управлении ракетами с полуактивной радиолокационной головкой самонаведения обеспечивается непрерывный подсвет цели (для "Матра Супер"-530).

Возможно решение следующих задач при применении оружия "воздух-поверхность":

- действие по наземным целям в условиях оптической видимости с использованием УР класса "воздух-поверхность" НАР и пушек (РЛС обеспечивает радиолокационное измерение дальности по заданному направлению с ошибкой не более 45 м);

- бомбометание с малых высот (с горизонтального полета, при пикировании или при выходе из пикирования) в условиях оптической видимости и по радиолокационно-контрастным целям и ориентирам - при отсутствии оптической видимости.

РЛС решает также следующие задачи:

- обеспечение полета на малой высоте при преодолении зон ПВО противника (РЛС обнаруживает наземные препятствия и измеряет расстояние до них, в результате чего выполняется обход и облет препятствий);

- решение навигационных задач: полет по маршруту и коррекция навигационных данных, выполнение радиолокационного картографирования поверхности земли.

В конструктивном отношении РЛС характеризуется введением модульной конструкции. Имеется 4 модуля.

1 . "Сирано"-IV-0. Базовый модуль, реализующий импульсный некогерентный режим работы РЛС. Имеется несколько длительностей импульсов. Предназначен для выполнения перехвата на больших высотах (в свободном пространстве).

Возможно обнаружение воздушных целей, летящих с приближением, если угол наклона линии визирования цели не более 4° (при высоте полета истребителя 1200 м) и не более 32° - при высоте 7500 м. При этом отражения от земли не маскируют цель.

2 . Модуль "Сирано"-IV-1. Предназначен для обеспечения перехвата низколетящих целей, маскируемых отражениями от земли (имеется система СДЦ фильтрового типа, видимо, на основе внешней когерентности).

3 . Модуль "Сирано"-IV-2. Предназначен для решения задач "воздух-поверхность": полет на малой высоте, картографирование, бомбометание, измерение дальности.

4 . Модуль (вариант) "Сирано"-IV-3. Объединение всех задач в полном объеме (все варианты модулей).

РЛС "Сирано"-IV (серия 100) характеризуется широким внедрением дискретной и цифровой техники в обработку сигналов и управление РЛС. Внедрение этой техники обеспечивает получение более высоких тактико-технических характеристик, повышение надежности и ремонтпригодности РЛС, облегчение эксплуатации в воздухе и технического обслуживания на земле (уменьшается количество необходимых регулировок).

В состав РЛС входят сменные блоки: антенна (диаметр 75 см); приемопередатчик (диаметр 75 см, длина 98 см); индикатор радиолокационных данных горизонтальной обстановки (тип Б); блок управления индикатором; блок доплеровской фильтрации; два аналогичных вычислителя.

Основные технические характеристики РЛС "Сирано-IV" (серия 100):

рабочие частоты - диапазон $X, f = 10 \div 9$ ГГц ($\lambda = 3$ см);
мощность в импульсе - 225 кВт;

длительность импульсов - 0,12; 1,5 мкс;

частота повторения импульсов - 0,64; 2,0 кГц;

КНД антенны - 38 дБ;

ширина луча по азимуту - $1,8^\circ$, по углу места $2,5^\circ$;
обзор - 4- или 2- строчный;

стабилизация по крену и тангажу;

масса РЛС - 240 кг;

надежность (среднее время на отказ) - около 150 ч;

потребляемая мощность - 3 кВт;

имеется система встроенного контроля.

Индикатор выполнен на ЭЛТ с развертками дальность-азимут. Кроме того, имеется индикатор на лобовом стекле многорежимного типа с цветной индикацией. Передатчик магнетронного типа.

Особенности функционирования РЛС при перехвате воздушных целей

При перехвате воздушных целей возможен автономный поиск и наведение по данным автоматизированных систем управления с наземных пунктов. Автономный поиск целей осуществляется в пределах $\pm 60^\circ$ или $\pm 30^\circ$ по азимуту. Величина сектора обзора по углу места может изменяться летчиком. Обзор построчный. Возможна реализация 4- и 2-строчного обзора пространства. Если имеются данные о цели у наземной системы наведения, центр сектора обзора устанавливается в направлении на цель, а размер сектора уменьшается до величины, обусловленной суммарными ошибками целеуказания с земли.

На индикаторе (ЭЛТ с тубусом) горизонтальной обстановки (ИГО) в координатах "дальность-азимут" осуществляется индикация целей. Имеется 4 сменные шкалы дальности: 7, 15, 35 и 69 морских миль (13,28,65,127 км). При обнаружении цели накладываются маркер дальности и курсовая линия, включается захват цели. РЛС переходит в режим ав-

томатического сопровождения цели по дальности и угловым координатам. В этом режиме все данные о цели поступают на аналоговый вычислитель, вырабатывающий командные сигналы летчику для оптимального управления самолетом при сближении с целью. Вся индикация переносится на индикатор на лобовом стекле (ИЛС). Данный вычислитель определяет также момент начала стрельбы или пуска ракет.

При прицеливании летчик включает РЛС с помощью рукоятки, расположенной позади РУД, и наблюдает за индикатором справа от ИЛС. После того как летчик установит стробы азимута и дальности над отметкой цели и произведет ее захват, на индикаторе на лобовом стекле появляется оранжевый квадрат (рис. 4.3), который будет расположен в месте появления фактической цели, когда она попадает в поле зрения прицела. Поле зрения ИЛС около 25° . Если цель при захвате оказалась за пределами поля зрения ИЛС (25°), квадрат цели размещается на кромке стекла ИЛС, показывая этим направление, откуда должна появиться метка, после того как цель войдет в поле зрения ИЛС. Индикатор на лобовом стекле "Мираж" F-I многоцветный. Пространственное положение собственного самолета воспроизводится на индикаторе зеленой линией авиагоризонта. В верхней части индикатора вдоль желтого сектора выдается дальность до цели в диапазоне от 65 до 15 км, а на малой дальности (меньше 15 км) - шкала показывает дальность до цели в метрах до 100 м. На вертикальной шкале справа желтыми символами выдаются показания либо скорости сближения (метры в секунду) при сопровождении цели, либо прогнозируемое время полета управляемой ракеты до цели с отметкой разрешенной зоны пуска. Красные символы показывают, что управляемая ракета находится за пределами зоны пуска, зеленые символы - цель находится в пределах дальности полета ракеты, голубые символы - управляемая ракета захватила цель и готова к пуску.

На ИЛС, кроме того, имеется прицельное кольцо, соответствующее оси самолета или оси оружия (при стрельбе). Кольцо лается в виде оранжевых ромбиков. Рядом с экраном ИЛС находятся две механические шкалы, показывающие соот-

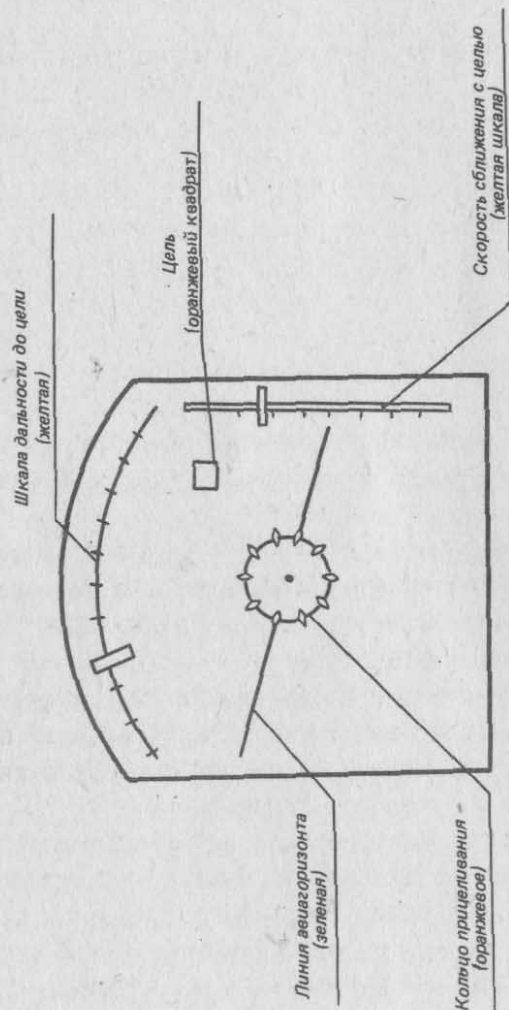


Рис. 4.3. Положение цели на индикаторе на лобовом стекле

ответственно углы атаки и перегрузки, а непосредственно над основанием экрана ИЛС имеется шарик, показывающий скольжение. Поэтому летчик может эффективно осуществлять полет по данным РЛС и производить пуск управляемых ракет или стрельбу из пушки, не обращаясь к индикаторам в кабине.

При применении противником активных помех имеется режим наведения на источник активных помех с последующим захватом цели на автоматическое сопровождение по угловым координатам.

При перехвате целей в учебных полетах РЛС обеспечивает подход к контролируемому самолету до 300 м. Включается самолетный прожектор и выполняется визуальное опознавание цели.

4.2.2. Оптико-электронный прицел SF-196

Оптико-электронный прицел предназначен для стрельбы из пушки и пуска ракет в условиях визуальной видимости противника.

Стрельба из пушки при полете по кривой прицеливания выполняется обычно в задней полусфере или по данным радиолокатора. В прицельно-навигационной системе без переключений осуществляется переход с прицеливания по невидимой цели (по отметке целеуказания РЛС) к визуальному прицеливанию. Индицирование ошибки прицеливания при этом осуществляется в связанной с самолетом (нестабилизированной) системе координат с помощью ИЛС.

Суммарная угловая поправка, вычисляемая при стрельбе по воздушным целям, включает в себя угол упреждения, вычисленный при гипотезе о постоянстве вектора скорости цели, угловые поправки на понижение снаряда и угол атаки истребителя, на параллакс оружия и запаздывание РЛС при прохождении команды стрельбы. При отказах измерителей в вычислительное устройство прицела вводятся автоматически средние условия стрельбы: дальность 600 м, высота 6000 м, скорость истребителя 330 м/с и угол атаки 33 тысячных.

Для этих условий отрабатываются и индицируются угловые поправки стрельбы. При необходимости могут быть применены режим стрельбы на фиксированной дальности 300 м типа отечественного режима ГИРО-300 или стрельба с использованием неподвижной сетки "прямой наводкой" с дальности 250 м. Для включения названных специальных режимов стрельбы имеются кнопки: одна на ручке управления самолетом, вторая на РУД. Наличие управляемых ракет воздушного боя типа "Мажик" позволяет вести с их применением воздушный бой на дальностях от 300 м до 7 км при любом пространственном положении истребителя и при выходе его из атаки с перегрузкой до 6 единиц.

В полете летчик самолета "Мираж" F-I следит в основном не за приборной скоростью, а за углом атаки. Индикатор угла атаки, расположенный рядом с ИЛС, представляет собой непрерывную вертикальную шкалу, по бокам которой находятся цветные секторы, голубой - до $9,5^\circ$, зеленый - до 12° , желтый - до 17° , красный - более 17° .

При стрельбе с самолета по наземным целям применяется простейший алгоритм прицеливания: определение требуемых угловых поправок по таблицам, имеющимся в распоряжении летчика, и установка их в прицеле ручным способом.

Аналогичный способ прицеливания (так называемый программный) со своими особенностями применяется при бомбометании. Самолет рассчитан на применение ядерных бомб методом программного бомбометания с кабрирования.

4.2.3. Лазерный дальномер

Лазерный дальномер типа TAV -38 предназначен для автоматического определения дальности до наземных целей.

В состав дальномера входят лазерный блок TAV -34 фирмы CGE и устройство отклонения луча фирмы "Томсон" CSF.

В дальномере в качестве рабочего тела используется ниодимовое стекло, обеспечивающее получение когерентных колебаний с $\lambda = 1,06$ мкм.

Дальномер имеет следующие основные тактико-технические характеристики:

длительность импульса	- 25 нс;
импульсная мощность	- 4 МВт;
частота повторения импульсов	- 0,2-1,0 Гц;
дальность действия	- 0,32-10 км;
ошибка измерения дальности	- ± 5 м;
угол поля зрения (сектор обзора)	- $\pm 10^\circ$ в обеих плоскостях;
угловое расхождение	- 0,7 мрад;
масса	- 22,7 кг.

Дальномер не требует принудительного охлаждения. В прицеле данные о дальности выдаются в цифровой форме.

4.3. Система управления вооружением

Система управления вооружением (СУВ) самолета "Мираж" F-I предназначена для управления системами обеспечения необходимых условий транспортировки средств поражения на самолете, автоматикой средств поражения и отделением средств поражения от самолета.

СУВ входит в бортовую автоматизированную систему управления самолета в виде подсистемы управления оружием. Наиболее развитыми частями СУВ являются система управления автоматикой средств поражения и система управления отделением средств поражения от самолета.

