

САМОЛЕТЫ
ЗАРУБЕЖНЫХ
СТРАН

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

Для служебного
пользования
Экз. № 963

ПАЛУБНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ F-14 (ВМС США)



В ПОМОЩЬ
СТРОЕВЫМ
ЧАСТЯМ
ВВС

АН

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

Для служебного
пользования

Экз. №

ПАЛУБНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ F-14

(ВМС США)

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

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1984

Авторский коллектив: А.Н. Пономарев (научный руководитель), В.А. Алтухов, Н.Н. Андреев, В.А. Апарин, Н.А. Балашов, Г.С. Берзин, Г.Г. Волков, А.Г. Глушенко, В.В. Гуляев, В.И. Давыдов, С.Г. Дедух, П.И. Дудник, А.А. Дядонов, Г.В. Запорожец, Р.Д. Иванов, А.М. Иванушкин, Л.Н. Каманин, А.К. Коломейцев, В.М. Коротин, М.Д. Потопов, О.У. Семенов, А.К. Симагин, Н.П. Щетинин.

Настоящее пособие содержит основные технические характеристики и данные истребителя F-14, его силовой установки, вооружения и оборудования, а также данные о боевых возможностях этого самолета. Оно подготовлено по материалам отечественной и зарубежной литературы и результатам анализа характеристик зарубежных боевых самолетов, проведенного в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского.

1. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Основным назначением самолета F-14 является защита авианосцев от нападения с воздуха, моря, земли. В соответствии с этим истребитель F-14 выполняет задачи боевого патрулирования в воздухе и несения боевого дежурства в готовности на палубе в целях прикрытия авианосных соединений, перехвата воздушных целей и действий по наземным и морским целям. Кроме того, этот самолет может выполнять задачи непосредственной поддержки войск.

Многообразие задач, возлагаемых на самолет F-14, обусловило его большую массу, мощное вооружение, сложное оборудование, а также необходимость экипажа в составе 2 человек (летчика и оператора).

Самолет F-14 (рис. 1.1) выполнен по схеме среднеплана с крылом изменяемой в полете стреловидности с управляемым горизонтальным и двухкилевым хвостовым оперением. Два двигателя расположены в хвостовой части самолета.

Герметическая кабина экипажа находится в отдельном отсеке фюзеляжа. Оба члена экипажа расположены по схеме гоним. Катапультируемые кресла обеспечивают покидание самолета в воздухе и на земле начиная с $V=0$. Применение на самолете F-14 крыла изменяемой стреловидности потребовалось для обеспечения трудновыполнимого сочетания большой дальности полета, хороших маневренных, взлетно-посадочных характеристик и высокой скорости.

Диапазон изменения углов стреловидности крыла в полете составляет $20^\circ - 68^\circ$. При нормальных условиях полета консоли крыла автоматически устанавливаются на оптимальный угол стреловидности, обеспечивающий получение

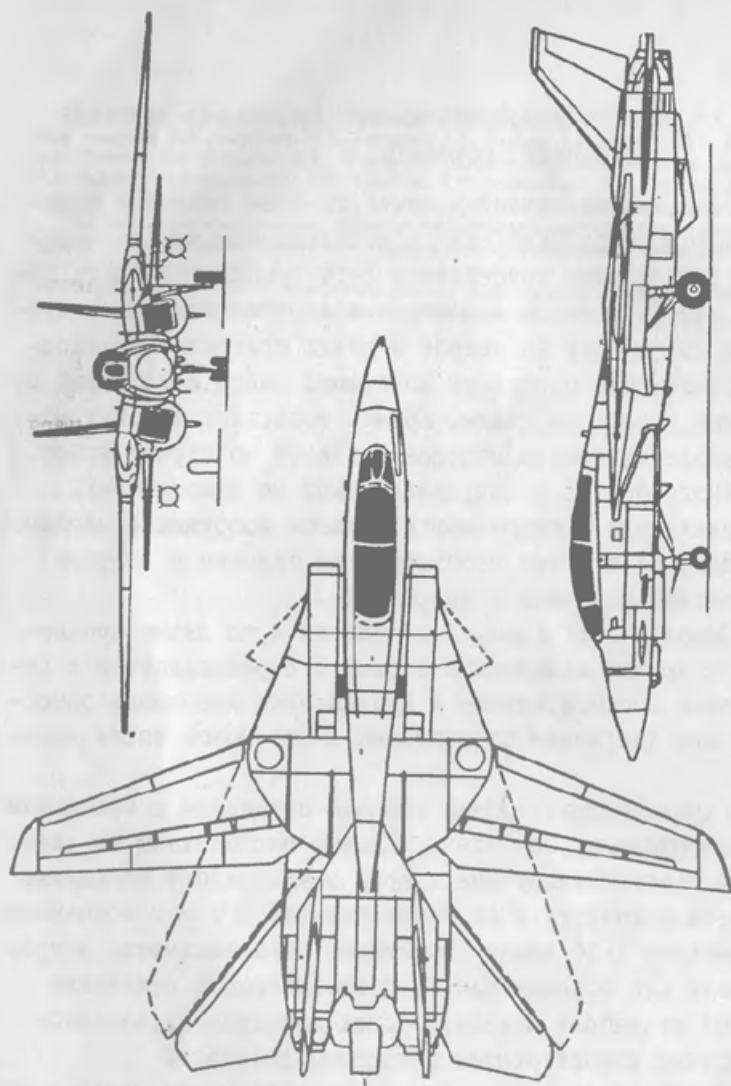


Рис. 1.1. Схема самолета F-14

максимальных маневренных характеристик. Летчик может также вручную установить любой требуемый угол стреловидности крыла в указанном диапазоне их изменений.

При размещении самолета на авианосце в стояночном положении угол стреловидности составляет 75° . Максимальная скорость изменения стреловидности составляет $15^\circ/\text{с}$.

В аварийной ситуации летчик может вручную в зависимости от числа M установить три промежуточных угла стреловидности крыла 25° , 50° , 60° при числах M не менее 0,7; 0,8 и 0,9 соответственно.

Закрылки и предкрылки вместе с дестабилизаторами образуют единую систему, которая обеспечивает самолету повышение подъемной силы в двух режимах полета: при выполнении взлета и посадки и при маневрировании. В режиме маневрирования выпуск и уборка закрылков и предкрылков осуществляются автоматически по командам от центрального вычислителя аэродинамических параметров в зависимости от угла атаки и числа M .

Отклонение предкрылков и закрылков для повышения маневренности осуществляется совместно с изменением стреловидности крыла. Летчик может осуществлять уборку и выпуск закрылков и предкрылков также и вручную.

При дозвуковых скоростях полета одновременно с выпуском предкрылков и закрылков для улучшения маневренности из носков наплыва крыла выдвигаются небольшие поверхности треугольной формы в плане, которые уменьшают запас продольной статической устойчивости самолета.

При сверхзвуковых скоростях полета они играют роль дестабилизатора и упрощают продольную балансировку самолета.

На верхней поверхности крыла перед закрылками расположены интерцепторы (спойлеры), отклоняемые до 55° . Они применяются для управления по крену совместно со стабилизатором при углах стреловидности крыла менее 55° (алероны на самолета отсутствуют). Интерцепторы обеспечивают также непосредственное управление подъемной силой при заходе на посадку и используются как воздушные тормоза и средство уменьшения подъемной силы при этом. Воздуш-

ные тормоза используются также для торможения во время воздушного боя для изменения траектории при заходе на цель при бомбометании.

В таблице I.I приведены данные самолета F-14. Они соответствуют варианту истребителя для завоевания превосходства в воздухе и сопровождения авианосцев с четырьмя ракетами "Спэрроу" AIM-7 и боекомплект для пушки 6/76 патронов.

Таблица I.I

Основные данные самолета F-14

Экипаж	2 чел.
<u>Размеры</u>	
Длина, м	18,9
Высота, м	4,9
Размах крыла, м	
при максимальной стреловидности	11,7
при минимальной стреловидности	19,6
при размещении на авианосце	9,9
Площадь крыла, м	
при минимальной стреловидности	52,9
при максимальной стреловидности	68,5
Удлинение крыла	7,28
<u>Масса и нагрузки</u>	
Взлетная масса, кг	26200
Масса пустого самолета с экипажем, кг	18075
Масса топлива во внутренних баках, кг	7025
Масса боевой нагрузки, кг	1100
Посадочная масса, кг	19480
Удельная нагрузка на крыло на взлете, кгс/м ²	495
<u>Силовая установка</u>	
Два двухконтурных турбореактивных двигателя с форсажем (ТРДДФ)	TF30-P-412A
Стендовая тяга, кгс	
на режиме полного форсажа	2x9480
на максимальном режиме	2x5600
Тяговооруженность на взлете	0,71
<u>Летные данные</u>	
Максимальная скорость полета, км/ч	
на высоте 13000 м	1980 (M=1,87)
у земли	1350 (M=1,1)
Практическая дальность полета с V _{лет} =750 км/ч без подвесных топливных баков на крейсерской высоте (H=3000 м), км	2350

Окончание табл.
I.I

Перегоночная дальность полета с двумя подвесными баками емкостью 1070 л, сбрасываемыми после выработки топлива, полет на оптимальных высотах 10500-13000 м и скорости M=0,71, км	3700
Практический сверхзвуковой потолок, м	18100
Время разгона (на форсаже, при $\alpha=40^\circ$), с	22,3
на высоте 1 км от 600 до 1100 км/ч	131,0
на высоте 5 км от 800 до 1300 км/ч	
<u>Максимальная энергетическая скороподъемность</u>	
(M=0,84; $\alpha=40^\circ$), м/с	
на высоте 1 км	170
на высоте 5 км	132
на высоте 11 км	51
<u>Минимальный радиус и время установившегося виража при $\alpha=40^\circ$:</u>	
на высоте 1 км	600
$R_{\min}$, м	23,0
$t_{\min}$, с	950
на высоте 5 км	34
$R_{\min}$, м	2980
$t_{\min}$, с	71
на высоте 11 км	240
$R_{\min}$, м	
$t_{\min}$, с	
Скорость стрыва ($\alpha=20^\circ$), км/ч	
Длина разбега ($\alpha=20^\circ$), м	400
на форсаже	700
на максимале	225
Посадочная скорость ($\alpha=20^\circ$), км/ч	
Длина пробега ($\alpha=20^\circ$), м	670
автомат торможения включен	790
автомат торможения выключен	
без тормозных устройств	
(интерцепторы и воздушные тормоза)	940

Примечание. Удельная нагрузка на крыло и тяговооруженность — величины переменные. Они определяются для каждого режима полета с использованием соответствующих значений массы самолета и эффективной тяги (рис. 2.1, 2.3). В таблице I.I приведены их значения при взлете (масса самолета 26200 кг).

2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Силовая установка самолета F-14 состоит из двух ТРДДФ TF 30-P-412A, размещенных в гондолах, примыкающих к хвостовой части фюзеляжа.