Система управления автоматикой средств поражения осуществляет питание средств поражения различными видами электроэнергии при совместном полете, ввод начальных условий пуска и целеуказания координаторам головок самонаведения.

Система управления отделением средств поражения обеспечивает сигнализацию наличия средств поражения на агрегатах полвески и количества патронов к пушкам, выбор типа и количества средств поражения для боевого применения и отделение средств поражения от самолета.

Характерной особенностью самолета "Мираж" F-I является наличие цветной индикации на лобовом стекле кабины.

Эта же индикация используется для сигнализации готовности средств поражения к боевому применению.

Система управления отделением средств поражения обеспечивает применение пушек и управляемых ракет как в автоматическом, так и в ручном режиме в любых метеоусловиях. Пуск управляемых ракет "Матра" R-550 "Мажик" может производиться одиночно или серией из двух ракет с временным интервалом в 1с. В дальнейшем согласно публикации будет предусмотрено и автоматическое сбрасывание авиабомб.

5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ)

5.1. Общая характеристика средств РЭБ

В настоящее время самолеты типа "Мираж" оснащаются станциями активных помех контейнерного типа и встроенной аппаратурой непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР).

При снаряжении самолета вооружением для действий по наземным целям возможно использование 68-миллиметровых противорадиолокационных снарядов типа "SNEB". Кроме того, на самолете "Мираж" F-I используется противорадиолокационная управляемая ракета "Мартель" AS-37 с пассивной головкой самонаведения АД-37, обеспечивающей наведение на наземный источник излучения.

На самолете "Мираж" 2000 два передних подфюзеляжных держателя могут использоваться для подвески устройств выброса средств РЭБ; однако достоверных сведений о типе этих устройств в настоящее время нет.

5.2. Станции активных помех

На самолетах "Мираж" F-I и "Мираж" 2000 возможна установка различных контейнеров станций активных помех (САП): французских ДВ-3141, "Аллигатор", ДВ-3163 или итальянской SL/ALQ-234. Самая совершенная из них ДВ-3163 "Ремора" разработана для самолета "Мираж" 2000, но,

по-видимому, будет использоваться в качестве основной и на самолете "Мираж" F-I.

Кроме того, для самолета "Мираж" 2000 в настоящее время завершается разработка систем РЭБ внутрифюзеляжного размещения, включающей передатчики помех, разведывательные приемники и специализированный процессор.

САП ДВ-3163 "Ремора" предназначена для подавления наземных, корабельных и бортовых радиоэлектронных средств (РЭС), в том числе при действии самолета "Мираж" на малых высотах.

Станция осуществляет подавление импульсных, непрерывных сигналов, а также сигналов РЭС, осуществляющих сопровождение цели на проходе, в 6 частотных диапазонах (от 6 до 16 ГГц). Одновременно станция излучает помехи в 3 (из 6) выбираемых перед полетом диапазонах.

Станция управляется ЦВМ, обеспечивающей определение типа подавляемого РЭС и выбор режима САП.

Рупорные антенны обеспечивают излучение помеховых сигналов как в переднюю, так и в заднюю полусферу. Мощность излучаемой помехи может достигать 1 кВт, ширина диаграммы направленности антенны 60-90°.

5.3. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР)

Для НРЭР на самолетах "Мираж" используются станции предупреждения об облучении типа ВК или ВФ, размещающиеся на киле самолета.

На последних вариантах самолета "Мираж" 2000 антенны средств НРЭР размещаются на киле и концах крыла. В дальнейшем на самолете "Мираж" 2000 предполагается использование системы НРЭР нового типа со специальным индикатором РЭБ на электронно-лучевой трубке. При этом на индикаторе будет отображаться информация от станций помех и средств НРЭР с указанием типа и параметров разведанных РЭС.

Системы типа ВК и ВФ аналогичны, предназначены для предупреждения летчика об облучении самолета большинством типов наземных и самолетных РЭС управления оружием.

Они обеспечивают всеракурсный прием сигналов в широком диапазоне частот. Ширина диаграмм направленности каждой из четырех антенных систем по азимуту и углу места составляет величину $\theta = \psi = 90^\circ$.

Диапазон частот следования импульсов принимаемых сигналов 600-12000 Гц. Индикация об облучении - звуковая и визуальная. Визуальная индикация осуществляется посредством зажигания на индикаторе специальных лампочек, общее число которых - 7. Из них 4 указывают сектор прихода сигнала (по 90° каждая), 3 остальные - вид сигнала (одна - импульсный, другая - непрерывный, третья - сигнал РЭС, осуществляющего сопровождение самолета на проходе).

5.4. Противорадиолокационные неуправляемые снаряды

На самолетах типа "Мираж", оснащенных для действия по наземным целям, возможна установка 4 (либо 2) блоков неуправляемых реактивных снарядов "SNEB", среди которых могут быть и противорадиолокационные (типа 259).

Снаряды типа 259 наполнены дипольными отражателями, которые при его подрыве рассеиваются в пространстве и создают облако, маскирующее самолет. Подрыв осуществляется на удалении 400-4000 метров от самолета в зависимости от интервала задержки, на который установлено реле времени (от I до I2 секунд). Скорость снаряда - 600-800 м/с, длина - 90 см, диаметр - 68 мм,

6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

6.1. Состав бортового оборудования

Для выполнения задач самолетовождения и боевого применения "Мираж" F-I оснащен бортовым оборудованием, в состав которого входят:

- навигационное оборудование, включающее: инерциальную навигационную систему с цифровым вычислителем

LN -33 либо SKN 2603, доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса RDN 72S, приемопередатчик системы ближней навигации ТАКАН, группу приемников типа "Сократ"-6200А системы VOR/ILS навигации и посадки, радиовысотомер ANV -9, автоматический радиоконпас HRAN -II;

- оборудование автоматического управления и пилотажные приборы, включающие: бортовой цифровой вычислитель "II5", систему воздушных сигналов ELDIA 6I-3, курсогоризонт, автопилот "Сфена"505, демпферы каналов крена, тангажа и рыскания, устройства повышения продольной устойчивости, автоматы усилий, систему отображения информации;

- оборудование для выполнения боевых задач, включающее: прицельно-навигационную систему и систему управления вооружением (их характеристики приведены в разделе 4), систему опознавания NR-AL-4A, средства РЭБ (см.раздел 5);

- радиосвязное оборудование;
- система обеспечения жизнедеятельности экипажа;
- система электроснабжения.

6.2. Пилотажно-навигационный комплекс

Состав пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) самолета "Мираж" F-I и взаимосвязи его элементов поясняются на рис. 6.1. Штрихом выделены связи, носящие предположительный характер. ПНК в целом имеет высокий уровень комплексирования. Он решает многообразные задачи навигации и пилотирувания, в том числе неавтономного дальнего наведения, автономной навигации, автоматизированного захода на посадку и др. Сообщается о решении в дальнейшем задачи следования рельефу местности в полете на малой высоте.

Повышению надежности ПНК и безопасности полета способствует широкое применение резервирования. При отказах инерциальной системы (ИНС) сигналы углов крена γ , тангажа δ и курса ψ выдаются курсовертикалью ВАСВ

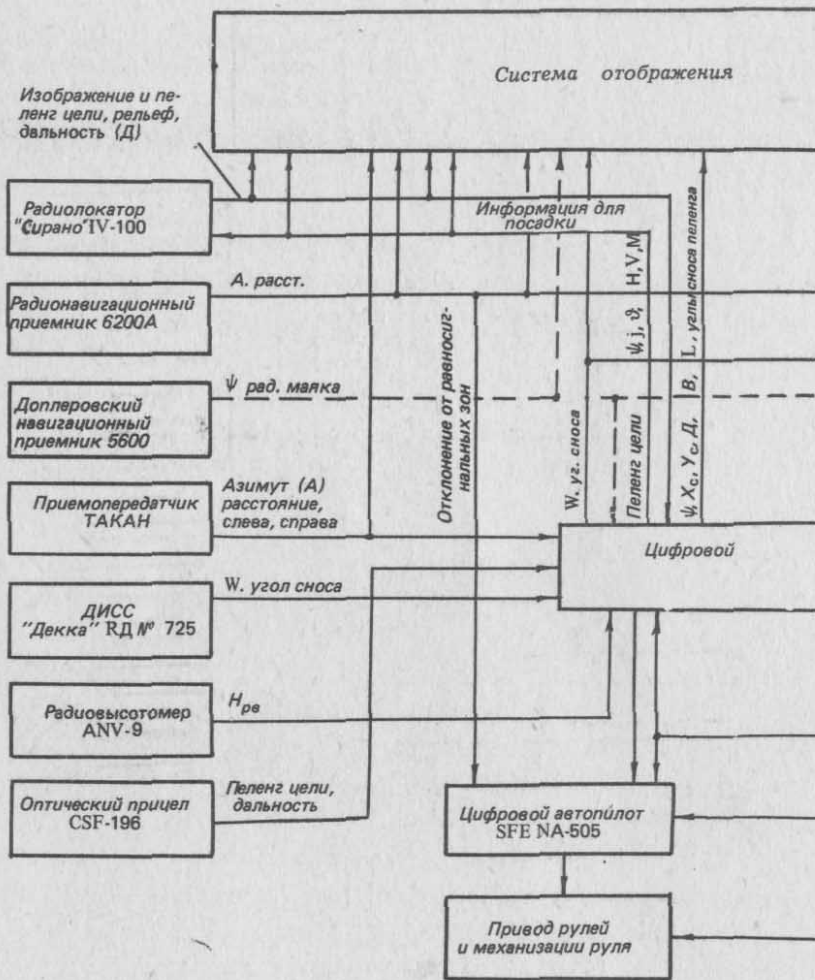
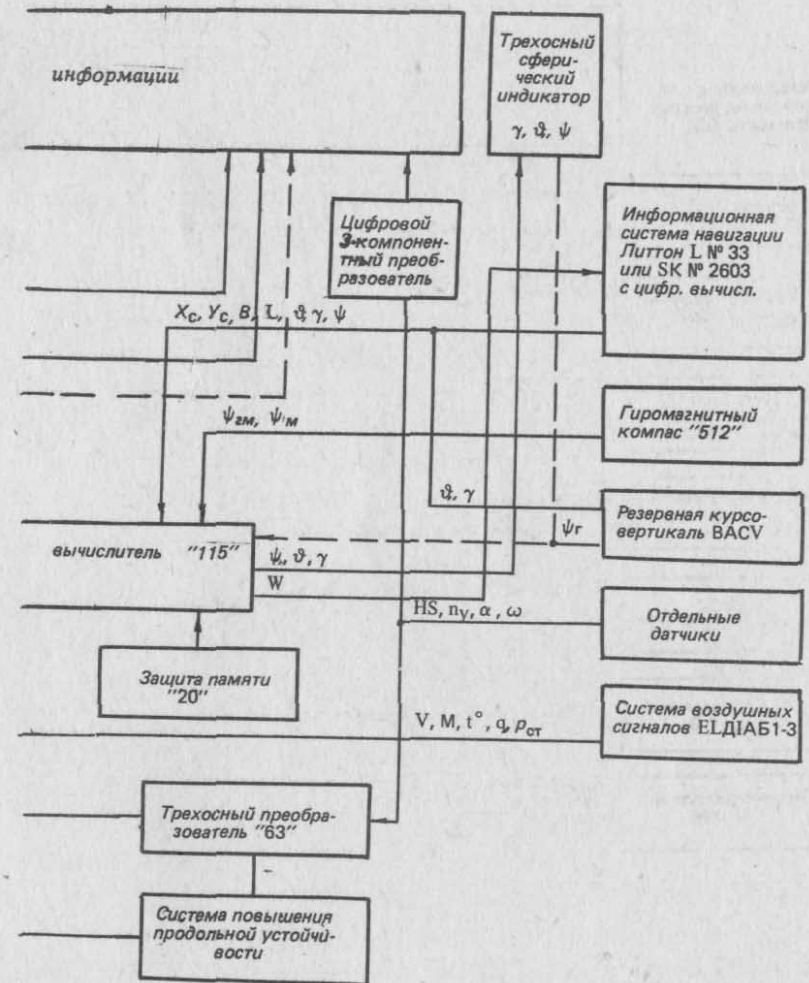


Рис. 6.1. Состав пилотажно-навигационного



комплекс самолета "Мираж" F-1С

фирмы SFIM (курсовертикаль может корректироваться от ИНС при исправности последней). Кроме того, имеются данные об установке на самолете гиромагнитного компаса типа "512" той же фирмы (по-видимому, так именуется канал магнитной коррекции ИНС и курсовертикали с индукционным датчиком курса). Таким образом, по курсу обеспечивается двукратное резервирование. При выходе из строя основных радионавигационных устройств используется миниатюрный приемник "5600", который по сигналам маяка системы ILS обеспечивает выполнение задач навигации (возврата) и посадки.

Основная аэрметрическая информация (барометрическая высота H_E , истинная воздушная скорость V , число M и другие данные) выдается системой воздушных сигналов ELDIA 6I-3. Обработка прицельно-навигационной информации выполняется бортовым цифровым вычислителем типа "II5". Его выходные сигналы поступают в ряд систем, в том числе автопилот, вычислитель прицельных данных, устройства индикации и др.

На самолете установлен цифровой автопилот СФЕНА-505, обеспечивающий угловую стабилизацию высоты полета, траекторное управление, автоматический заход на посадку и посадку по сигналам системы маяков VOR/ILS. Автопилот выполнен полностью на интегральных схемах и имеет модульную конструкцию, обеспечивающую взаимозаменяемость элементов без дополнительной регулировки автопилота. Сервоприводы автопилота встроены в системы связей органов управления (ручки и педалей) с основными сервоприводами рулевых поверхностей. Предусмотрен встроенный контроль работоспособности автопилота в полете. Следует отметить, что сигналы отдельных датчиков пилотажно-навигационных параметров перед выдачей их в автопилот поступают в трехосный координатный преобразователь, учитывающий пространственную ориентацию самолета.

Кроме автопилота, решение пилотажных задач обеспечивают демпферы каналов крена, тангажа и рыскания, система повышения продольной устойчивости, а также автоматы усилий.

На рис. 6.2 приведено расположение индикаторов отображения информации. Как на многих французских самолетах, центральное место на приборной доске занимает курсогоризонт — единый прибор, выдающий информацию о курсе, углах крена и тангажа. В верхней части размещен индикатор пилотажно-прицельных данных на лобовом стекле, слева и справа от которого расположены профильные указатели угла атаки и перегрузок соответственно. Значительное место на приборной доске справа от курсогоризонта занимает тубус индикатора РЛС.

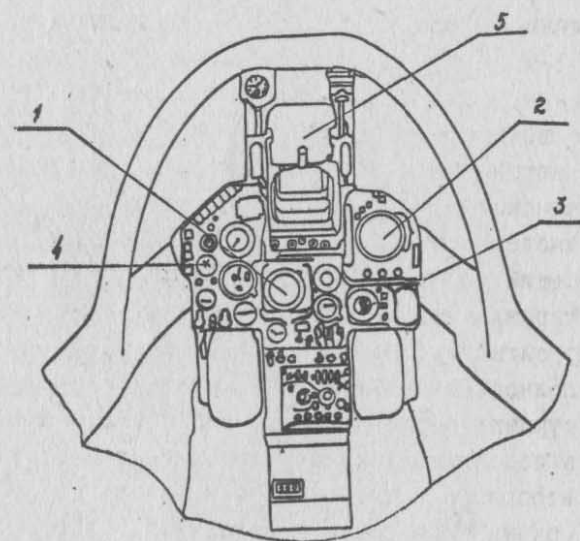


Рис. 6.2. Расположение индикаторов отображения информации:

1 — курсогоризонт; 2 — индикатор РЛС; 3 — навигационный индикатор; 4 — индикатор силовой установки; 5 — индикатор на лобовом стекле

6.3. Радионавигационное оборудование

Запросчик AN/ARN-52 системы ТАКАН служит для определения полярных координат (азимута и дальности) самолета относительно наземного радиомаяка системы ТАКАН и дальности до другого самолета, оборудованного аналогичной аппаратурой. Он имеет следующие тактико-технические характеристики:

дальность действия.....	до 400 км
среднеквадратические ошибки определения координат:	
дальности.....	200-350 м
азимута.....	$\pm 1^\circ$
диапазон частот:	
передатчика.....	1025-1150 МГц.
приемника.....	962-1213 МГц.
мощность излучения.....	1,5 кВт
чувствительность приемника.....	90 дБ
длительность импульса.....	3,5 мкс
частоты повторения импульсов:	
в режиме поиска.....	150 Гц
в режиме слежения.....	30 Гц.

Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса имеет следующие тактико-технические характеристики:

излучение	- непрерывное;
частота	- 13300 МГц;
диапазон измеряемых величин:	
скорости 93-1850 км/ч (продольная составляющая),	
370 км/ч (поперечная составляющая);	
угла сноса (α) - $\pm 30^\circ$;	
высота применения - 0-15 км;	
точность измерения - 0,3% W ;	
погрешность отображения результатов измерения:	
W - 7,4 км/ч - 6%W ;	
α - 0,5°;	
количество лучей - 3.	
В состав ДИСС входит встроенная система контроля.	

Радиовысотомер ANV-9 выдает данные о высоте в цифровой форме. Высокая точность измерения достигается благодаря слежению за передним фронтом отраженного импульса. Выполнен на микросхемах. Режим работы - импульсный, длительность импульса - десятки наносекунд, точность измерения высоты < 1 м.

Аппаратура системы посадки VOR / ILS обеспечивает выдерживание траектории захода на посадку. Диапазоны частот наземного оборудования: курсовой радиомаяк (КРМ) - 108-122 МГц; глиссидный радиомаяк (ГРМ) - 326,8-334,5 МГц; маркерный маяк (МРМ) 75 МГц.

6.4. Радиосвязное оборудование

Специфической особенностью радиосвязного оборудования самолета является принятие мер, исключающих или, во всяком случае, затрудняющих перехват сообщений. В его состав входит приемопередатчик ERA-7000 фирмы TRT. Он представляет собой комбинированную (двухдиапазонную) связную симплексную станцию, работающую в УКВ (118-144 МГц) и ДЦВ (225-400 МГц) диапазонах. При постоянном разносе между соседними волнами в 25 кГц число рабочих волн равно 1040 и 7000 соответственно.

Самолет предполагается оснастить и КВ связной станцией типа ERB-423, работающей в режиме однополосной модуляции. Возможно, что не все разновидности самолета будут оснащаться КВ радиостанцией.

Вся связная аппаратура выполняется на базе микросхемных элементов.

6.5. Система обеспечения жизнедеятельности летчика

Система надува кабины и кондиционирования воздуха создает для летчика хорошие условия и поддерживает нормальную температуру в кабине на всех режимах полета; высота в кабине 2000 м поддерживается до высоты полета са-

молета 6000 м. На высоте, большей 6000 м, давление падает и высота в кабине составляет 5000 м при высоте полета 10000 м и 6800 м при высоте 17000 м.

Система кондиционирования включает турбокомпрессорную установку на упругой подвеске, две ступени теплообменника, испаритель и водоотделитель. Эта же система обеспечивает кондиционирование воздуха в отсеке с электронным оборудованием (наддув топливных баков осуществляется отдельной системой). В случае неисправности системы кондиционирования вентиляция кабины обеспечивается с помощью скоростного напора.

В кислородную систему питания входят кислородный редуктор давления с автоматическим регулированием и аварийный кислородный баллон. Безопасность летчика обеспечивается системой покидания самолета, которая представляет собой катапультируемое сиденье "Мартин-Бейкер" МК.4. Система позволяет катапультироваться на любой высоте при скорости не менее 166 км/ч. Катапультирование через фонарь обеспечивается специальной системой, снабженной пороховым зарядом для предварительного разбивания фонаря.

6.6. Система электроснабжения (СЭС)

На самолете "Мираж" F-I в качестве первичной СЭС применена двухканальная система электроснабжения переменного тока стабильной частоты (400 Гц) напряжением $U_A / U_{\Phi} = 200/115В$.

На самолете устанавливаются электромеханические приводы постоянной частоты вращения и бесконтактные синхронные генераторы мощностью по 15 кВ·А.

Вторичная СЭС постоянного тока ($U = 27В$) питается от первичной посредством двух выпрямительных установок суммарной мощностью 3 кВт.

В качестве аварийного источника электроэнергии на самолете устанавливается аккумулятор емкостью 40 А·ч и статический преобразователь частоты мощностью 0,4 кВ·А.

ЧАСТЬ II

ИСТРЕБИТЕЛЬ "МИРАЖ" 2000

I. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Одновигательный самолет "Мираж" 2000 (рис. I.1.) поступит в части ВВС в конце 1983 г. Он предназначен для решения задач отражения атак самолетов, летящих на большой высоте с большой сверхзвуковой скоростью или на малой высоте с большой дозвуковой скоростью, и эффективного ведения ближнего воздушного боя. Дополнительным назначением самолета является атака наземных целей с использованием обычного вооружения ударных самолетов, а также с возможным применением ядерного оружия.

Он выполнен по схеме "бесхвостка" (без горизонтального оперения) с низкорасположенным треугольным крылом. Такая схема обеспечивает ряд преимуществ: простая и сравнительно легкая конструкция, хорошие характеристики на около- и сверхзвуковых режимах полета, разгона и маневренности.

Фонарь герметичной кабины полукруглого сечения обеспечивает хороший обзор летчику и оборудован системой отображения информации для летчика на лобовом стекле.

Крыло самолета треугольной формы в плане со стреловидностью по передней кромке 58° и небольшой отрицательной стреловидностью по задней кромке. Изменение кривизны профиля крыла за счет автоматического отклонения предкрылков и элевонов улучшает маневренность на малых скоростях. Предкрылок состоит из двух секций: внутренняя отклоняется максимально на 15° , внешняя - на 20° . Двухсекционные элевоны отклоняются в диапазоне углов от -30°

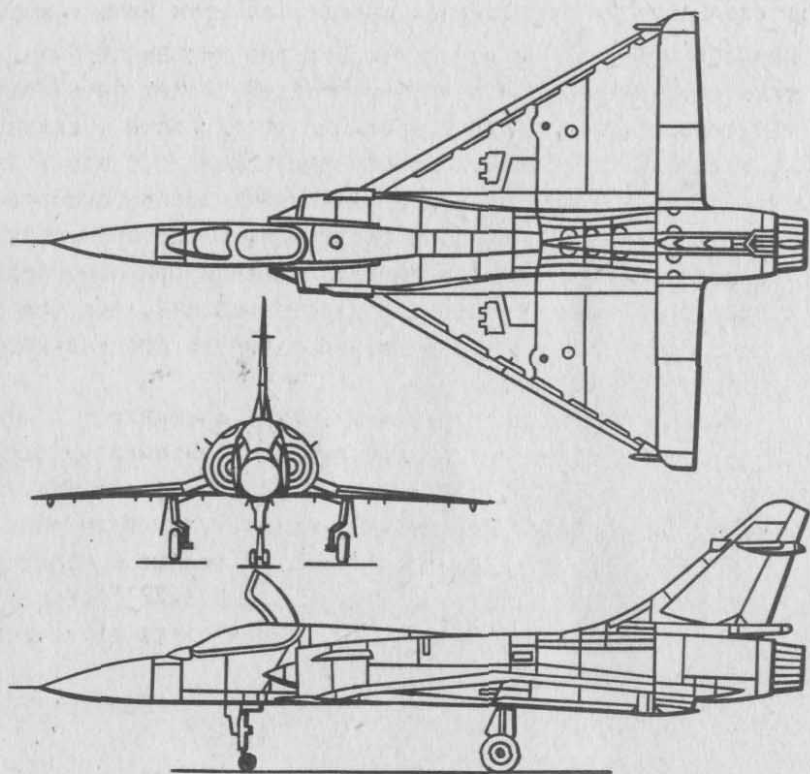


Рис. 1.1. Схема самолета "Мираж" 2000

до $+15^\circ$. Плавный переход крыла в фюзеляж позволил увеличить внутренние объемы для размещения дополнительного топлива.

Одним из недостатков треугольного крыла с большой стреловидностью по передней кромке является низкая эффективность механизации на носке. Большая подъемная сила, столь необходимая при взлете и посадке, может быть получена только при достаточно больших углах атаки. Отклонение элеронов вверх для балансировки приводит к значительным потерям подъемной силы и увеличению лобового сопротивления. Одним из способов решения этой проблемы является сдвиг центра тяжести самолета назад. При этом появляется продольная статическая неустойчивость, что требует включения в систему управления самолета специальных автоматов **устойчивости**.

Запас топлива во внутренних баках составляет 3340 кг. Предусмотрена возможность подвески под крылом **двух** топливных баков по 1700 л и одного — 1200 л под фюзеляжем. На самолете имеется система дозаправки топливом в полете.

В табл. I.1 представлены основные данные самолета для варианта перехватчика с вооружением: 2хУР "Матра Супер" 530, 2хУР "Матра Мажик" 550, боекомплект для пушек — 270 патронов.