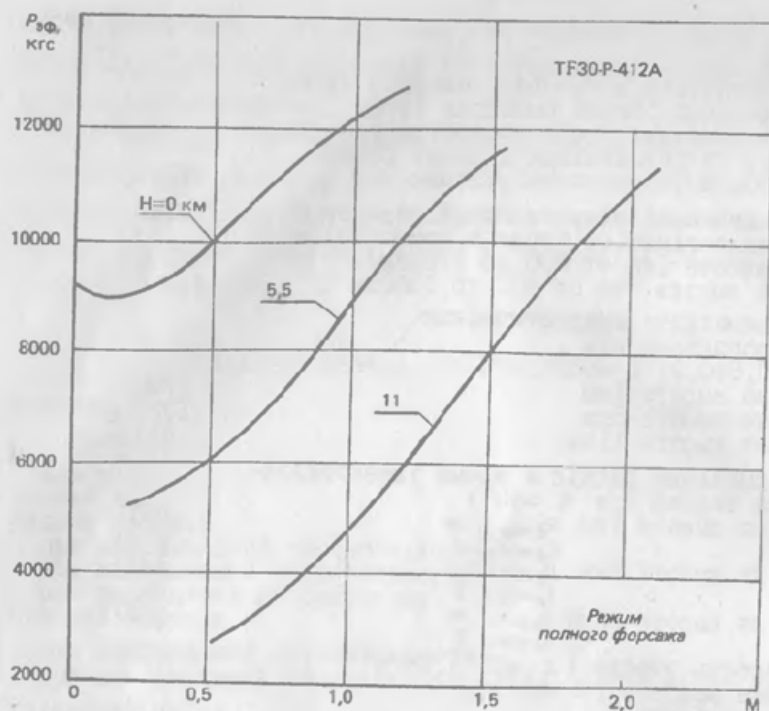


Рис. 2.1. Зависимость $P_{зф}$ от числа M и высоты полета

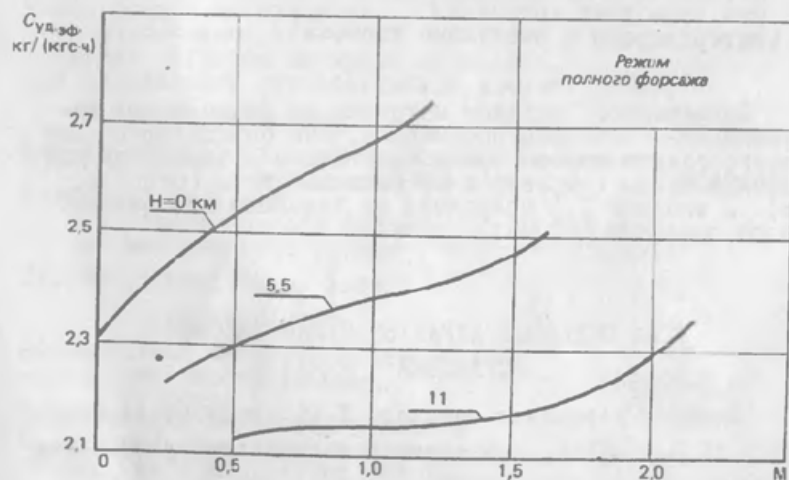


Рис. 2.2. Зависимость $C_{уд-зф}$ от числа M и высоты полета

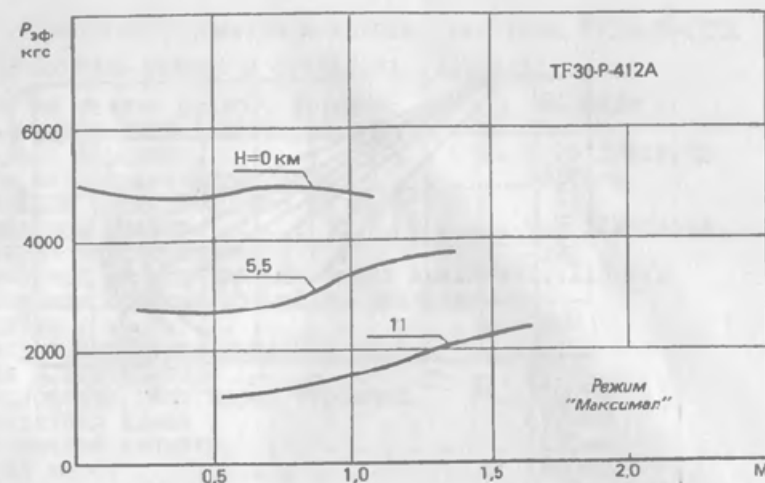


Рис. 2.3. Зависимость $P_{зф}$ от числа M и высоты полета

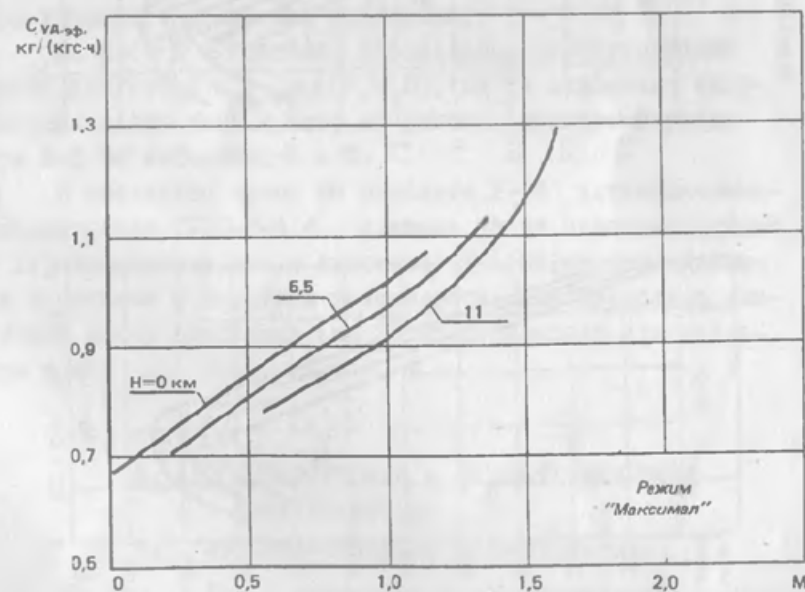


Рис. 2.4. Зависимость $C_{уд-зф}$ от числа M и высоты полета

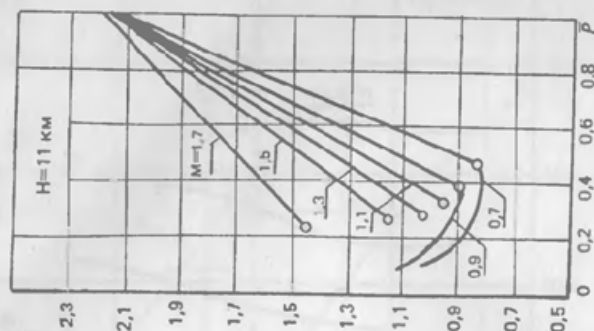
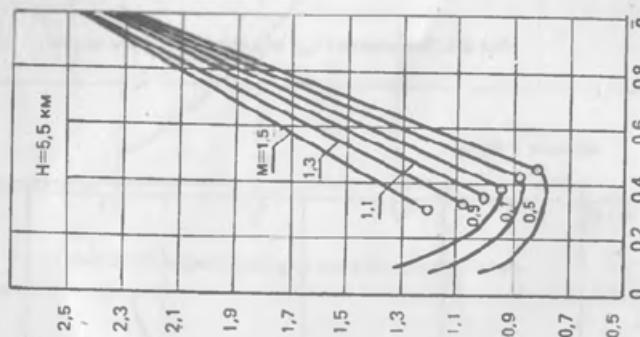
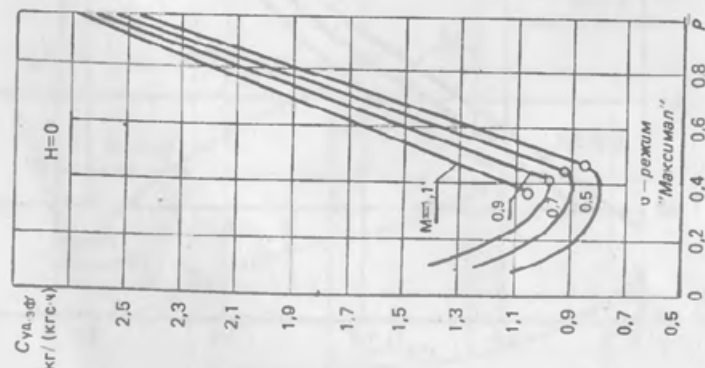


Рис. 2.5. Дроссельные характеристики двигателя

Основные параметры и данные двигателя TF30-P-412A на расчетном режиме в стендовых условиях:

тяга на режиме полного форсажа	9480 кгс
удельный расход топлива на режиме	
полного форсажа	2,78 кг/(кгс·ч)
тяга на максимальном режиме	5600 кгс
удельный расход топлива на мак-	
симальном режиме	0,66 кг/(кгс·ч)
степень двухконтурности	0,9
суммарный расход воздуха через двигатель	110 кг/с
суммарная степень повышения давления	
воздуха	19,8
степень повышения давления воз-	
духа в вентиляторе	2,14
температура газа перед турбиной	1140 °C
габаритная длина	5990 мм
габаритный диаметр	1295 мм
сухая масса	1890 кг
удельная масса	0,20 кг/кгс

На рис. 2.1-2.4 приведены эффективные высотносторостные характеристики двигателя TF30-P-412A: $P_{эф} = f(M, H)$ и $C_{уд.эф} = f(M, H)$ для режимов "Полный форсаж" и "Максимум" (с учетом потерь тяги во входном и выходном устройствах силовой установки).

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

В последнее время на самолете F-14 устанавливаются двигатели TF30-P-414, имеющие те же основные данные и характеристики, что и двигатели P-412A, но с усиленными лопатками и корпусом вентилятора. Это несколько увеличило массу двигателя (на 90 кг) и повысило его удельную массу.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1. Аэродинамические характеристики

На рис. 3.1-3.7 приведены аэродинамические характеристики самолета. За расчетную площадь принята площадь крыла $S = 68,5 м^2$ при максимальной стреловидности консолей.

На рис. 3.1 приведены зависимости $C_y^\alpha(M)$ для стреловидности консолей крыла $\chi = 20, 40$ и 63° . Штрихом показаны зависимости с учетом потерь на балансировку при центровке самолета $\bar{x}_r = 0,3$.

На рис. 3.2 приведены зависимости $C_{x_0}(M)$ самолета при $\chi = 20, 40$ и 68° , а на рис. 3.3 — зависимость от числа M коэффициента дополнительного сопротивления самолета C_{x_0} за счет подвески под фюзеляжем четырех УР "Спэрроу". Характеристики на рис. 3.2 и 3.3 даны для высоты полета $H = 11 \text{ км}$.

Поляры самолета для $H = 11 \text{ км}$ приведены на рис. 3.4–3.6. На рис. 3.4 приведены зависимости $C_y(C_x)$ в случае стреловидности консолей $\chi = 20^\circ$ для чисел $M = 0,6$; $0,8$ и $0,9$. Зависимости $C_y(C_x)$ при $\chi = 40^\circ$ для чисел $M = 0,6$; $0,8$ и $0,9$ приведены на рис. 3.5, а при $\chi = 68^\circ$ для чисел $M = 1,2$; $1,5$ и $2,4$ — на рис. 3.6.

Ориентировочные зависимости допустимого значения коэффициента подъемной силы самолета $C_{y_{\text{доп}}}$ от числа M при $\chi = 20^\circ$ и $\chi \geq 40^\circ$ приведены на рис. 3.7.

Значение коэффициента подъемной силы самолета при взлете

$C_{y_{\text{втр}}} = 0,9$ ($\delta_{\text{закр}} = 20^\circ$, $\delta_{\text{предкр}} = 10^\circ$),
при посадке $C_{y_{\text{пос}}} = 1,32$ ($\delta_{\text{закр}} = 35^\circ$, $\delta_{\text{предкр}} = 17^\circ$).

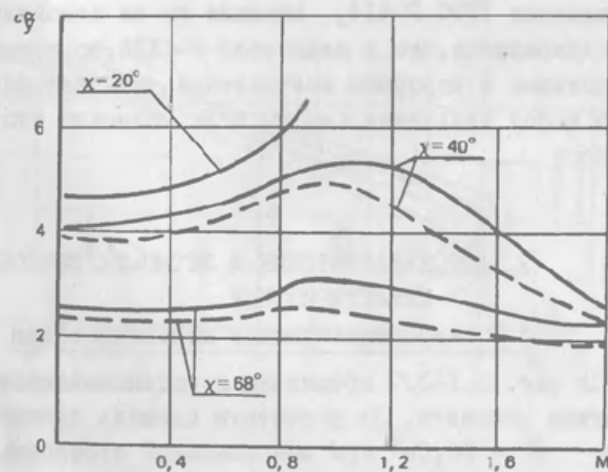


Рис. 3.1. Зависимость коэффициента C_y^α от числа M полета и стреловидности крыла

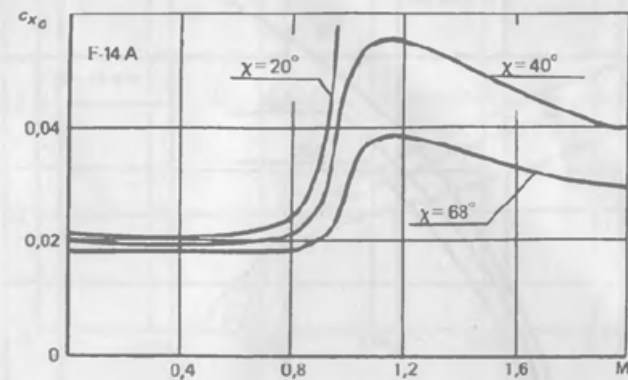


Рис. 3.2. Зависимость коэффициента C_{x_0} от числа M и стреловидности крыла

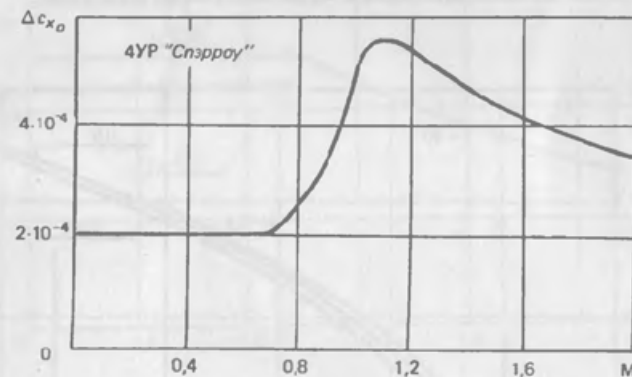


Рис. 3.3. Зависимость ΔC_{x_0} от числа M полета

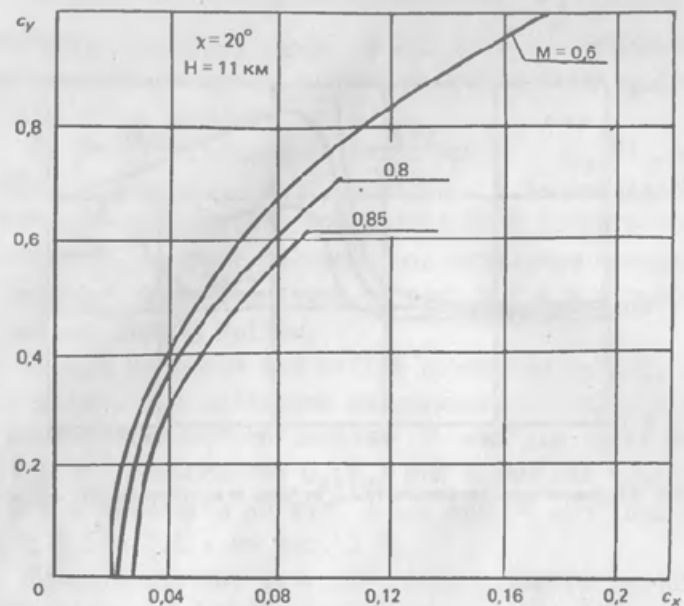


Рис. 3.4. Поляры самолета при различных числах M для $\chi = 20^\circ$

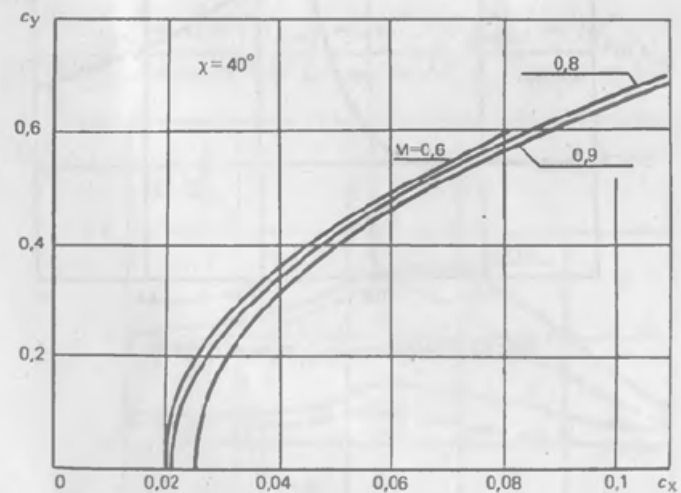


Рис. 3.5. Поляры самолета при различных числах M для $\chi = 40^\circ$

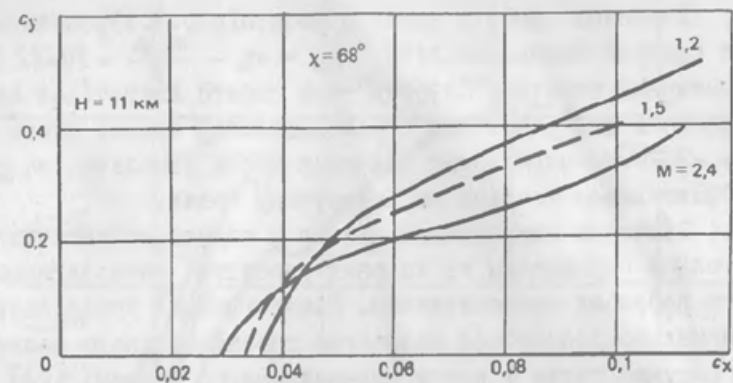


Рис. 3.6. Поляры самолета при различных числах M для $\chi = 68^\circ$

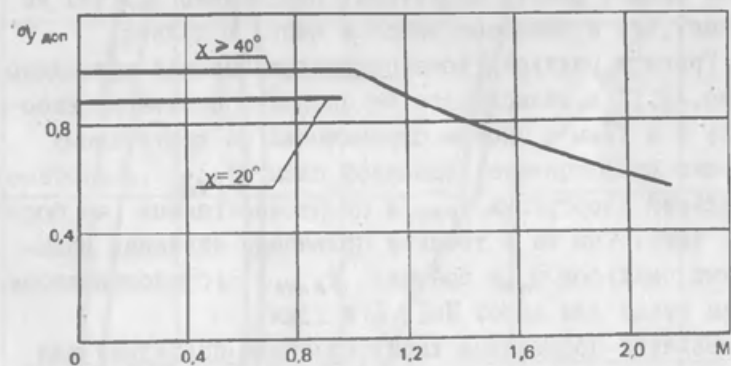


Рис. 3.7. Зависимость коэффициента $c_{y \text{ доп}}$ от числа M полета и стреловидности крыла

3.2. Лётно-технические характеристики

Диапазон высот и чисел M полета (рис. 3.9) рассчитан для средней массы самолета $m_{ср} = m_0 - \frac{m_{т.бк}}{2} = 22687,5 \text{ кг}$ с четырьмя ракетами "Спарроу" при работе двигателей на форсаже и для различных стреловидностей крыла. Здесь $m_0 = 26200 \text{ кг}$ — нормальная взлетная масса самолета, $m_{т.бк} = 7025 \text{ кг}$ — масса топлива во внутренних баках.

Значения 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. Указана граница статических потолков при работе двигателей на максимальном режиме, а также условная эволютивная скорость при $n_y = 1,5$.

Зависимости энергетической скороподъемности $V_y^*(M, H)$ для высот $I; 5$ и $II \text{ км}$ (рис. 3.9) и $V_{y \max}^*(H)$ (рис. 3.10) на форсажном режиме работы двигателей определены при тех же условиях, что и диапазон высот и чисел M полета.

Границы радиусов установившихся виражей приведены на рис. 3.11 в зависимости от скорости полета на высотах $I; 5$ и $II \text{ км}$ с учетом ограничений по допустимому значению коэффициента подъемной силы $C_{y \text{ доп}}$, допустимой нормальной перегрузки $n_{y \text{ max}}$ и по располагаемой (на форсаже) тяге. Там же в таблице приведены значения минимальных радиусов R_{min} и времени $t_{\text{в min}}$ установившегося виража также для высот $H = I; 5$ и $II \text{ км}$.

Взлетно-посадочные характеристики приведены для следующих режимов:

— взлет: на режиме работы двигателей "Форсаж" и "Максималь";

— посадка:

автомат торможения включен;

автомат торможения выключен;

без тормозных устройств.

Все это при стреловидности 20° .