Таблица I.1

Основные данные самолета

Экипаж	Размеры	I чел.
Длина самолета, м		15,3
Высота, м		5,0
Размах крыла, м		9
Площадь крыла, м ²		41
Угол стреловидности крыла, °:		
по передней кромке		58
по задней кромке		-4
Угол стреловидности кила, °:		
по передней кромке		45
по задней кромке		17
Средняя аэродинамическая хорда, м		5,9

Масса и нагрузки

Нормальная взлетная масса, кг	11500
Масса пустого самолета с экипажем, кг	7450
Масса топлива во внутренних баках, кг	3340
Масса боевой нагрузки, кг	710
Посадочная масса, кг	8200
Удельная нагрузка на крыло при взлете, кгс/м ²	280

Двигатель

Двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажем (ТРДДФ) М.53-5	I
Количество	
Стеновая тяга, кгс:	
на режиме полного форсажа	9000
на максимальном режиме	5500
Тяговооруженность на взлете	0,775

Летные характеристики

Максимальная скорость полета, км/ч:	
на высоте 11000 м	2337 (M=2,2)
кратковременно	2440 (M=2,3)
у земли	1300 (M=1,06)
Практический потолок, м	17000
Практическая дальность полета на высоте без подвесных топливных баков ($V=800-900$ км/ч), км	1300
Максимальная скороподъемность на $H=1000$ м, м/с	166
Время разгона, с:	
на высоте 1 км от 600 до 1100 км/ч	18
от 1100 до 1300 км/ч	12
на высоте 5 км от 800 до 1400 км/ч	47
на высоте 11 км от 900 до 1900 км/ч	223
Минимальные радиус и время установившегося виража:	
на высоте 1 км	R_{\min}, M 530
	t_{\min}, C 25
на высоте 5 км	R_{\min}, M 860
	t_{\min}, C 40
на высоте 11 км	R_{\min}, M 3000
	t_{\min}, C 85
Скорость отрыва, км/ч	235
Длина разбега на форсаже, м	320
Длина разбега на максимале, м	530
Посадочная скорость, км/ч	200

Длина пробега с тормозным парашютом, м	470
Длина пробега без тормозного парашюта, м	680
Максимальная взлетная масса самолета "Мираж" 2000 составляет	16000 кг.

2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Силовая установка самолета "Мираж" 2000 состоит из одного двухконтурного ТРДДФ М.53-5, установленного в хвостовой части фюзеляжа.

Основные параметры и данные двигателя М.53-5 на ра-

<u>счетном режиме в стендовых условиях:</u>	
тяга на режиме полного форсажа.....	9000 кгс
удельный расход топлива на режиме полного форсажа.....	2,05 кг/(кгс.ч)
тяга на максимальном режиме.....	5500 кгс
удельный расход топлива на максимальном режиме.....	0,87 кг/(кгс.ч)
степень двухконтурности.....	0,4
суммарный расход воздуха через двигатель	86 кг/с
суммарная степень повышения давления воздуха.....	9,5
степень повышения давления воздуха в вентиляторе.....	2,6
температура газов перед турбиной.....	1200 °C
габаритный диаметр.....	1055 мм
габаритная длина.....	4850 мм
сухая масса.....	1450 кг
удельная масса.....	0,161 кг/кгс

На рис. 2.1-2.4 приведены эффективные высотно-скоростные характеристики двигателя М.53-5 $P_{\text{эф}} = f(M, H)$ и $C_{\text{уд.эф}} = f(M, H)$ для режимов "Полный форсаж" и "Максимал" (с учетом потерь во входном и выходном устройствах силовой установки).

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

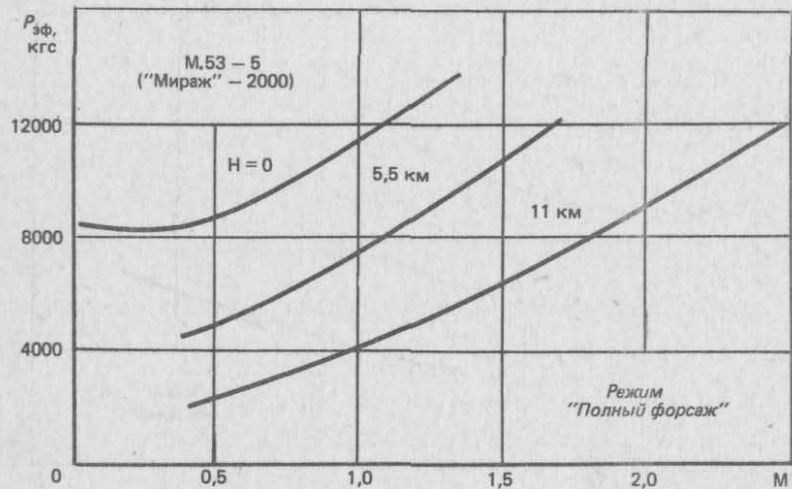


Рис. 2.1. Зависимость $P_{эф}$ от числа M и высоты полета

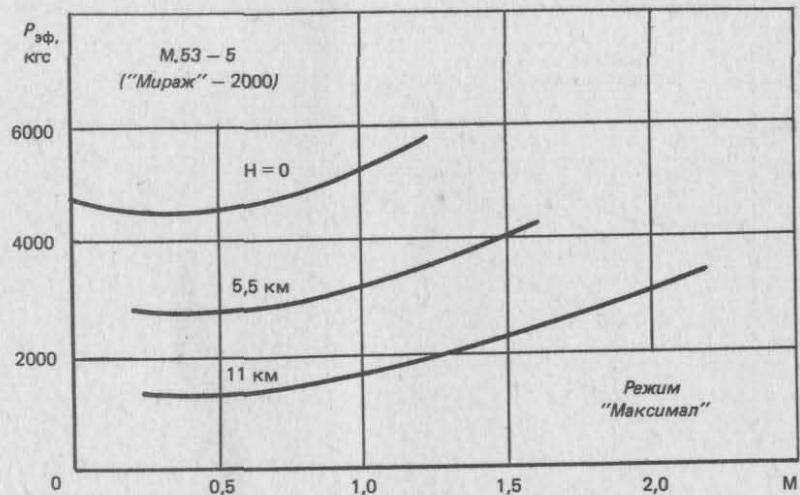


Рис. 2.3. Зависимость $P_{эф}$ от числа M и высоты полета

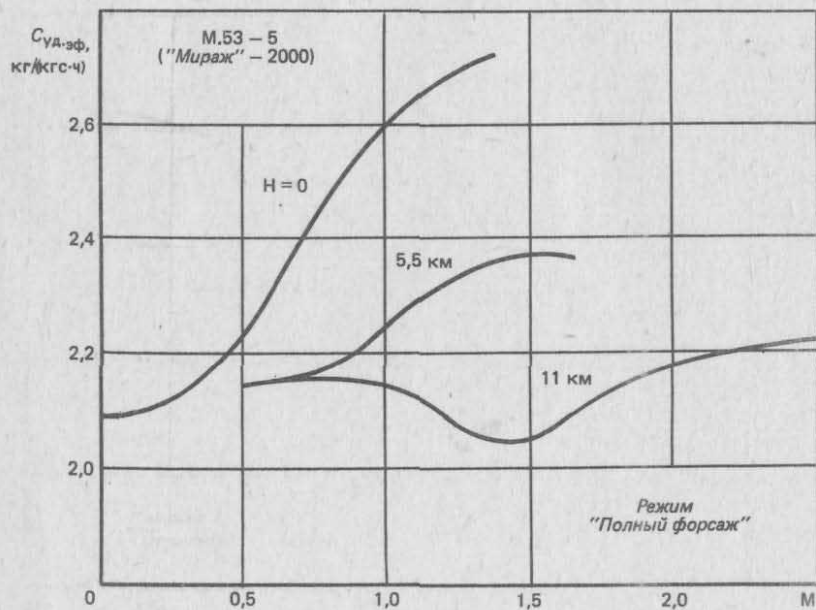


Рис. 2.2. Зависимость $C_{уд.эф}$ от числа M и высоты полета

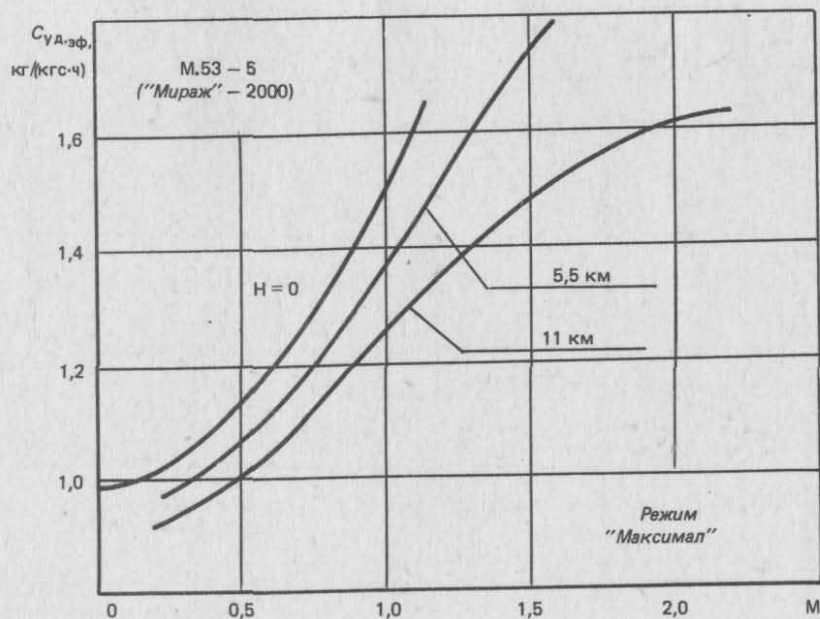


Рис. 2.4. Зависимость $C_{уд.эф}$ от числа M и высоты полета

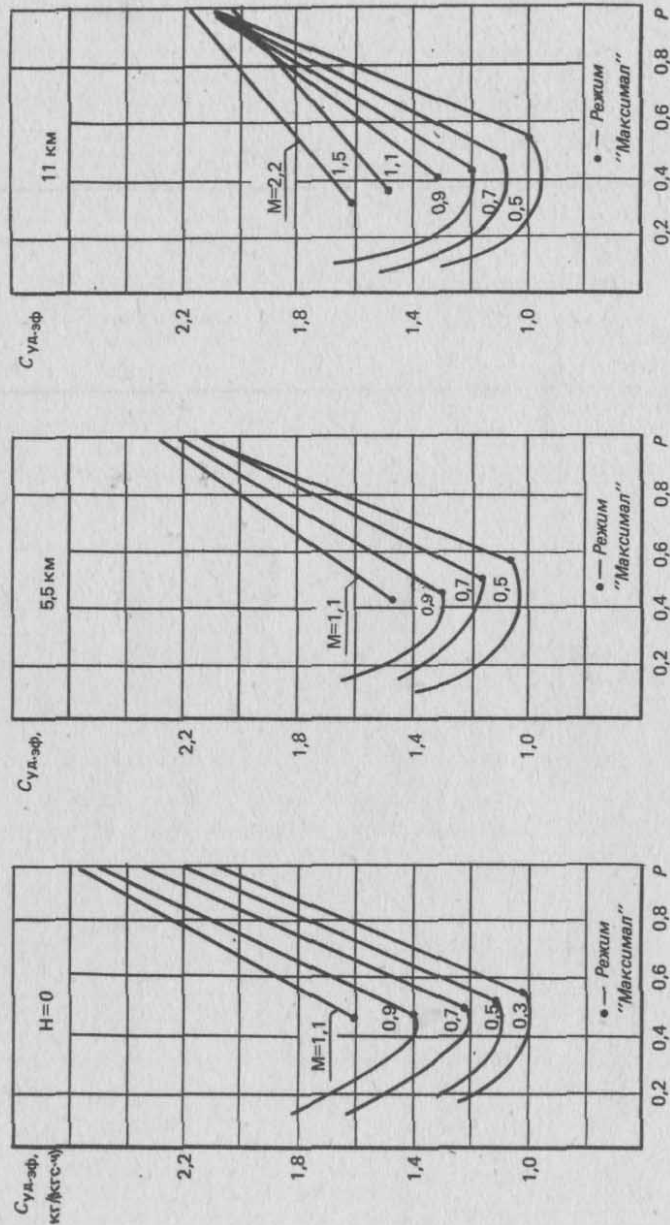


Рис. 2.5. Дроссельные характеристики двигателя

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1. Аэродинамические характеристики

Несущие способности крыла обеспечивают самолету высокую маневренность в широком диапазоне скоростей полета.

Фюзеляж самолета выполнен с учетом правила площадей для уменьшения сопротивления на трансзвуке. На каждом воздухозаборнике установлена небольшая аэродинамическая поверхность, отклоненная вверх. Они предназначены для улучшения продольной и в некоторой степени поперечной устойчивости при больших углах атаки.

На рис. 3.1-3.6 приведены аэродинамические характеристики самолета с учетом потерь на балансировку, полученные расчетным путем, в виде зависимостей от чисел M полета производной коэффициентов подъемной силы по углу атаки C_y^α , сопротивления при нулевой подъемной силе C_{x_0} , индуктивного сопротивления A , дополнительного сопротивления за счет подвесок $\Delta C_{x_0\text{подв}}$ максимального качества K_{max} и допустимого значения коэффициента подъемной силы $C_{y\text{доп}}$.