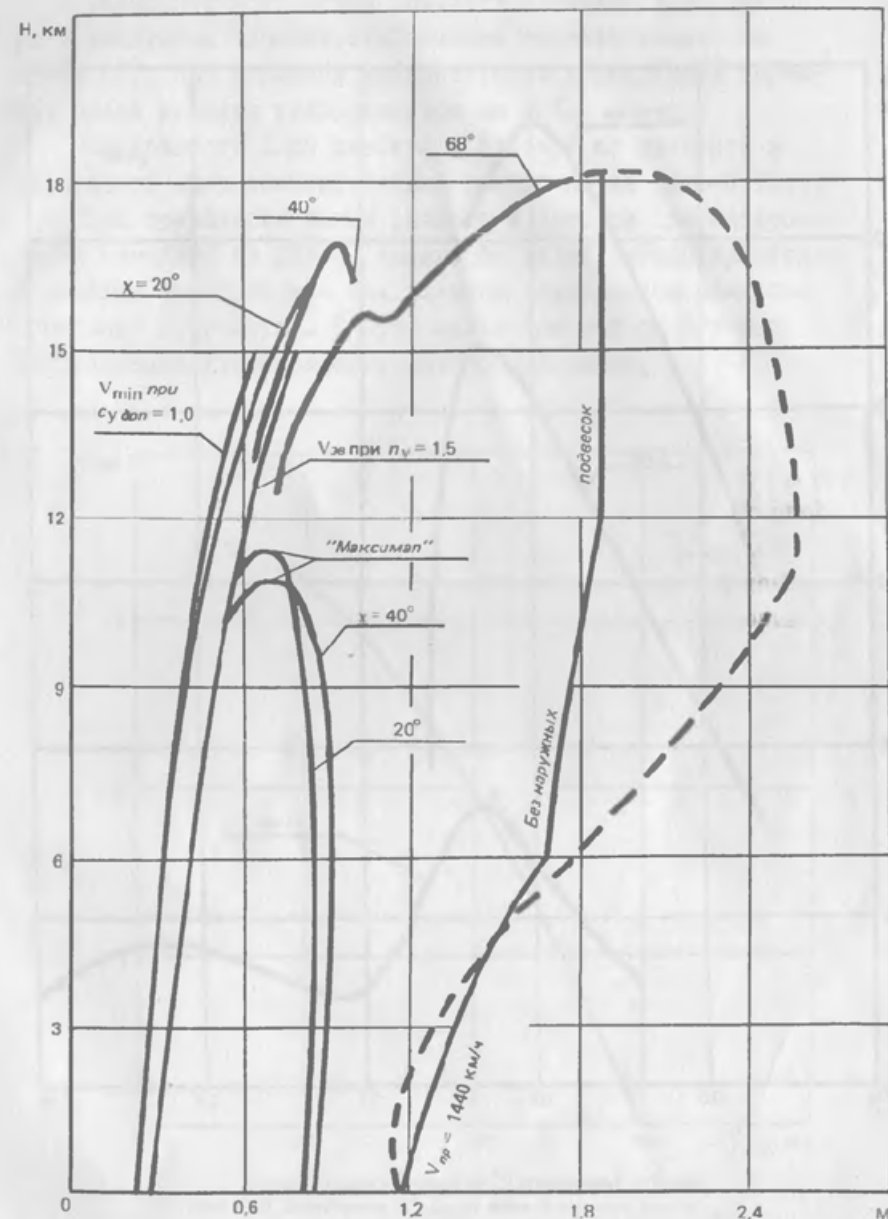


Рис. 3.8. Диапазон скоростей и высот полета самолета

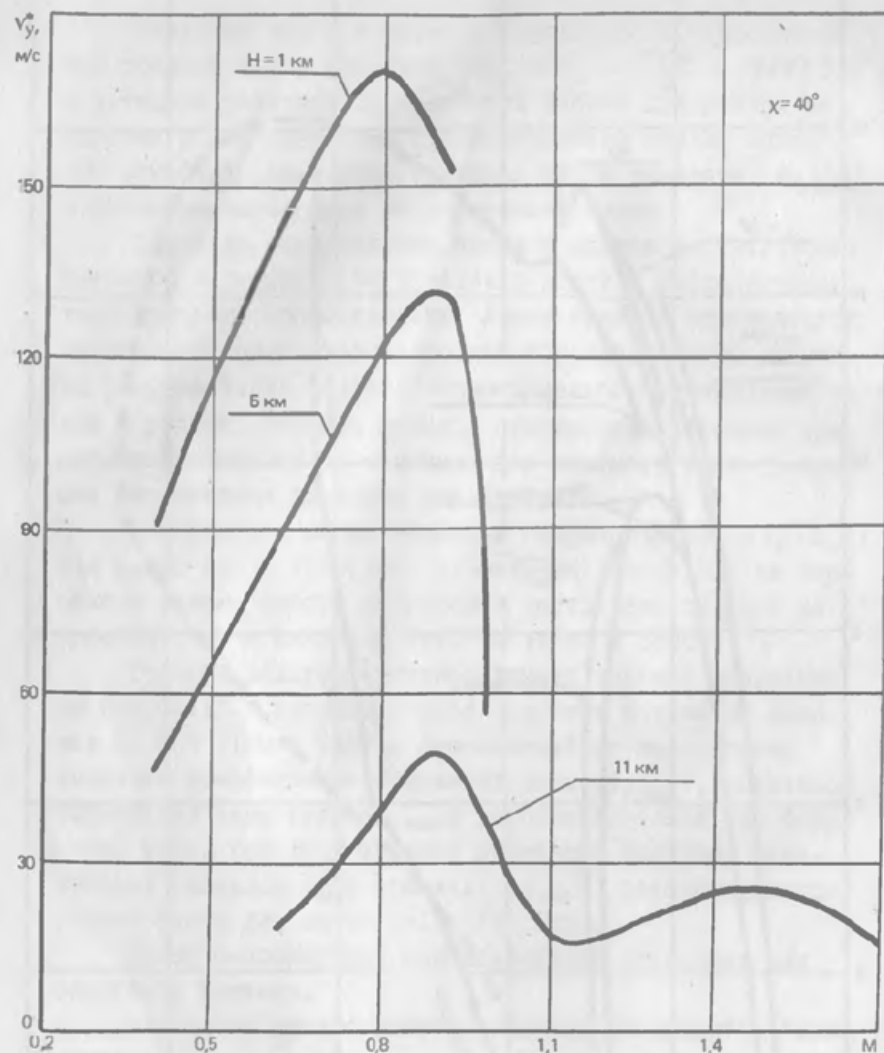


Рис. 3.9. Зависимость V_y^* от числа M и высоты полета

Тормозные устройства самолета включают интерцепторы и воздушные тормоза, отклоняемые соответственно на 55° и 60° . При убранных интерцепторах и воздушных тормозах длина пробега увеличивается на 40%.

Зависимости длин разбега и пробега от взлетной и посадочной масс соответственно приведены на рис. 3.12.

Для сокращения длины разбега и пробега при базировании самолета на палубе авианосца взлет осуществляется с помощью катапульты, а при посадке применяются палубные тормозные устройства. С этой целью самолет оборудован специальными удерживающими приспособлениями.

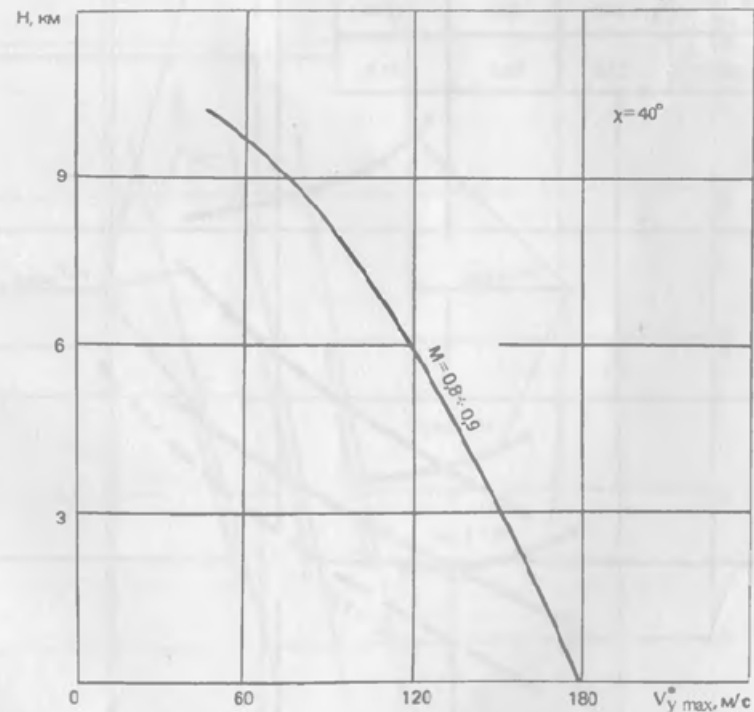


Рис. 3.10. Зависимость V_y^* от числа M и высоты полета

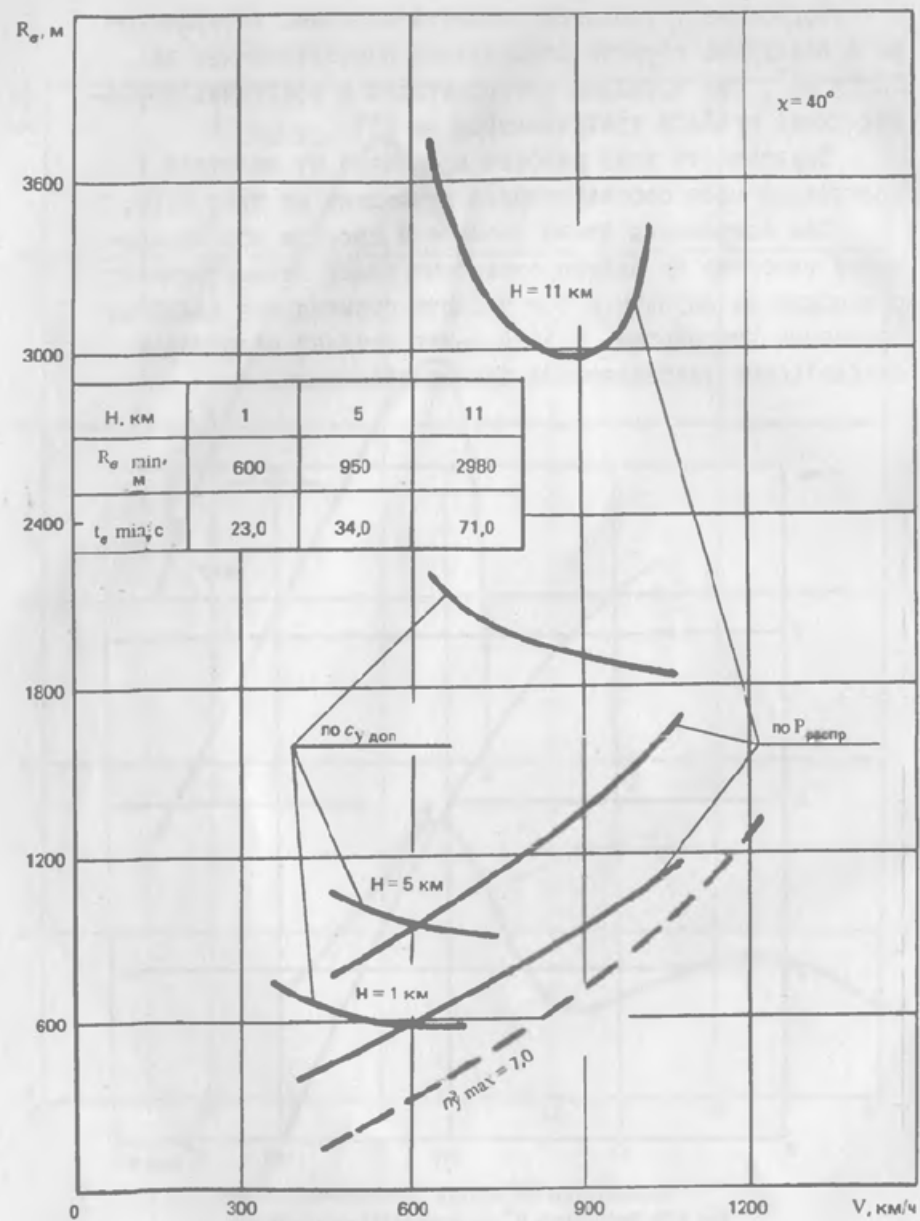


Рис. 3.11. Границы радиусов установившихся виражей

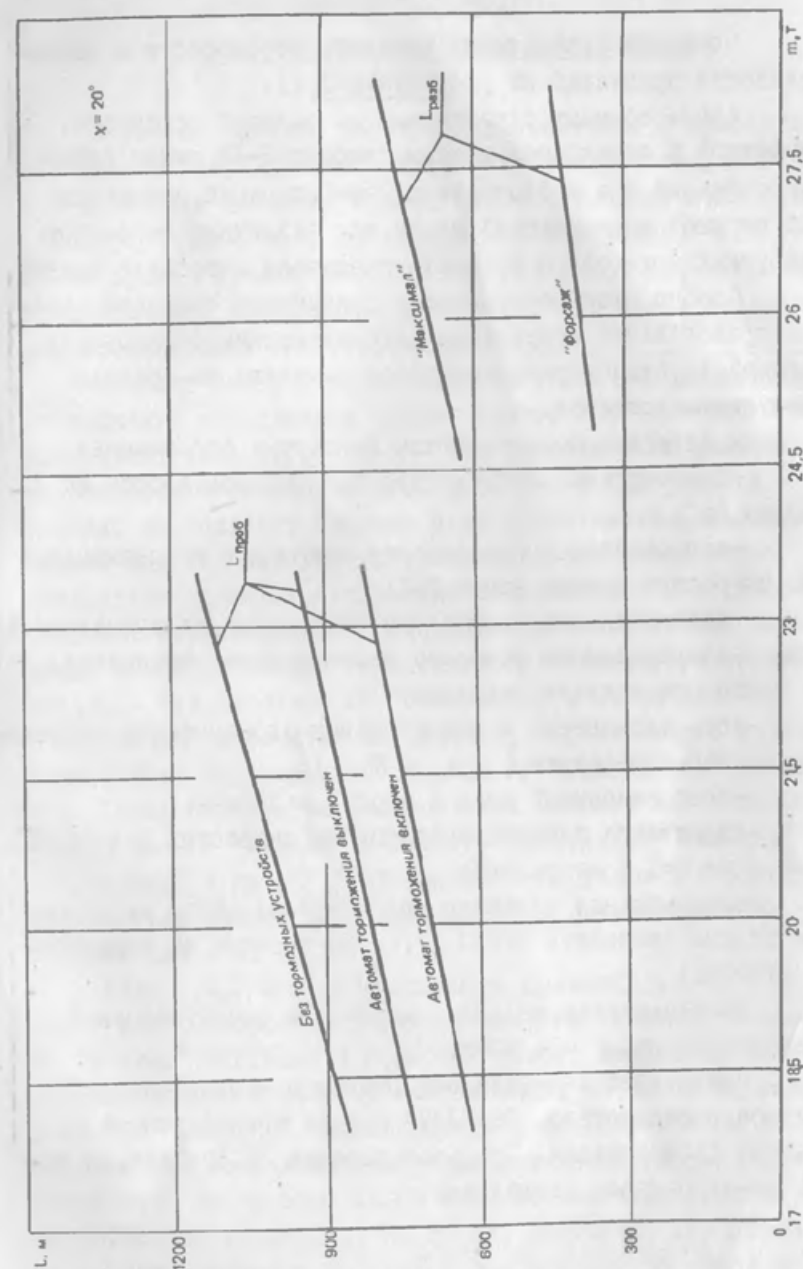


Рис. 3.12. Зависимость $L_{\text{разб}}$ и $L_{\text{проб}}$ от взлётной и посадочной массы самолёта

Летные ограничения

Основные ограничения самолета по скорости и маневренности приведены на рис. 3.8 и 3.11.