Самолет выполнен статически неустойчивым, поэтому в определенном диапазоне чисел M полета нет потерь на балансировку. Это обусловлено тем, что для балансировки такого самолета элероны отклоняются вниз и создается дополнительная подъемная сила. На рис. 3.2 зависимость $C_{x_0}(M)$ приведена для высот $H=11$ км и $H=0$. Сравнительно небольшая разница в значениях C_{x_0} объясняется аэродинамической схемой самолета "бесхвостка", имеющей относительно меньшую площадь омываемой поверхности (из-за отсутствия горизонтального оперения).

Зависимости коэффициентов дополнительного сопротивления подвесок $\Delta C_{x_0\text{подв}}(M)$ приведены на рис. 3.5 для двух типов подвесок: две УР R-530 плюс две УР R-550 и трех топливных баков.

Значения коэффициентов подъемной силы при отрыве и посадке самолета: $C_{y\text{отр}}=1,04(\alpha=12^\circ)$, $C_{y\text{пос}}=1,12(\alpha=9^\circ)$.

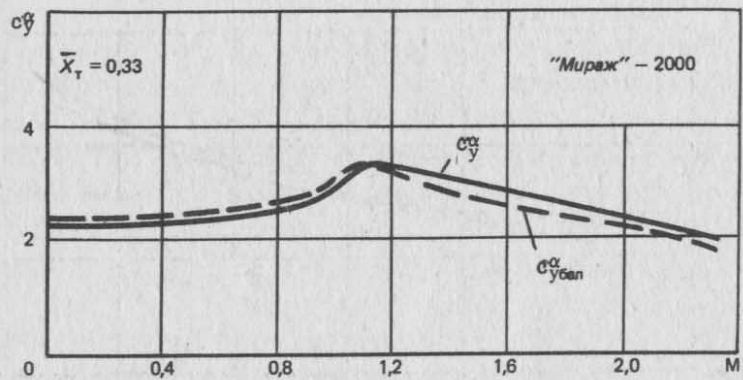


Рис. 3.1. Зависимость коэффициента $c_{y\alpha}$ от числа M

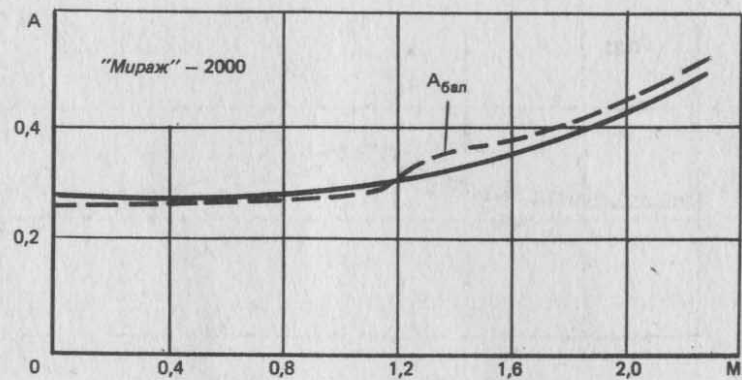


Рис. 3.3. Зависимость коэффициента A от числа M

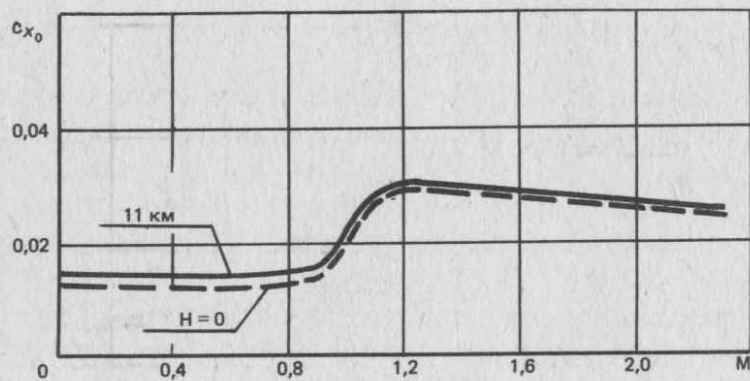


Рис. 3.2. Зависимость коэффициента c_{x0} от числа M и высоты полета

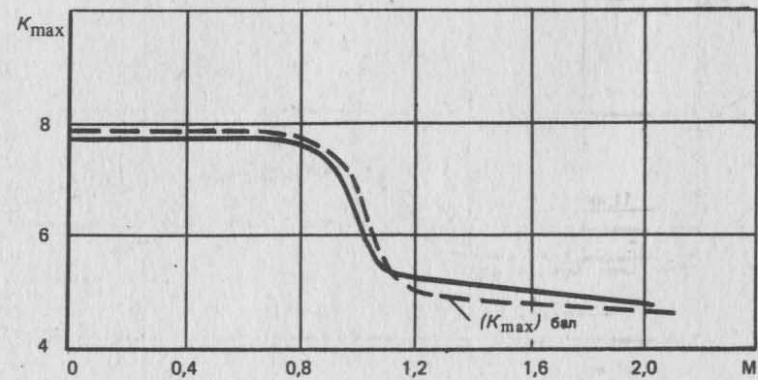


Рис. 3.4. Зависимость качества самолета от числа M

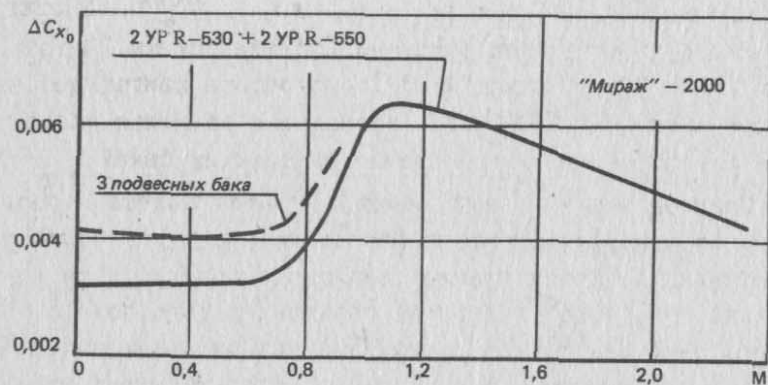


Рис. 3.5. Зависимость Δc_{x_0} от числа M

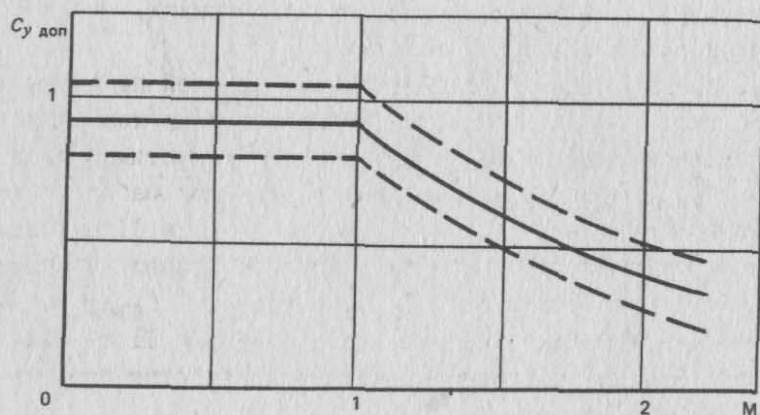


Рис. 3.6. Зависимость коэффициента $c_{y доп}$ от числа M

3.2. Лётно-технические характеристики

Диапазон высот и чисел M полета (рис. 3.7) рассчитан для средней массы самолета $m_{ср} = m_0 - \frac{m_{т.бн}}{2} = 9830 \text{ кг}$ с четырьмя подвешенными ракетами (по две ракеты "Матра Супер" 530 и "Матра Мажик" R 550) при работе двигателей на форсаже. Здесь $m_0 = 11500 \text{ кг}$ – нормальная взлетная масса, $m_{т.бн} = 3340 \text{ кг}$ – масса топлива во внутренних баках.

Границы максимальных чисел M и высот полета H определены из условия равенства располагаемой тяги лобовому сопротивлению. Левая граница диапазона определяется минимально допустимой скоростью горизонтального полета. На рисунке нанесены также ограничения максимальных чисел M полета и ограничение по максимальному допустимому скоростному напору. Показана граница статических потолков при работе двигателей на максимале.

Зависимости энергетической скороподъемности $V_y^*(M, H)$ или что то же самое – удельной избыточной мощности – для высот I; 5; II км (рис. 3.8) и $V_{y max}^*(H)$ (рис. 3.9) на режиме форсажа определены при тех же условиях, что и диапазон высот и чисел M полета.

Границы радиусов установившихся виражей по располагаемой тяге $P_{расп}$, по допустимому значению коэффициента подъемной силы $c_{y доп}$ и максимально допустимой перегрузке $n_{y max}^z = 8,0$ для средней массы $m_{ср}$ при работе двигателей на режиме форсажа для высот $H=I$; 5 и II км представлены на рис. 3.10. Там же в таблице приведены значения минимальных радиусов $R_{\delta min}$ и времени $t_{\delta min}$ установившегося виража также для высот $H=I$; 5 и II км. Характеристики установившихся виражей определены при указанных выше условиях.

Зависимость длин разбега и пробега от взлетной и посадочной масс соответственно представлена на рис. 3.11.

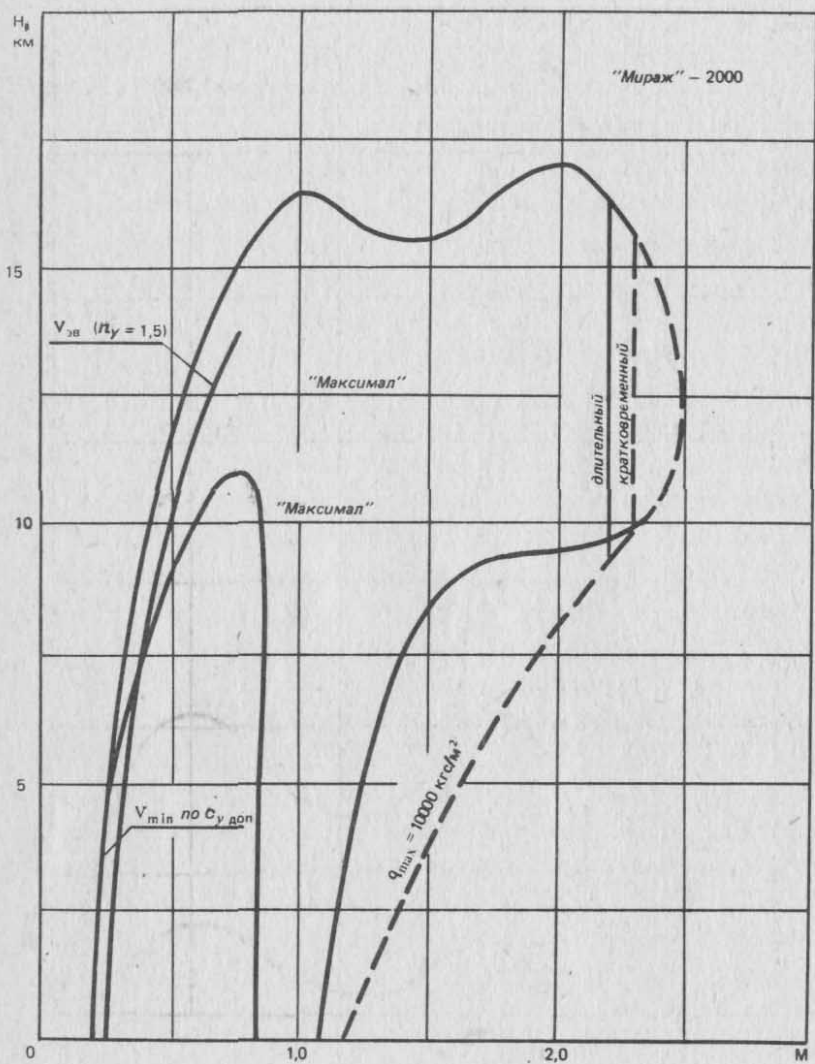


Рис. 3.7. Диапазон скоростей и высот полета самолета

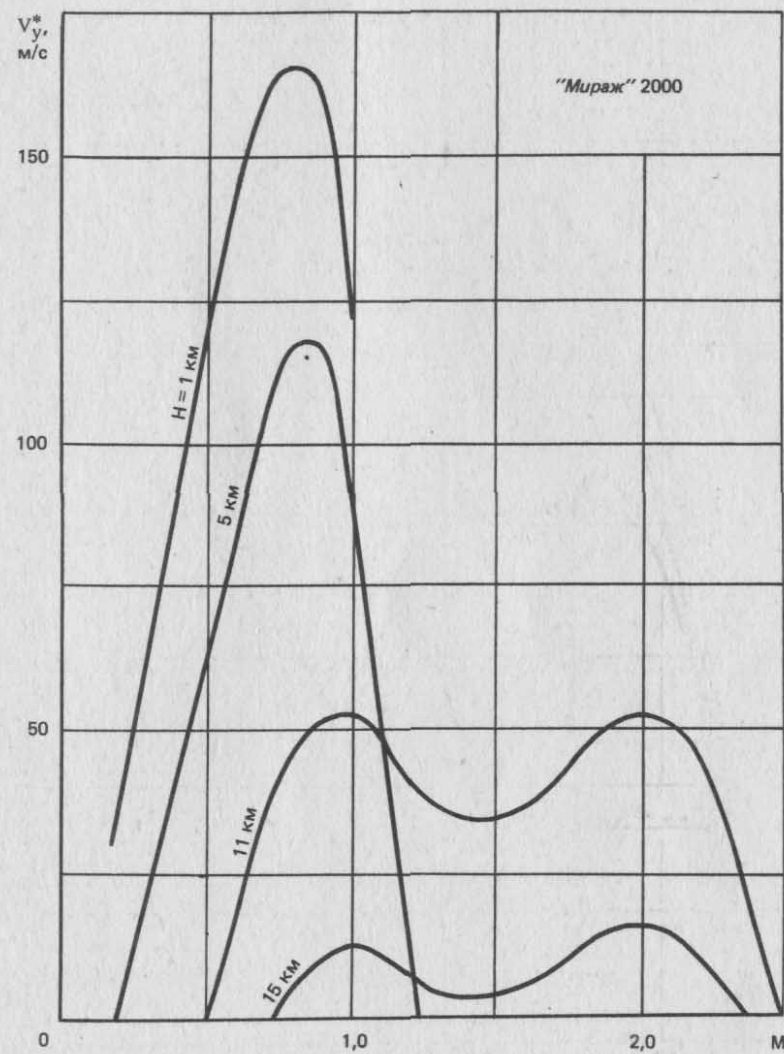


Рис. 3.8. Зависимость V_y^* от числа M и высоты полета

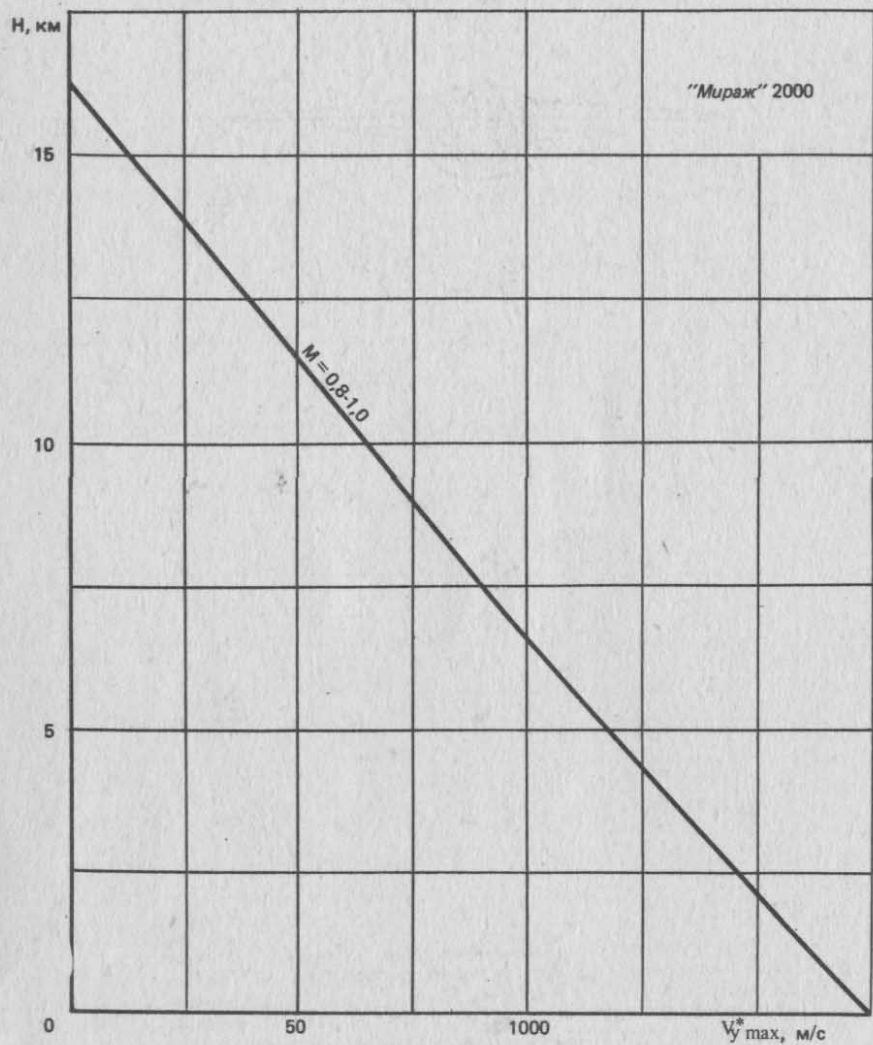


Рис. 3.9. Зависимость $V_{y \max}^*$ от высоты и числа M полета

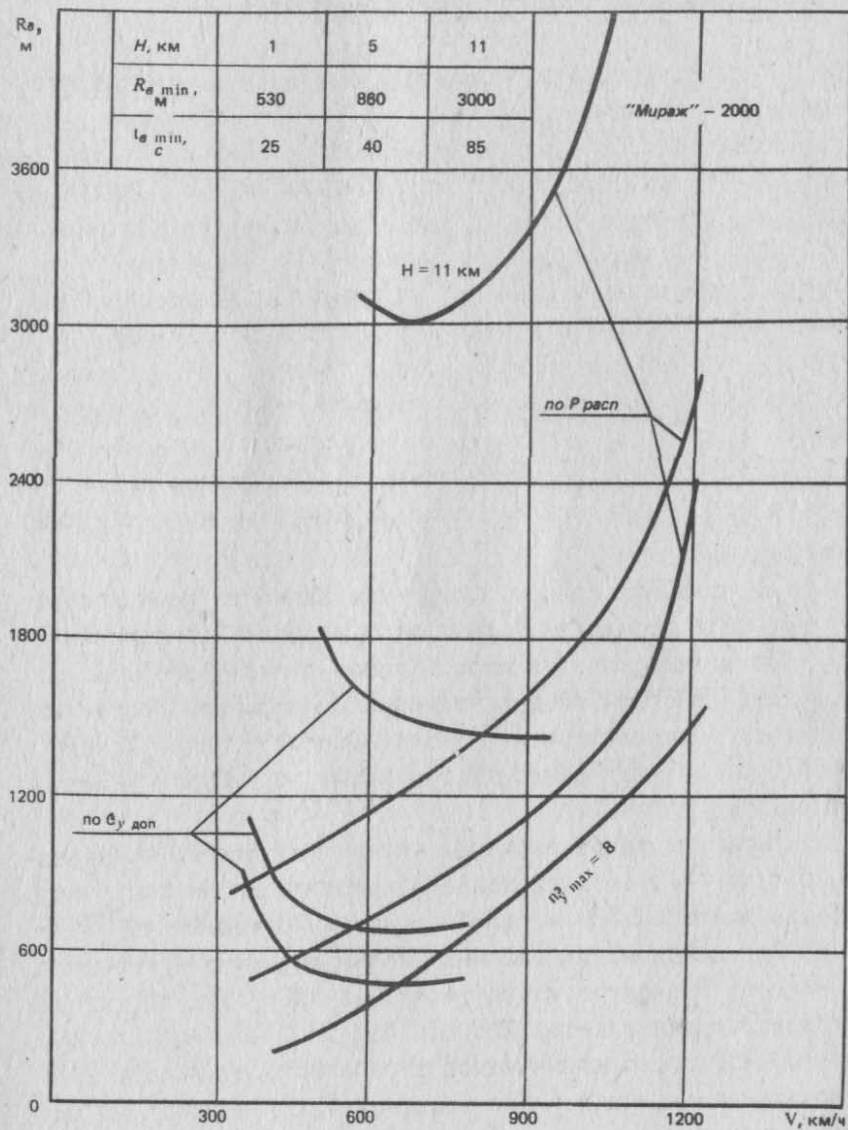


Рис. 3.10. Границы радиусов установившихся виражей

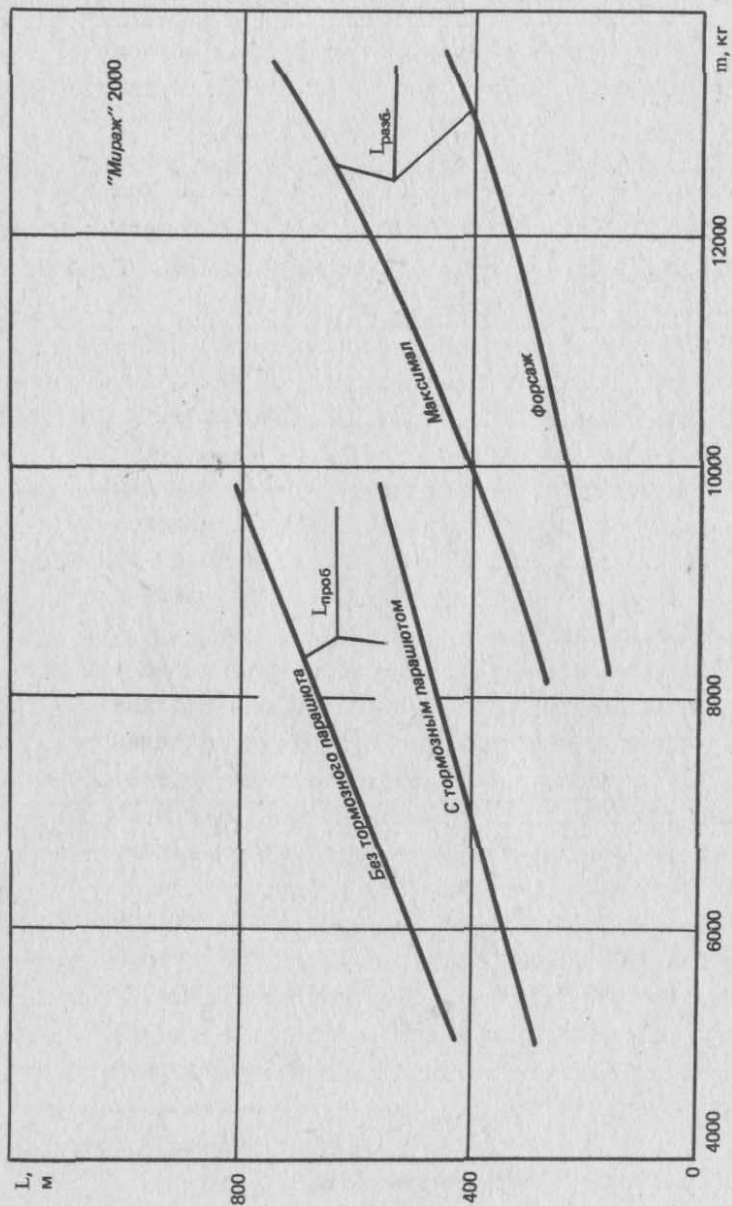


Рис. 3.11. Зависимость $L_{\text{взл}}$ и $L_{\text{посад}}$ от взлетной и посадочной масс соответственно

4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

4.1. Средства поражения и варианты их применения

Для поражения воздушных целей самолет может нести две управляемые ракеты "Матра Супер"-530 и две управляемые ракеты "Мажик" R 550 или "Сайдуиндер".

Для поражения наземных целей на самолет могут подвешиваться 12-18 бомб по 250 кг, 6 бомб по 400-500 кг, 3 бомбы по 1000 кг, бетонобойные бомбы "Дурандаль", касетные бомбы "Белуга". Будут также применяться управляемые ракеты "воздух-поверхность" AS-30 (AS-30L), морских целей - противокорабельные ракеты AM-39 "Экзосет". Кроме того, специально для самолета "МиГ"2000 разрабатывается ракета класса "воздух-поверхность" ASMP с ядерной частью для поражения особо прочных целей.

При действиях по воздушным и наземным целям применяются две встроенные пушки "Дефа"554 калибром 30 мм. Кроме того, под самолет могут подвешиваться два контейнера с одной пушкой "Дефа" в каждом, а также блоки с неуправляемыми ракетами.

Для выполнения вспомогательных задач на самолете могут использоваться подвесной контейнер с лазерной системой подсвета и автоматического сопровождения целей ATLAS-2, которая разрабатывается в настоящее время специально для самолета "МиГ"2000; контейнеры с фото- и инфракрасной аппаратурой для ведения разведки; контейнеры для ведения радиоэлектронной борьбы.

Самолет располагает девятью узлами подвески средств поражения, топливных баков, средств РЭБ и др. Четыре узла расположены под крылом и пять под фюзеляжем. Возможное размещение средств поражения, подвесных топливных баков и аппаратуры на узлах подвески и их грузоподъемность показаны на рис. 4.1.