Кроме обычных ограничений по силовой установке, взлетной и посадочной массам самолет F-14 имеет серию ограничений для многообразных конфигураций, связанных со сложной механизацией крыла, для различных вариантов наружных подвесок и широкого диапазона скоростей полета.

Особую сложность боевого применения самолета должно представлять отсутствие автоматических блокирующих устройств, предотвращающих выход самолета за пределы допустимых режимов.

В литературе упоминаются некоторые ограничения:

- бомбометание допускается при стреловидности не более 55° ;
- запрещается использование закрылков и предкрылков на скоростях полета выше $M=1$;
- положительные нормальные перегрузки ограничиваются при увеличении массы самолета и при выпуске закрылков, а также при наличии подвесок;
- есть упоминания о значительных ограничениях по отрицательной перегрузке ($n_y < 0$);
- преднамеренный ввод в штопор запрещен;
- выдвижение дестабилизаторов на скоростях полета от $M=0,9$ до $M=1,3$ запрещено;
- максимальная взлетная масса при взлете с аэродрома не должна превышать 31700 кг, а при посадке на аэродром - 27000 кг;
- максимальная взлетная масса при эксплуатации с авианосца $m_{max} = 24\ 500$ кг.

Привлекает внимание информация о налете на однолетнее происшествие. Из 9337ч налета приходится на 83 летних происшествия. При этом потеряно 31 самолет, из них 11 из-за отказов двигателей.

4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

4.1. Средства поражения и варианты их применения

В состав средств поражения, применяемых с самолета F-14, входят управляемые ракеты (УР) "воздух-воздух" большой дальности действия "Феникс" AIM-54, средней дальности "Спэрроу" AIM-7 и малой дальности "Сайдундер" AIM-9, 20-мм пушка "Вулкан" M61A1 с боекомплектом 676 патронов, неуправляемые авиационные ракеты (НАР), обычные и управляемые авиабомбы (УАБ), бомбовые кассеты.

Самолет имеет 8 узлов подвески: 1 и 8-й расположены на корневых неподвижных частях крыла, 2 и 7-й - под гондолами двигателей, 3, 4, 5 и 6-й - под фюзеляжем. Их размещение на самолете показано на рис. 4.1. 1-й и 8-й узлы рассчитаны на подвеску пилонов двух типов: многоцелевого или пилон для УР "Сайдундер". Многоцелевой пилон может оснащаться двумя переходниками - вертикальным и горизонтальным. Вертикальный переходник предназначен для подвески одной УР "Феникс" или одной УР "Спэрроу", а горизонтальный - только одной УР "Сайдундер". Пилон для УР "Сайдундер" рассчитан на подвеску вертикального и горизонтального переходников с одной УР "Сайдундер" на каждом. Таким образом, на многоцелевых пилонах могут размещаться две УР "Феникс" и две УР "Сайдундер" или две УР "Спэрроу" и две УР "Сайдундер". На узлах 1 и 8 могут размещаться четыре УР "Сайдундер" в случае подвески пилонов для этих УР.

Узлы 3, 4, 5 и 6 рассчитаны на подвеску 4 УР "Феникс" или "Спэрроу", неуправляемых ракет и бомб. Подвеска УР "Феникс", НАР, бомб и бомбовых кассет производится с использованием рельсовых направляющих по одной на каждый узел. УР "Спэрроу" подвешиваются в полуголенном положении без использования рельсовых направляющих. Максимальное число бомб Mk.81 и Mk.82, подвешиваемых на 4 рельсовых направляющих, не должно превышать 14. Бомбы Mk.83 подвешиваются по две, а бомбы Mk.84 по одной на

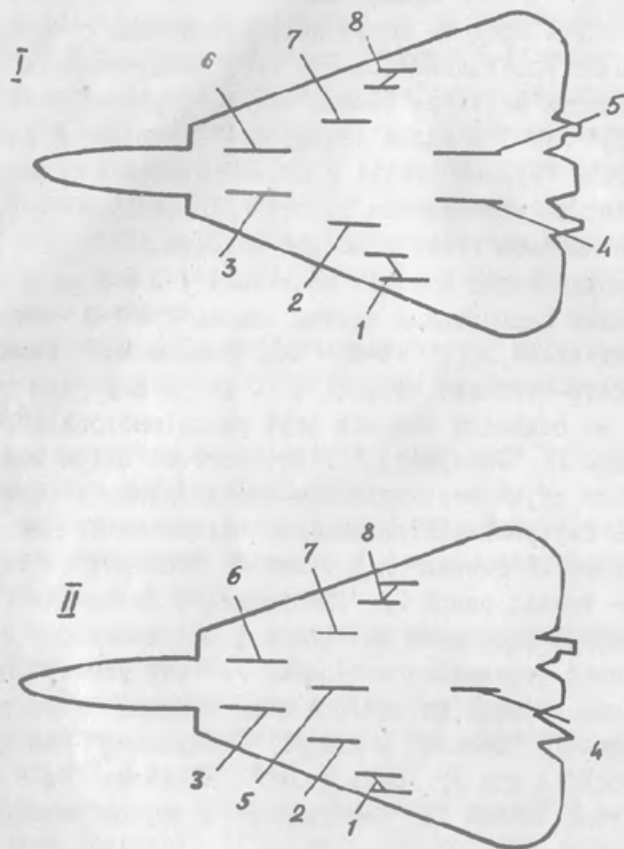


Рис. 4.1. Размещение узлов подвески: I — для самолета, выполняющего боевое воздушное патрулирование; II — для истребителя-перехватчика

каждую направляющую. Пусковые установки для НАР подвешиваются по одной на узлах 3 и 6.

На узлах 2 и 7 подвешиваются только сбрасываемые топливные баки.

Для действий по воздушным целям могут применяться средства поражения в различных вариантах как с однотипными УР, так и в вариантах с УР различных типов. На рис. 4.2 показаны варианты смешанной подвески УР.

По наземным и морским целям с самолета F-14 применяются бомбы Mk.81 и Mk.82 (до 14 шт.), Mk.83 (до 8 шт.), бомбы Mk.84 (до 4 шт.), неуправляемые ракеты калибра 127 мм, бомбовые кассеты Mk.20 Rockaf.

При применении управляемых авиабомб серии СБУ самолет должен быть дополнительно оснащен подвесной контейнерной лазерной станцией целеуказания или использовать внешние лазерные целеуказатели.

На самолет при действиях по наземным и морским целям могут также подвешиваться УР "Сайдуиндер" для самообороны.

Требованиями ВМС США предусматриваются следующие основные варианты вооружения самолета F-14:

- при применении в качестве истребителя сопровождения вооружение самолета состоит из пушки M61A1 и четырех ракет "Спэрроу"; предусматривается ведение боевых действий в зоне цели на высоте 3000 м в течение 2 мин. с полностью включенной форсажной камерой;

- при применении в качестве истребителя ПВО и для защиты от нападения с земли и моря вооружение самолета состоит из пушки и шести ракет "Феникс"; предусматривается патрулирование на расстоянии 160-320 км от оперативного центра в течение двух часов с дополнительным запасом топлива в подвесных баках;

- при применении в качестве самолета непосредственной поддержки войск вооружение состоит из бомб и двух ракет "Сайдуиндер" для самообороны; предусматривается, например, полет на расстоянии 1600 км к цели и обратно и применение шести бомб Mk.82 в течение 5 мин.

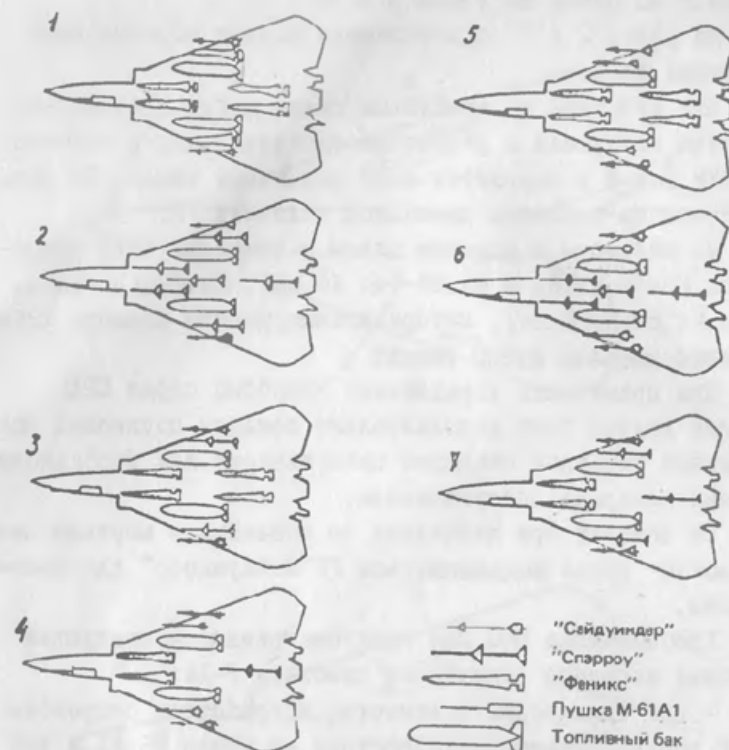


Рис. 4.2. Возможные варианты подвески управляемых ракет "воздух-воздух": 1 — шесть УР "Феникс", две УР "Сайдуиндер", пушка; 2 — шесть УР "Спэрроу", две УР "Сайдуиндер", пушка; 3 — четыре УР "Феникс", две "Спэрроу", две УР "Сайдуиндер", пушка; 4 — две УР "Феникс", одна "Спэрроу", четыре УР "Сайдуиндер", пушка; 5 — четыре УР "Феникс", четыре УР "Сайдуиндер", пушка; 6 — четыре УР "Спэрроу", четыре УР "Сайдуиндер", пушка; 7 — две УР "Феникс", три УР "Спэрроу", две УР "Сайдуиндер", пушка (Варианты 1-4 применяются при выполнении боевого воздушного патрулирования, а варианты 5-7 — при применении самолета в качестве истребителя-перехватчика)

В табл.4.1. приведены характеристики управляемых ракет класса "воздух-воздух", а в табл.4.2- основные типы бомб и их характеристики.

УР "Феникс" AIM-54 предназначена для перехвата воздушных целей на больших дальностях.

Пуск ракеты осуществляется с дальностей, определяемых для передней полусферы возможностями по захвату целей бортовой РЛС носителя и их сопровождению, а также временем подготовки ракеты; для задней полусферы — возможностью догона цели.

Система оружия носителя предусматривает последовательный пуск с малым интервалом до шести ракет по шести различным целям.