На рис. 4.2 показаны различные варианты вооружения самолета "МиГ"2000. На нем обозначены:

А - вариант вооружения, предназначенный для поражения воздушных целей и состоящий из двух управляемых ракет "Матра Супер"-530 на внутренних подкрыльевых пилонах и двух ракет "Мажик" или "Сайдуиндер" на внешних;

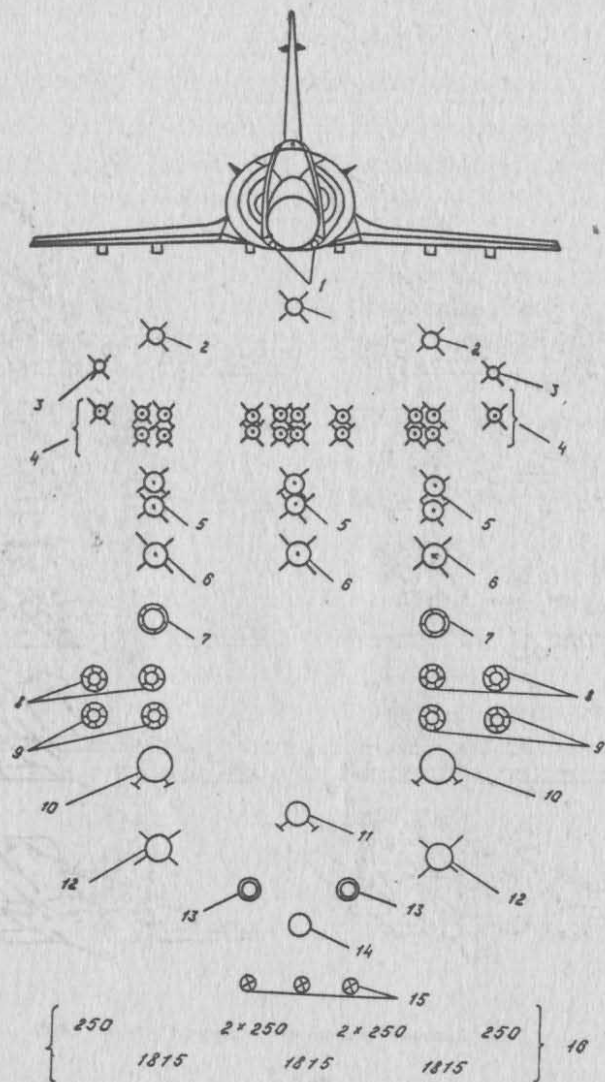


Рис. 4.1. Возможное размещение средств поражения, топливных баков и аппаратуры на узлах подвески самолета "Мираж" 2000:

1 — две пушки "Дефа" калибра 30 мм; 2 — одна или две УР "Матра Супер" 530; 3 — две УР "Матра Мажик" или "Сайдуиндер"; 4 — 12 или 18 бомб массой 250 кг; 5 — шесть бомб массой 400-500 кг; 6 — три бомбы массой 1000 кг; 7 — два контейнера HAP F-1 (36x68 мм); 8 — четыре контейнера HAP F2 (6x68 мм); 9 — четыре контейнера HAP Lg 155 (18x68 мм); 10 — два топливных бака емкостью 1700 л; 11 — один топливный бак емкостью 1200 л; 12 — две УР А5-30; 13 — два контейнера с пушками калибра 30 мм; 14 — один контейнер с разведывательной аппаратурой; 15 — два или три контейнера с аппаратурой РЭБ; 16 — грузоподъемность узлов подвески, кг

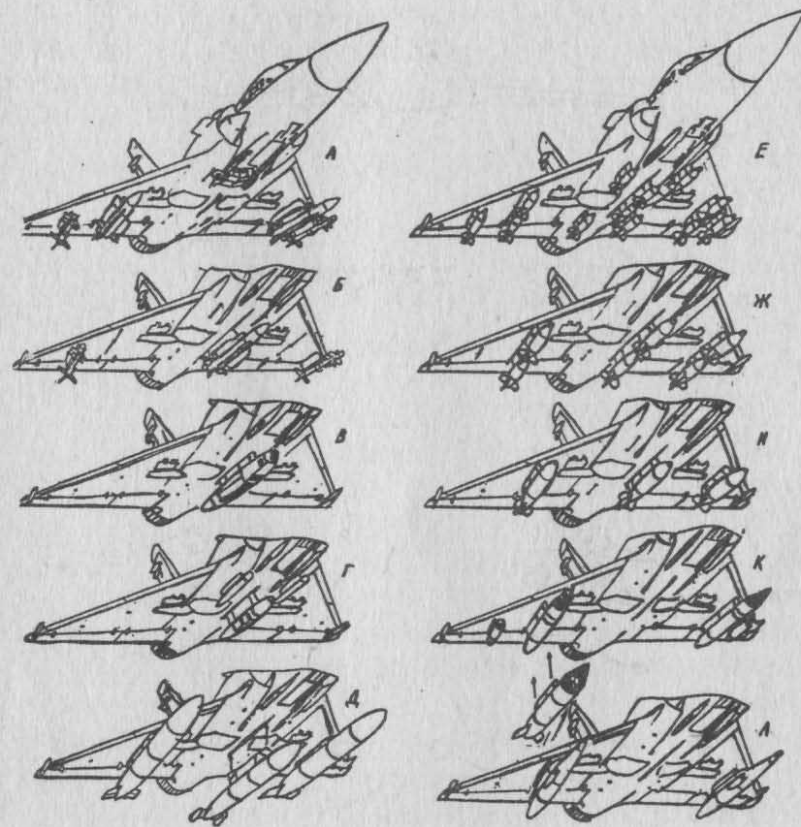


Рис. 4.2. Варианты вооружения самолета "Мираж" 2000

Б - вариант для выполнения дальнего перехвата, состоящий из одной ракеты "Матра Супер"-530 под фюзеляжем и двух ракет "Мажик" или "Сайдуиндер" под крылом;

В - самолет, оснащенный одним контейнером с фото- и инфракрасной аппаратурой для ведения разведки;

Г - вариант для ведения радиоэлектронной борьбы (РЭБ), состоящий из трех подфюзеляжных контейнеров с аппаратурой РЭБ;

Д - вариант размещения подвесных топливных баков.

Для нанесения ударов по наземным целям могут формироваться варианты из 12, 14 или 18 бомб калибра 250 кг (рис. 4.2,Е), шести бомб по 500 кг (рис. 4.2,Ж) и трех бомб в 1000 кг (рис. 4.2,И).

На рис. 4.2,К показано размещение на самолете блоков с неуправляемыми ракетами, а на рис. 4.2,Л - контейнеров с 30-мм пушками "Дефа".

Характеристики средств поражения, за исключением УР "Экзосет", приведены в описании самолета "Мираж" Г-1.

Управляемая ракета АМ-39 "Экзосет" предназначена для поражения надводных кораблей, таких, как фрегаты, корветы и эсминцы.

Аэродинамическая схема ракеты нормальная, с крестообразными крыльями, устанавливаемыми в средней части корпуса.

Корпус ракеты цилиндрический с оживальным носовым обтекателем, закрывающим активную РГС. В корпусе размещены: аппаратура системы наведения, включающая гироскопическую форму с измерителями, вычислитель и радиовысотомер, осколочно-фугасная боевая часть с ударным и неконтактным взрывателями, эффективная при углах встречи до 70° , силовая установка, устройство системы управления, термобатарея с преобразователем.

Силовая установка состоит из стартового и маршевого РДТТ.

Система управления ракеты комбинированная. Она сочетает автономное инерциальное управление с программным выдерживанием высоты полета на среднем участке траектории с активным радиолокационным самонаведением в конце

полета. Инерциальная система по сигналам от акселерометров и свободных гироскопов обеспечивает вывод ракеты в район цели. Высота полета при этом измеряется радиолокационным высотомером непрерывного излучения с частотной модуляцией. РГС работает в моноимпульсном режиме в диапазоне частот 8-10 ГГц. Максимальная дальность ее действия 24 км.

После пуска ракета снижается до высот 10-15 м, на которой происходит сближение с целью. Эта высота обеспечивает скрытность подхода к цели и захват ее РГС ракеты на дальностях 12-15 км. После захвата цели ракета несколько снижается, а затем переходит на высоту полета 3-5 м (зависит от состояния моря), на которой летит до поражения цели.

Ракета имеет массу 660 кг, размеры: 4,69x0,35x1,0 м; массу боевой части 16,5 кг, время управляемого полета 95 с; дальность пуска 50-70 км; скорость полета 0,93 М.

Пушка "Дефа"554 является дальнейшим развитием пушек "Дефа"552 и "Дефа"553. Она представляет собой одноствольную барабанную пушку с пятью патронниками. Механизм пушки приводится в действие за счет энергии порохового газа, образующегося при выстреле. Питание пушки патронами - ленточное. Для стрельбы из пушки используются бронебойные и зажигательные снаряды. Для ликвидации задержки при стрельбе в воздухе в пушке имеется пиротехнический механизм перезарядки. Пушка "Дефа"554 взаимозаменяема с пушкой "Дефа"553.

Основные данные пушки "Дефа"554: калибр - 30 мм, темп стрельбы - 1800 выстрелов в минуту, масса пушки - 85 кг, масса патрона - 450 г, масса снаряда - 245 г, начальная скорость снаряда - 820 м/с.

4.2. Прицельно-навигационная система

Самолет "Мираж"2000 оснащается прицельно-навигационной системой, предназначенной для обеспечения всех основных операций по управлению самолетом на этапах наведения на цель, прицеливания и применения различных видов

средств поражения. Система обеспечивает гибкое использование всех составляющих систем, надежность их работы, уменьшение загрузки летчика в боевых условиях, упрощение технической эксплуатации оборудования. Предусмотрена передача всей информации от отдельных систем и подсистем по мультиплексным линиям связи в цифровом виде на бортовую вычислительную систему.

В прицельно-навигационную систему самолета "Мираж" 2000 входят:

-импульсно-доплеровская РЛС, обеспечивающая поиск и сопровождение воздушных целей, в том числе и в ближнем воздушном бою, измерение дальности воздушных и наземных целей, подсвет целей при полуактивном наведении управляемых ракет и контурное картографирование;

-оптический прицел с электронно-лучевой трубкой (ЭЛТ) для формирования прицельной информации при применении как непосредственно оптического прицела, так и РЛС (при применении артиллерийского оружия и управляемых ракет);

-инерциальная система навигации с вычислителем бомбометания, блоками управления и индикации, блоком сопряжения и гироскопами быстрой раскрутки и выставки;

-комплексная электронная система отображения информации;

-система радиоэлектронной борьбы с разветвленной совокупностью датчиков и специальным круговым индикатором.

Кроме того, на самолете "Мираж"2000 возможно использование в составе ПНС лазерной системы подсвета и автоматического сопровождения целей типа *ATLIS* в контейнерном варианте.

4.2.1. Радиолокационная станция

В настоящее время разработаны три типа РЛС для установки на самолете "Мираж"2000 в различных вариантах.

Для варианта перехватчика разработана импульсно-доплеровская РЛС типа *RD I*, которая обеспечивает поиск

и обнаружение целей на дальности до 100 км (по цели с эффективной площадью отражения 5 м^2). Плоская антенная решетка диаметром 70 см обеспечивает моноимпульсную работу РЛС.

Диапазон рабочих частот 3-сантиметровый. Применяется высокая частота повторения импульсов. РЛС может быть использована и в ряде режимов "воздух-поверхность": измерение дальности до наземных целей, радиолокационное картографирование для целей самолетовождения.

В режиме "воздух-воздух" для обеспечения пуска ракет с радиолокационной головкой самонаведения применяется непрерывный подсвет целей высокочастотным сигналом.

Для ударного варианта самолета, вооруженного ракетами "воздух-поверхность", разработана РЛС типа "Антилопа"-5, которая выполняет основные задачи в режимах "воздух-поверхность": обеспечение обзора (картографирования) поверхности земли, поиск и обнаружение целей на поверхности земли, обеспечение профильного полета на малых высотах. Режимы "воздух-воздух" являются в этом случае дополнительными.

Для многоцелевого варианта самолета "Мираж"2000 разработана многофункциональная РЛС *RD M* когерентно-импульсного типа с низкой частотой повторения импульсов. При действии по наземным или морским объектам обеспечивает обнаружение малоразмерных целей (с эффективной площадью отражения не более 50 м^2 на расстоянии не менее 65 км).

Радиолокационные станции *RDM* и *RDI* имеют одинаковую компоновку и ряд общих особенностей: модульная конструкция, когерентный передатчик на базе лампы бегущей волны, цифровая система обмена информацией. Широко применены цифровые методы обработки информации: быстрое преобразование Фурье и цифровая фильтрация.