Комбинированная система управления ракеты осуществляет на начальном участке полета программное управление. На среднем участке полета осуществляется радиолокационное полуактивное самонаведение. Переход на самонаведение не происходит, если отраженный от цели сигнал поступает на ракету более чем через 14с. При подходе в район цели на ракете включается активная радиолокационная головка самонаведения (РГС) импульсно-доплеровского типа, которая захватывает цель на дальностях 16-20км в зависимости от размеров цели и обеспечивает на конечном участке полета активное самонаведение.

Возможен пуск с активным самонаведением с самого начала полета. Дальность пуска при этом должна позволить захват цели активной РГС. При таком пуске целеуказание активной РГС может быть осуществлено не от бортовой РЛС, а от бортового инфракрасного пеленгатора.

Неконтактный оптический или радиовзрыватель обеспечивает подрыв стержневой или ядерной боевой части при величине промаха, не превышающем радиуса поражения.

По сообщениям, ракета может наводиться на цели, летящие на малых высотах, на фоне земной поверхности. В системе управления ракеты предусмотрен режим наведения на источник активных радиолокационных помех, осуществляющий радиопротиводействие работе системы самонаведения ракеты.

Таблица 4.1
Характеристики управляемых ракет класса "воздух-воздух"

Характеристики	"Феникс" AIM-54A	"Спэрроу" AIM-7F	"Сайдуиндер" AIM-9H	"Супер Сайдуиндер" AIM-9L
Стартовая масса, кг	450	232	84,5	84,5
Размеры, м				
-длина	4,000	3,660	2,870	2,850
-диаметр	0,380	0,203	0,127	0,127
-размах крыльев	0,920	1,019	0,630	0,630
Аэродинамическая схема	Нормальная	С поворотным крылом	"Утка"	"Утка"
Двигатель:				
-тип	РДТТ	РДТТ (двухрежимный) I4000	РДТТ	РДТТ
-суммарный импульс кгс·с	34000	I4000	6000	6000
Система управления:				
-режимы наведения	Программное полуактивное самонаведение, активное самонаведение	Полуактивное самонаведение	Пассивное самонаведение	Пассивное самонаведение
-тип координатора	РДТТ			
	Радиолокационный полуактивный и активный импульсно-доплеровский	Радиолокационный полуактивный импульсно-доплеровский или непрерывного излучения с коническим сканированием	Инфракрасный (ИК) пассивный с охлаждением азотом. Амплитудная модуляция	ИК пассивный с глоским охлаждением азотом. Амплитудно-частотная модуляция

Окончание табл. 4.1

Характеристики	"Феникс" AIM-54A	"Спэрроу" AIM-7F	"Сайдуиндер" AIM-9H	"Супер Сайдуиндер" AIM-9L
-максимально углы пеленга,	...	+50	+40	+40
-максимальная угловая скорость слежения, °/с	...	20	I2	30
Боевая часть:				
-тип	Стержневая (радиус поражения 7,5 м) или ядерная	Стержневая (радиус поражения I1-I2 м)	Стержневая	Оскольно-фугасная с оловянными стержневыми осколками
-масса, кг	60 160	40 60	I1,3 60	I1 60
Время управляемого полета, с	16	20	I5	30
Максимальная располагаемая перегрузка	27	24	25	25
Максимальная высота полета цели, км	...	0,65	0,60	0,3
Дальность пуска, км	165	50	I5	I6
-минимальная				
-максимальная				
Ракурсы пуска	Всеракурсная	Всеракурсная	Садная полу-фера	Всеракурсная

Для обеспечения нормального режима работы УР на носителе в течение длительного времени полета предусмотрена система охлаждения в пусковом устройстве, поддерживающая температуру аппаратуры в пределах $21 \pm 1^\circ\text{C}$.

Необходимость этого вызвана аэродинамическим нагревом ракеты. Так, температура ее корпуса может достигать 200°C , а керамического обтекателя — 1500°C .

В настоящее время ведется разработка новых моделей ракеты "Феникс": AIM-54B и AIM-54C. В них предполагается установить полностью цифровую систему самонаведения с микроминиатюрными блоками. Система управления, возможно, будет включать инерциальную систему. Изменения конструкции крыльев и принципа работы системы управления должны расширить возможности ракеты по атаке современных высокоскоростных целей. Уменьшение деталей в составе аппаратуры и количества ее проверок должны снизить стоимость ракеты и повысить ее эксплуатационную надежность.

УР "Спэрроу" AIM-7 предназначена для действий по воздушным целям на средних дальностях. Ее пуск производится с расстояний до цели в пределах максимальной и минимальной разрешенных дальностей, вычисленных на борту носителя. При этом выдерживается расчетный угол между осью носителя и направлением на цель, обеспечивающий выход ракеты на заданный метод наведения.

Наведение ракеты на цель осуществляется по методу пропорциональной навигации, при котором маневр ракеты по направлению вызывается перегрузкой, пропорциональной угловой скорости вращения линии ракета-цель.

Величина этой угловой скорости измеряется на ракете радиолокационным полуактивным координатором цели с коническим сканированием диаграммы направленности антенны. На координатор возложены также функции неконтактного взрывателя. Сигнал на подрыв боевой части УР выдается при величине угловой скорости, измеряемой координатором, соответствующей пролету мимо цели.

Несмотря на селекцию цели по скорости сближения и по дальности при импульсно-доплеровском (основном) режиме и по скорости при работе координатора по непрерыв-

ному излучению, использование конического сканирования при пеленгации целей не обеспечивает надежной защиты от помех систем радиоэлектронного противодействия и от отражений от поверхности земли. Эксплуатация ракеты в войсках предусматривает проведение ограниченного объема регламентных проверок. Такая возможность обеспечивается высокой надежностью ракеты. Ее средняя выработка на отказ составляет 470 ч., а контрольная проверка ракеты, находящейся на носителе, требуется через 25 полетов.

УР "Сайдундер" AIM-9L предназначена для действий по воздушным целям на малых дальностях. Ее пуск осуществляется после захвата цели пассивными инфракрасными координаторами этих ракет и сближения с целью до расстояний, лежащих в пределах разрешенных дальностей пуска.

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

Наведение ракет осуществляется по методу пропорциональной навигации. Чувствительный элемент координаторов ракет AIM-9G и AIM-9H — сернистый свинец, охлаждаемый азотом из баллона, размещенного на пусковом пилоне, позволяет осуществлять захват цели и пуск ракет лишь из задней полусферы.

Ракета AIM-9L "Супер Сайдундер" является всеракурсной ракетой малой дальности с пассивным инфракрасным координатором. Это достигнуто благодаря применению чувствительного элемента из антимолибдита индия, охлаждаемого аргоном. Кроме того, характеристики координатора улучшены благодаря применению амплитудно-частотной модуляции, достаточно высоким значениям максимального угла пеленга и максимальной угловой скорости сближения. Наряду

ду с мерами по предотвращению выхода координатора на предельные углы пеленга применение рулей специальной формы уменьшило минимальные дальности пуска ракеты.

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

Основные типы авиабомб и их характеристики приведены в табл. 4.2.

Таблица 4.2

Основные типы авиабомб и их характеристики

Тип авиабомбы	Калибр, ф	Масса, кг	Масса БВ, кг	Длина, мм	Диаметр, мм
Мк.82	500	241	87	2210	273
Мк.83	1000	447	202	3000	356
Мк.84	2000	895	428	3850	457

Пушка "Вулкан" M61A1 установлена в носовой части фюзеляжа самолета с левой стороны. Ее основные данные: калибр-20мм, масса пушки-120кг, масса снаряда-0,102кг, масса патрона-0,250кг, начальная скорость снаряда-1030м/с, темп стрельбы-4000,6000в/мин.

4.2. Прицельно-навигационная система

Прицельно-навигационная система^{*)} состоит из двух основных элементов: импульсно-доплеровской радиолокационной станции (РЛС) AN/AWG-9 поиска, обнаружения, сопровождения и наведения и ИК-системы поиска, обнаружения и сопровождения.

^{*)} В американской литературе эта система именуется системой управления огнем (СУО) AN/AWG-9, причем ее обозначение совпадает с обозначением входящей в СУО РЛС (также AN/AWG-9).

Кроме того, в систему входят быстродействующая ЦВМ и комбинированная система индикации в кабине экипажа.

Прицельно-навигационная система (ПНС) предназначена для обеспечения обзора пространства и прицеливания при ведении воздушного боя на близких и дальних дистанциях по наземным целям, а также для наведения управляемых ракет.

Основной ПНС самолета F-14 является многофункциональная импульсно-доплеровская РЛС. С целью повышения помехозащищенности РЛС комплексирована с инфракрасной (ИК) системой поиска и сопровождения, которая дополняет работу бортовой РЛС, обеспечивая обнаружение воздушных целей и слежение за ними совместно с РЛС или самостоятельно в условиях интенсивных радиопомех противника или при отказе РЛС. При ведении воздушного боя обнаружение цели и ее сопровождение осуществляется с помощью обоих устройств.

4.2.1. Многофункциональная РЛС AN/AWG-9

При действиях по воздушным целям РЛС решает следующие задачи:

-дальнее обнаружение воздушных целей (дальность обнаружения тяжелого бомбардировщика до 360км при эффективной площади отражения $\sigma = 30\text{м}^2$, истребителя типа F-5 до 160км при $\sigma = 3\text{м}^2$, самолета типа F-4 до 210 км при $\sigma = 5\text{м}^2$);

-обнаружение воздушных целей, летящих на встречных курсах на малых высотах и замаскированных отражениями от земли или моря при высоте полета цели от 30 м до 30000м;

-автоматическое сопровождение обнаруженных целей без нарушения режима обзора (одновременно можно сопровождать до 24 целей на дальность до 130 км);

-обеспечения целеуказания и прицеливания.

Для опознавания целей используется система IFF Мк.12. Дипольные элементы интерферометрической антенны системы опознавания расположены непосредственно на антенне РЛС и в процессе опознавания осуществляется непрерывное сопоставление данных РЛС и системы Мк.12.

Рабочая длина волны РЛС соответствует диапазону Х (8,0–10,0 ГГц).

Для удобства эксплуатации предусмотрена автоматическая проверка РЛС и всех систем по программе от бортовой ЭВМ при предполетной подготовке до 25 подсистем. Система встроенного контроля выдает информацию на индикатор РЛС о работоспособности системы.

Радиолокационная станция работает в пяти основных режимах.

Режим обнаружения воздушных целей на больших расстояниях при использовании импульсно-доплеровских сигналов с малой скважностью, допускающих когерентную обработку сигналов и доплеровскую селекцию целей. Он имеет обозначение *РДС* и называется режимом импульсно-доплеровского поиска (ИДП).

Режим *РДСГТ* – режим автоматического сопровождения одиночной цели при когерентной обработке сигналов и выполнении доплеровской селекции. В этот режим станция переходит после обнаружения целей в режиме ИДП. Антенна автоматически следит за целью по угловым координатам. Это режим импульсно-доплеровского сопровождения одиночной цели (ИДСЦ).

Режим *гws* – обнаружение и автоматическое сопровождение многих целей при обзоре (до 24 целей) и поиск других целей. Это режим сопровождения целей при обзоре (ИДСО).

Некогерентный импульсный режим поиска целей – импульсный поиск (ИП) *PS*. Применяется на средних и малых расстояниях при атаке целей в заднюю полусферу. Доплеровская селекция в этом режиме не используется.

Режим некогерентного автоматического сопровождения одиночной цели *PSГТ* – режим импульсного сопровождения цели (ИДСЦ). В этом режиме частота повторений импульсов сравнительно низкая, а скважность импульсов высокая. Антенна также непрерывно следит за целью, как и в режиме ИДСЦ.

Рассмотрим принцип работы РЛС и основные характеристики блоков и функциональных элементов РЛС. На рис. 4.3 приведена упрощенная структурная схема системы *AWG-9*.

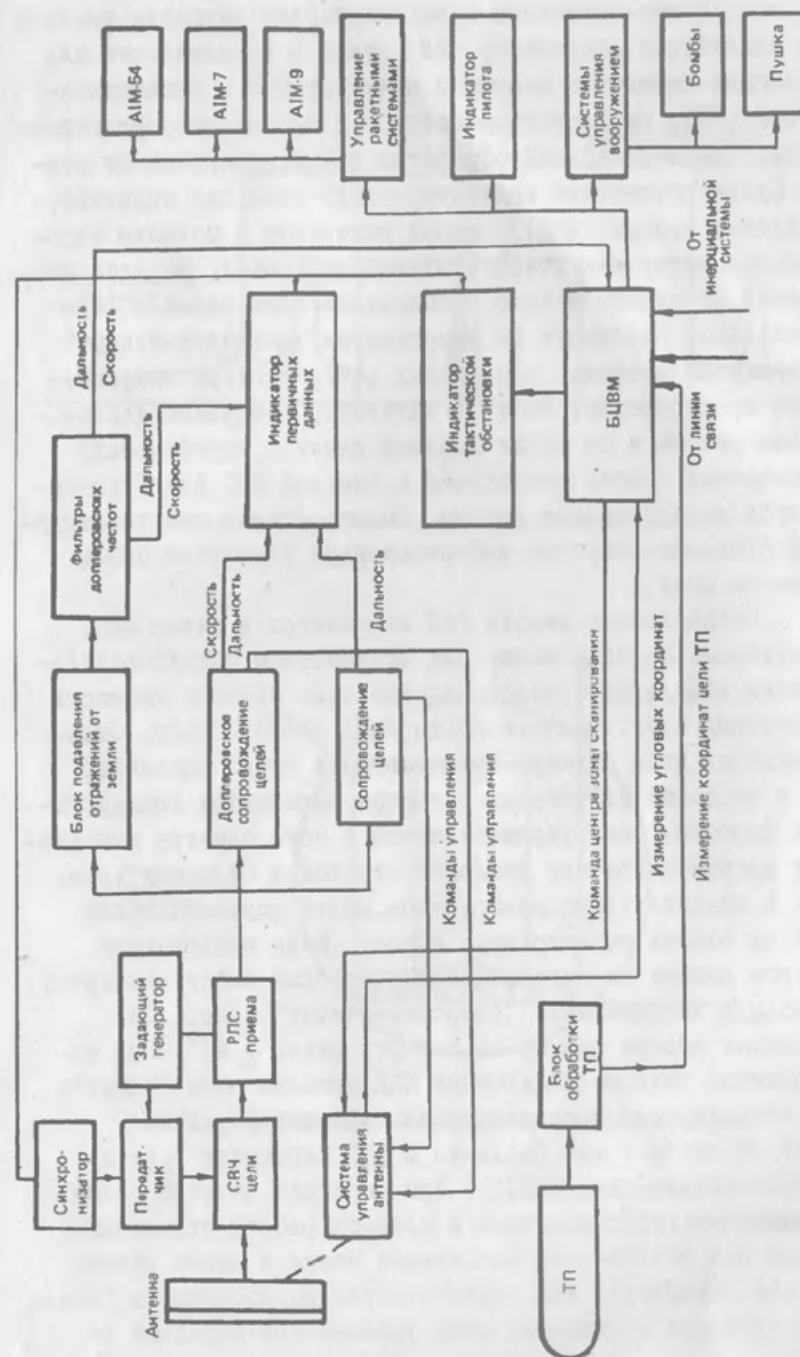


Рис. 4.3. Упрощенная структурная схема системы *AWG-9*.

У летчика-оператора в задней кабине самолета имеется два индикатора. Индикатор **DDD** типа В предназначен для индикации первичных данных о целях от РЛС и тепlopеленгатора (ТП). На индикатор поступают данные непосредственно без предварительной обработки в ЭВМ, имеющейся на борту. Будем обозначать индикатор этого типа как индикатор первичных данных (ИПД). Второй индикатор с большим экраном-индикатор тактической обстановки (ИТО). На этот индикатор поступают данные о положении всех целей в горизонтальной плоскости (в координатах "дальность-азимут" в полярной системе) в пределах всего сектора наблюдаемого пространства. На этот индикатор поступают данные с выхода ЭВМ и по линии кодовой связи с корабельных и наземных постов наблюдения в системе ПВО флота, указываются навигационные данные. Имеются также соответствующие буквенно-цифровые информационные указатели около отметки цели.

После набора высоты РЛС включается в режим ИПД. Излученные сигналы имеют вид когерентной последовательности импульсов с малой скважностью. Средняя мощность излучения 5 кВт. Частота повторений около 200 Гц. Отраженные от цели сигналы принимаются и после сравнения их с частотой излученных сигналов выделяются доплеровские частоты. Обнаружение ведется в зоне спектра отраженных сигналов, где нет мешающих отражений от земли (рис. 4.4.). Следовательно, обнаружение целей осуществляется при их полете на встречных курсах. Цели наблюдаются в этом режиме на индикаторе ИПД, который имеет развертку типа В с координатами "скорость-азимут" (рис. 4.5). В режиме обзора сектор по азимуту равен $\pm 40^\circ$. При обнаружении цели на индикаторе ИПД антенна переключается на меньший сектор сканирования по азимуту $\pm 10^\circ$. Цель вводится в зону захвата и РЛС переходит в режим сопровождения цели (ИДСЦ). При переходе на этот режим изменяется ряд параметров и режимов работы отдельных узлов для обеспечения выполнения атаки и пуска ракеты AIM-54. Индикатор ИПД переключается на координаты "дальность-азимут". Скорость цели указывается стрелкой на

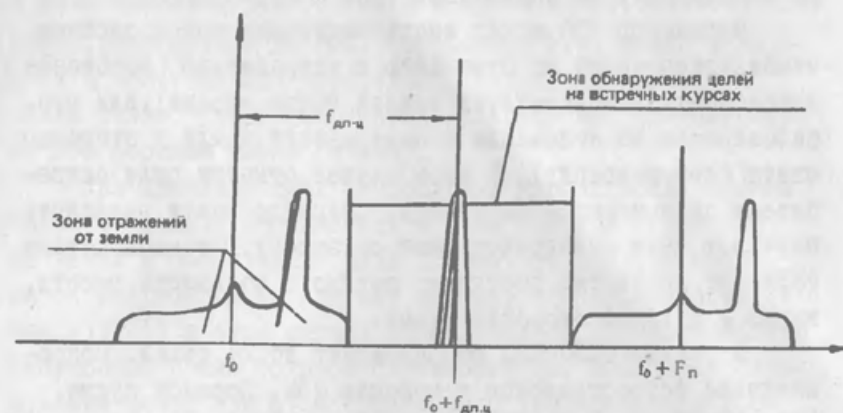


Рис. 4.4. Зоны обнаружения целей и отражений сигналов от земли

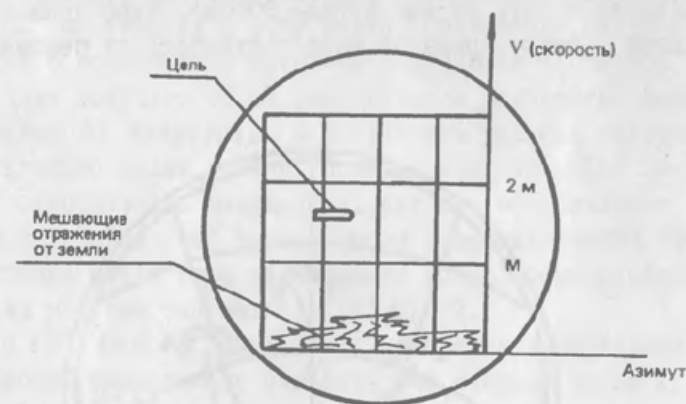


Рис. 4.5. Изображение цели на индикаторе первичных данных (ИПД)

шкале в первой части индикатора. Захваченная цель появляется также и на индикаторе ИТО.

Индикатор ИТО может иметь индикацию или в системе, стабилизированной по отношению к истребителю (положение истребителя соответствует нижней точке экрана), или стабилизирован по отношению к поверхности земли и сторонам света (север-вверх). В этом случае отметки цели истребителя перемещаются по экрану. Оператор может выполнять перехват цели непосредственно по экрану. От вычислителя (ЭВМ) на индикатор поступают данные о дальности, высоте, курсе и путевой скорости целей.

В режиме СЦПО РЛС сопровождает до 24 целей. Сопровождение осуществляется с помощью ЭВМ. Порядок пуска (приоритет цели) ракет указывается цифрой. На рис. 4.6 показан экран индикатора ИТО в полярных координатах "дальность-азимут". Наблюдаемые РЛС цели индицируются отметкой дугой вниз. Слева от отметки дается высота цели в десятках тысяч футов (на рис. 4.6 левая крайняя цель имеет высоту 30 тыс. футов - 9000 м). Курс цели показан стрелкой. Номер справа от цели соответствует рекоменду-



Рис. 4.6. Экран индикатора тактической обстановки (ИТО)

мому порядку пуска ракет "Феникс". Отметки, показанные в виде подковообразной метки с дугой вверх, соответствуют целям, наблюдаемым на РЛС. Координаты этих целей передаются с наземных или корабельных пунктов наведения по линии связи. Шкала дальности на экране ИТО соответствует 200 морским милям (370 км).

При движении цели на попутных курсах доплеровская частота сигнала оказывается в зоне спектра отражений от земли и обнаружение цели по частоте Доплера становится неэффективным (сигнал маскируется отражениями от земли). РЛС в этом случае переключается в некогерентный импульсный режим большой скважности ИП. Дальность обнаружения целей при этом существенно уменьшается (в 1,5-2 раза). Для приема и излучения сигналов применяется плоская круглая решетка целевых излучателей. Диаметр решетки 90 см. Ширина луча антенны примерно равна $2,8^\circ$. Антенная решетка подвешена на корданном узле, позволяющем выполнять механические повороты решетки в пределах до $\pm 65^\circ$ по азимуту и углу места. Применение целевой решетки с совмещенным питанием излучающих элементов позволяет получить более рациональное распространение излучения по **апертуре**. В результате удалось получить относительно малый уровень боковых лепестков (до 30-35 дБ относительно максимума). Антенна обеспечивает большую устойчивость против **кросс-поляризационных** помех. На антенне этого типа размещаются интерферометрические антенны системы опознавания IFF Mk.12.

В РЛС AWG-9 применяется когерентное передающее устройство, позволяющее изменять как несущие частоты, так и форму сигналов (частоты повторения импульсов). Средняя мощность излучения достигает 5 кВт.

В РЛС предусмотрено излучение импульсных когерентных сигналов в режиме обзора на 19 частотах. Для управления ракетой "Феникс" используется 6 частотных каналов. Кроме того, выделено 5 каналов для управления ракетами "Спарроу" AIM-7 в режиме самонаведения (обеспечивается подсвет цели).

Частотная многоканальность позволяет обеспечить независимое наведение 6 ракет "Феникс". Кроме того, разнос по частотам позволяет уменьшать взаимное влияние РЛС различных самолетов, а также повысить помехозащищенность путем перестройки РЛС по частоте.

Вид работы передатчика изменяется в зависимости от режима РЛС. Возможен импульсный режим излучения когерентных сигналов с малой и большой частотами повторений. Несущая частота изменяется в задающем генераторе. Имеется отдельный передатчик подсвета цели при непрерывном излучении для обеспечения полуактивного самонаведения ракеты AIM-7E (в варианте непрерывного излучения). В этом генераторе применена отдельная лампа бегущей волны (ЛБВ).

Индикатор ИГО выполнен на электронно-лучевой трубке (ЭЛТ) диаметром 25 см. Данные на этот индикатор поступают только после обработки на ЭВМ в виде специальных символов и цифровой информации. Отображается информация от всех датчиков и от наземных и корабельных пунктов.