4.2.2. Оптический прицел

Основу оптического прицела самолета "Мираж"2000 составляет электронно-лучевая трубка с диаметром экрана

7,5 см, встроенная в коллиматорную визирную головку. За счет увеличения создано поле зрения в пределах 20° по вертикали на удобном для летчика удалении. На экране ЭЛТ при прицеливании по воздушной цели индицируется условно выпускаемая очередь снарядов в виде непрерывной линии. Летчик при наличии такой индикации управляет самолетом так, чтобы цель находилась непрерывно на линии условной "трассы" снарядов и смещалась по линии к более ярко высвечиваемой точке (прицельной отметке), отвечающей в данный момент времени условно выпущенному в прошлом тому снаряду очереди, который находится на дальности цели. Если для выпускаемого в данный момент снаряда за время его полета в сторону цели условия не изменятся, то по расчетам он должен попадать в цель. Чтобы обеспечить это условие, летчик должен уметь прогнозировать характер движения цели и примерно повторять ее маневр, добиваясь во время ведения очереди относительной неподвижности цели в его поле зрения. Удовлетворительные результаты этого достигаются длительной тренировкой. Кроме "трассы" на ЭЛТ при применении оптического прицела может воспроизводиться пеленг воздушной цели в том случае, когда она не видна визуально, но сопровождается с помощью РЛС.

При применении неуправляемого оружия по наземной цели с помощью той же ЭЛТ летчику индицируются непрерывно вычисляемая точка падения бомбы, ракеты или снаряда на земную поверхность и отметка автоматически осуществляемого отделения средства поражения. Кроме того, летчику индицируются некоторые параметры полета для обеспечения его безопасности.

Управление оптическим прицелом осуществляется с помощью вынесенной клавиатуры, управление работой РЛС — с помощью кнопок, размещенных на стойке ручки управления самолетом и рычаге управления двигателем.

4.2.3. Комплексная система отображения информации

Эта система включает три составные части: индикатор РЛС на ЭЛТ типа VMC-180, индикатор на лобовом стекле типа VE-130 и индикатор системы РЭБ.

Индикатор РЛС имеет размер экрана по диагонали 170 мм. Применяется ЭЛТ с цветным изображением, что позволяет летчику усваивать больший объем информации. Например, при плановой индикации препятствий в режиме с оглашением местности красным цветом выделяются участки местности с высотой (относительно самолета) меньше допустимой, а зеленым — больше допустимой. Этот индикатор может также использоваться и для телевизионной растровой индикации по данным от телевизионной камеры, работающей при низком уровне освещенности.

Индикатор на лобовом стекле (ИЛС) типа VE-130 имеет ЭЛТ диаметром 75 мм и оптическую систему с выходной линзой диаметром 130 мм. Поле обзора на ИЛС около 20° . Применяется ИЛС для обеспечения прицеливания.

В режиме "воздух-воздух" при применении пушек и управляемых ракет на ИЛС выдается точка визирования цели и линия попадания, которая вычисляется в ЦВМ по введенным данным.

В режиме "воздух-поверхность" на ИЛС поступают основные пилотажные данные и при действии по наземным целям точка попадания и точка пуска оружия.

Формирование разверток и символов как для индикатора РЛС, так и ИЛС осуществляется от общего генератора символов и ЦВМ. Индикатор системы РЭБ предназначен для выдачи и индикации данных, поступающих с датчиков бортовой системы РЭБ и аппаратуры предупреждения об облучении РЛС противника.

5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ)

Описание средств РЭБ приведено в разделе 5 пособия по самолету "Мираж" F-1C.

6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

На рис. 6.1 показана функциональная схема оборудования самолета "Мираж"2000.

Для пилотажно-навигационного комплекса этого самолета характерен высокий уровень комплексирования входящих в него систем.

Базовой навигационной системой является инерциальная (ИНС) типа UNI-52. Ее точность характеризуется среднеквадратической погрешностью, равной 1,85 км/ч (для 10-минутной готовности). Меньшее время готовности обеспечивается при использовании для выставки ИНС данных, зафиксированных в памяти ЦВМ к моменту предшествующего отключения системы.

В состав навигационного оборудования также входят:

- бортовое оборудование радионавигационной системы ТАКАН. Запросчик-ответчик этой системы имеет встроенный микропроцессор для обработки сигналов, обеспечивающий определение азимута с точностью $0,5^\circ$, а дальности 80 м;
- самолетный радиолокационный запросчик-ответчик NRAI-7A системы опознавания государственной принадлежности;
- радиолокационный высотомер;
- бортовое оборудование системы посадки VOR/ILS.

На самолете имеется развитая система управления полетом, основу которой составляет электролистанционная система управления (ЭДСУ). В ее составе имеются автоматы устойчивости. В каналах ЭДСУ используется многократное резервирование: **двукратное** при управлении элевонами и **трехкратное** - рулем направления. Электропитание приводов органов управления - **двукратное**. Система автоматическо-

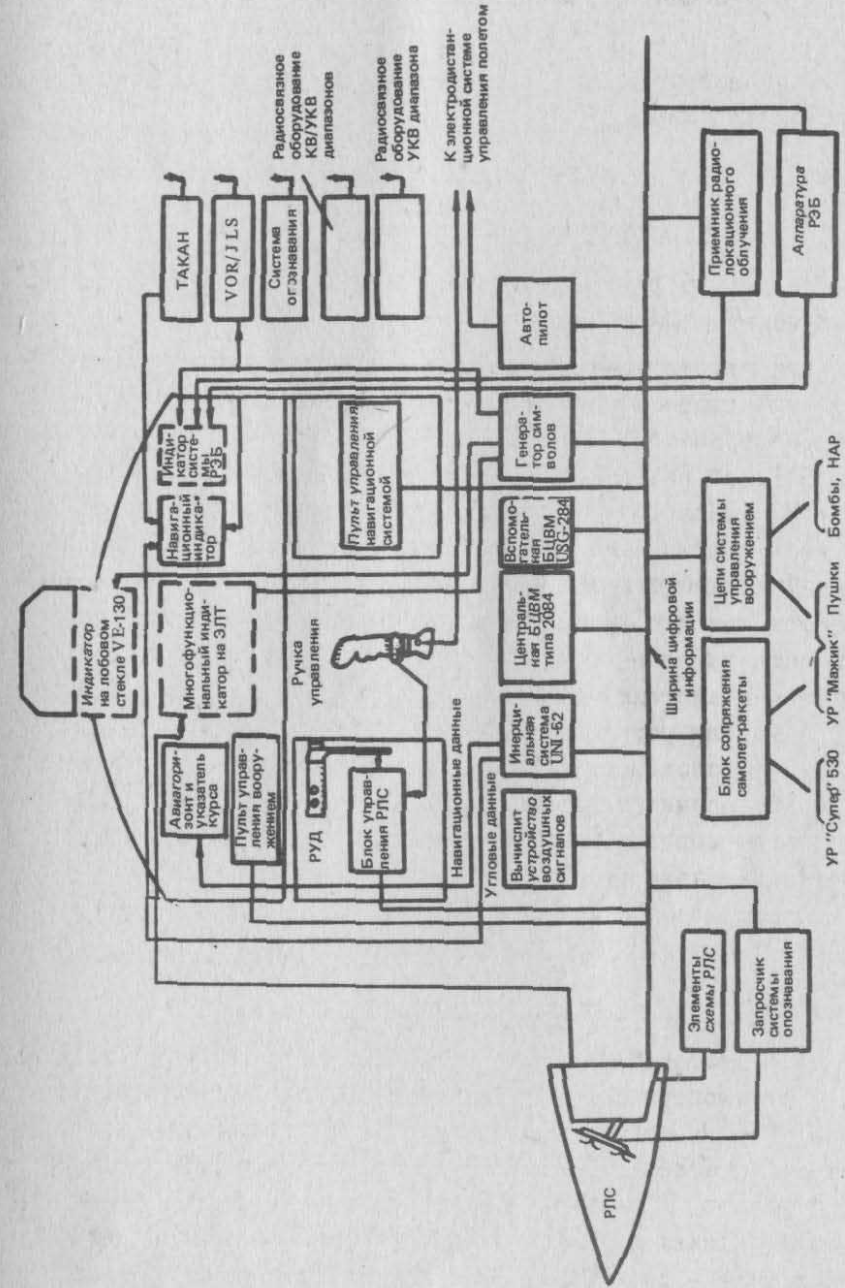


Рис. 6.1. Состав пилотажно-навигационного комплекса самолета "Мираж" F-1C

го управления полетом двухканального типа на базе цифровой техники с встроенной модульной ЦВМ типа UMP-7800.

Система отображения пилотажно-навигационной информации имеет существенные отличия от системы, принятой для самолета "Мираж" F-1с. Эта система самолета "Мираж" 2000 является комплексной электронной и включает индикатор на лобовом стекле типа VE-I30, многофункциональный индикатор на ЭЛТ типа VMC-I80, дающий 3-цветное изображение, и индикатор системы РЭБ. Для индикаторов VE-I30 и MC-I80 используется общий генератор символов. Они управляются ЦВМ. Обычные круглошкальные приборы, в том числе характерный для французских самолетов курсогоризонт, рассматриваются как вспомогательные.

На самолете "Мираж"2000 имеется бортовая вычислительная система в составе: центральной ЦВМ типа 2084, применяемой для решения задач навигации, прицеливания по наземным целям, управления системой контроля состояния бортового оборудования; ЦВМ типа USG-284, выполняющей функции управления вооружением, мультиплексной системы "Джибюс" для передачи информации между различными системами оборудования самолета.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

ИСТРЕБИТЕЛЬ "МИРАЖ" F-I

Боевые возможности вооружения и электронного оборудования истребителя "Мираж" F-I.-Новости зарубежной науки и техники, 1976, № 4.

Воздушный бой на средних дистанциях.-Зарубежное военное обозрение, 1976, № 9.

Истребитель Дассо-Бреге "Мираж" F-I.-Техническая информация ОНТИ ЦАГИ, № 1974, № 19-20.

Истребитель "Мираж" F-I (Франция).-Экспресс-информация, Авиастроение, 1976, № 15.

Парижская международная авиационно-космическая выставка 1977.-Техническая информация, ОНТИ ЦАГИ, 1977, № 21, 22.

Сравнительные тактико-технические данные современных зарубежных истребителей.-Экспресс-информация, Авиастроение, 1976, № 27.

ИСТРЕБИТЕЛЬ "МИРАЖ"2000

Истребитель Дассо "Мираж"2000.-Авиационная и ракетная техника (по материалам иностранной печати), ОНТИ ЦАГИ, 1976, № 861, и 862; 1977, № 913, и 916.

Истребитель Дассо "Мираж"2000.-Авиационная и ракетная техника (по материалам иностранной печати), ОНТИ ЦАГИ, 1978, № 965.

Истребитель Дассо-Бреге "Мираж"2000.-Техническая информация ОНТИ ЦАГИ, 1980, № 9.

Новые французские истребители Дассо-Бреге "Мираж" 2000 и "Супер Мираж" 4000.-Техническая информация ОНТИ ЦАГИ, 1978, № 6.

Парижская международная авиационно-космическая выставка 1977г.-Техническая информация ОНТИ ЦАГИ, 1977, № 21, 22.

Парижская международная авиационно-космическая выставка 1979г. Техническая информация ОНТИ ЦАГИ, 1979, № 23, 24.

Самолет "Мираж"2000. Экспресс-информация, Авиастроение, 1977, № 48.

Третья международная авиационно-космическая выставка в Фарнборо.-Техническая информация ОНТИ ЦАГИ, 1979, № 23.

Французский истребитель "Мираж"2000.-Бюллетень иностранной научно-технической информации ТАСС, 1977, № 39.

Экспозиция Франции на авиационной выставке в Ганновере в 1978г.- Экспресс-информация. Авиастроение ВИНТИ, 1979, № 38.

О Г Л А В Л Е Н И Е

Ч А С Т Ь I . ИСТРЕБИТЕЛЬ "МИРАЖ" -Ic

1. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА.....	9
2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ.....	8
3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	12
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.....	33
4.2.1. Радиолокационная станция "Сирано"-IV(100).....	34
4.2.2. Оптико-электронный прицел. СФС-196..	39
4.2.3. Лазерный дальномер.....	40
4.3. Система управления вооружением.....	41
5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ).....	42
5.1. Общая характеристика средств РЭБ.....	-
5.2. Станция активных помех.....	-
5.3. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР).....	43
5.4. Противорадиолокационные неуправляемые снаряды.....	44

6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА.....	44
6.1. Состав бортового оборудования.....	-
6.2. Пилотажно-навигационный комплекс.....	45
6.3. Радионавигационное оборудование.....	50
6.4. Радиосвязное оборудование.....	51
6.5. Система обеспечения жизнедеятельности летчика.....	-
6.6. Система электроснабжения (СЭС).....	52

Ч А С Т Ь II. ИСТРЕБИТЕЛЬ "МИРАЖ"2000

1. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА.....	53
2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ.....	57
3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	61
3.1. Аэродинамические характеристики.....	-
3.2. Летно-технические характеристики.....	65
4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА.....	71
4.1. Средства поражения и варианты их применения.....	-
4.2. Прицельно-навигационная система.....	75
4.2.1. Радиолокационная станция.....	76
4.2.2. Оптический прицел.....	77
4.2.3. Комплексная система отображения, информации.....	79
5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ(РЭБ).....	80
6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА.....	-
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	83

ДЛЯ ЗАМЕТОК