Второй индикатор ИЦД выполнен на потенциалоскопической ЭЛТ диаметром 12 см. Отображается информация от РЛС и ИК-пеленгатора. Оператор имеет возможность переключить режим работы индикатора ИЦД. В частности, возможно подключение к выходу ЭВМ. По этому индикатору возможно ручное выделение цели, применяющей активную помеху.

Перед оператором расположен также специальный блок с ручкой, предназначенный для управления антенной РЛС и визирным устройством ИК-пеленгатора, обеспечивающих захват обнаруженных целей, и ввода данных в ЭВМ с индикатора общей тактической обстановки. На боковых панелях размещаются органы управления различной аппаратуры, включая УКВ радиостанцию, запросчик системы ТАКАН, ответчик "свой-чужой" и другие приборы. В кабине имеется также панель управления вооружением. Оператор может самостоятельно осуществлять пуск ракет "Феникс" и "Спэрроу".

У летчика имеется также два индикатора (см. рис. 6.3): индикатор горизонтальной обстановки ИГО и индикатор на лобовом стекле ИЛС. Все воздушные цели отмечаются у

летчика на ИГО. Оператор имеет возможность на больших дальностях применять все виды оружия, кроме пушек и ракет "Сайдвиндер". Летчик может применять все виды оружия без ограничения.

В условиях ближнего воздушного боя или маневрирования летчик, в отличие от оператора, имеет различные возможности для раннего обнаружения и захвата цели. Летчик, следя за целью посредством управления самолетом, направляет линию визирования на цель, как при обычной стрельбе. Кроме того, система осуществляет захват цели вертикальным сканированием, что является большим преимуществом в ситуациях, когда вследствие больших перегрузок летчик не может следить за целью.

Если цель появляется в поле зрения РЛС и удалена менее чем на 8 км, РЛС автоматически захватывает цель на автосопровождение, после чего летчик может вести огонь. Оператор может ускорить захват цели, управляя линией визирования РЛС по указаниям летчика.

Следует отметить, что наличие на борту второго члена экипажа — оператора, осуществляющего управление радиоэлектронной аппаратурой, позволяет летчику **сосредоточивать** свое внимание, в основном на **управлении** самолетом.

Для захвата цели в маневренном воздушном бою применяются специальные приемы, повышающие возможности системы АWC-9.

Захват цели может быть выполнен летчиком путем наложения перекрестия на индикаторе ИЛС на отметку цели. После захвата цели ЭВМ вырабатывает необходимые данные для стрельбы, и соответствующая прицельная отметка указывается на индикаторе ИЛС.

Для обеспечения захвата при маневрировании можно использовать вертикальное сканирование луча антенны совместно с вращением самолета вокруг продольной оси (при крене или вираже). Особенно удобно применять этот способ при больших перегрузках, когда летчик маневрированием самолета не может наложить перекрестие захвата на цель. При попадании цели в зону облучения антенны при сканировании луча только в одной плоскости (по

вертикали) и при дальности менее 10 км РЛС автоматически захватывает цель на сопровождение, и можно выполнять пуск управляемых ракет.

В режиме ИП и ИСП, когда цели различаются по дальности (нет мешающего фона отражения), применяемые сигналы обрабатываются в блоке некогерентной импульсной обработки, где выполняется обнаружение целей и измерение расстояния до цели. Скорость целей в этом режиме определяется путем дифференцирования данных о расстоянии во времени при сопровождении одиночной цели.

Индикация целей выполняется на индикаторе ИЦД, имеющем в этом режиме развертку "дальность-азимут". При сопровождении цели по угловым координатам управляющие сигналы с блока импульсной обработки подаются на управление антенны по направлению.

В режиме ИЦП цели селекционируются по частоте Доплера, а их скорость измеряется по величине этой частоты.

Сигналы мешающих отражений от земли или моря подавляются в специальном фильтровом устройстве подавления мешающих отражений. В устройстве доплеровской селекции имеется набор доплеровских фильтров.

Для измерения расстояний до целей в режиме ИЦП вводится линейная частотная модуляция на одну часть излучаемых импульсов. Выполняется измерение частот Доплера как в области модулированных по частоте импульсов, так и в области немодулированных импульсов. Разность полученных доплеровских частот указывает расстояние до цели. Следует учесть, что в этом режиме рассматривается обнаружение целей только на встречных курсах.

Определенные дальность и скорость целей подаются на ЭВМ для формирования отметок цели на ИТО.

Для сопровождения многих целей применяется бортовая ЭВМ. Получаемые данные об угловом положении, дальности и скорости целей запоминаются и их положение прогнозируется в следующем периоде обзора. На основе нескольких облучений формируются непрерывно данные о движении цели (курс цели, положение и т.п.). Отметки сопровождаемых целей указываются на ИТО.

При действиях по наземным и морским целям РЛС осуществляет обзор земной и водной поверхности с выделением целей и определением их координат для обеспечения стрельбы из пушек или пуска ракет, а также бомбометания обычными бомбами. При этом производится непрерывный расчет текущей точки прицеливания для различных видов боевого применения. От летчика требуется вывод самолета с нулевой азимутальной ошибкой в точку открытия огня или пуска ракет и сброса бомб. На самолете обеспечивается также бомбометание вручную в случае отказа ЭВМ.

Перевод системы вооружения в режимы борьбы с наземными или морскими целями, в которых обеспечивается бомбометание или стрельба НАР и из пушки, производится летчиком с помощью соответствующей кнопки на панели управления индикатором вертикальной обстановки и электронно-оптическим координатором.

4.2.2. Инфракрасная система поиска и сопровождения

Основным элементом этой системы является ИК-пеленгатор, устанавливаемый на карданном подвесе под носовой частью фюзеляжа в специальном контейнере.

ИК-пеленгатор обладает большей разрешающей способностью по угловым координатам, чем РЛС, что позволяет ему выделять отдельные объекты из групповой цели, сопровождать их и определять число самолетов в строю. Однако поле обзора ИК-пеленгатора намного меньше поля обзора РЛС, что уменьшает вероятность обнаружений цели ИК-системой. Во избежание этого оптическая ось пеленгатора сопрягается с осью антенны РЛС, которая в этом случае выполняет функции целеуказания и наведения пеленгатора на цель, но это не исключает возможности раздельного наблюдения целей, что является одной из важных особенностей совместной работы ИК-пеленгатора и РЛС. Это осуществляется посредством того, что чувствительный элемент ИК-приемника поворачивается независимо от антенны РЛС и обеспечивает обнаружение целей в направлении, отличном

от направления обзора РЛС. Так, ИК-пеленгатор может "осматривать" зону обзора при больших углах места (большие высоты относительно самолета), а РЛС в это же время осуществляет обзор малых высот. ИК-пеленгатор эффективно работает на больших высотах, где меньше влияние теплового фона земли, в то время как РЛС обеспечивает обзор на малых высотах. Возможно также управление телескопом ИК-пеленгатора от антенны РЛС или антенной РЛС от телескопа ИК-пеленгатора. В этих двух случаях в узкой зоне поля видимости ИК-пеленгатора имеет место дублирование информации о целях. Дублирование информации ИК-пеленгатора и РЛС особенно важно при ведении маневренного воздушного боя.

ИК-система обеспечивает также целеуказание для ракет с пассивной ИК-головкой самонаведения (пуск ракет "Сайдуиндер" возможен только по данным от ИК-пеленгатора) и с активной радиолокационной головкой самонаведения ("Феникс"), если цели находятся в пределах дальности, обеспечивающей захват от головки самонаведения (9-16 км). Чувствительность ИК-пеленгатора считается достаточной для обнаружения на больших расстояниях ракет ЗРК кораблей по работе их двигателей и наличию реактивной струи.

Дальность обнаружения воздушных целей ИК-пеленгатором, входящим в прицельно-навигационную систему АWG-9, составляет: на встречных курсах до 220 км, на попутных курсах при догоне около 300 км.

4.3. Система управления вооружением

Система управления вооружением (СУВ) самолета F-14 предназначена для выполнения следующих функций:

- управление загрузкой средств поражения на самолете;
- управление системой обеспечения необходимых условий транспортировки средств поражения на самолете;
- управление автоматикой средств поражения;
- управление отделением средств поражения от самолета.

В соответствии с указанными функциями в состав СУВ самолета входят система дистанционного управления механизмами загрузки средств поражения на самолет, система дистанционного управления системами обеспечения необходимых условий транспортировки средств поражения на самолете, система управления автоматикой средств поражения, система управления стрельбой, пуском ракет и сбрасыванием бомб.

Наиболее развитыми частями СУВ являются система управления автоматикой средств поражения и система управления стрельбой, пуском ракет и сбрасыванием бомб.

Система управления автоматикой средств поражения осуществляет питание средств поражения электрической энергией при их совместном полете, ввод начальных условий пуска в автоматику средств поражения и целеуказание координатам головок самонаведения ракет.

Система управления стрельбой, пуском ракет и сбрасыванием бомб обеспечивает сигнализацию наличия средств поражения на агрегатах подвески и патронов к пушке, выбор типа и количества средств поражения для боевого применения и определяет временные интервалы между моментами отделения средств поражения.

Основные алгоритмы СУВ решаются с помощью бортовой цифровой вычислительной машины.

5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ)

5.1. Общая характеристика

На самолете F-14 используются средства РЭБ только внутрифюзеляжного размещения: средства непосредственной радиоэлектронной разведки AN/ALR -45 и AN/ALR -50, станция активных помех AN/ALQ -126 и AN/ALQ -129 и устройство выброса AN/ALE -39.

На самолетах первых лет выпуска возможно использование станция помех AN/ALQ -100 и устройства выброса AN/ALE -29(29A).

В настоящее время проводятся работы по оснащению самолета противорадиолокационной ракетой AGM -88 HARM.

Согласно опубликованным данным, в ближайшие годы система непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР) AN/ALR -45 будет заменена на AN/ALR -67, а AN/ALR -50 на AN/APR-43. Во второй половине 80-х годов вместо станции активных помех (САП) AN/ALQ -126 на самолете F-14 будет размещена система AN/ALQ -165(ASDJ).

Информация, используемая в интересах РЭБ, отображается на индикаторе AN/ASQ -79. Для решения отдельных задач РЭБ привлекается центральная ЦВМ CP-III3/AWG.

5.2. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР)

В настоящее время самолет F-14 оснащается средствами НРЭР AN/ALR -45 и AN/ALR -50. В перспективе станция AN/ALR -45 будет заменена новой аппаратурой AN/ALR-67. В качестве промежуточного рассматривается вариант использования аппаратуры AN/ALR-45 с новым процессором от системы AN/ALR -67.

Предполагается, что станция AN/ALR -50 будет заменена на проходящую сейчас летные испытания аппаратуру AN/APR -43.

Аппаратура НРЭР AN/ALR -45 обеспечивает предупреждение экипажа об облучении самолета средствами управления оружием, управляет САП AN/ALQ -126, определяет данные, необходимые для пуска ракеты AGM -88 HARM, а, по-видимому, выдает летчику рекомендация по осуществлению необходимого вида маневра.

Диапазон частот системы 2- 14,5 ГГц. Чувствительность приемника 45 дБ/мВт.

4 антенны обеспечивают всеракурсный (по азимуту) прием сигналов. Ширина диаграммы направленности каждой из антенн по азимуту и по углу места составляет около 90°.

В станции используется процессор, который обеспечивает опознавание типа радиоэлектронного средства (РЭС), облучающего самолет, и степень его опасности. В памяти процессора находятся данные более чем о 100 РЭС. Данные об облучающих РЭС отсречаются на индикаторе.

Аппаратура AN/ALR -45 обеспечивает пеленгацию источника излучения с точностью до 2 - 4°.

Аппаратура НРЭР AN/ALR -50 предназначена для предупреждения экипажа самолета о пуске по нему ракеты. Станция работает совместно с AN/ALR -45 и AN/ALR -126. Информация о пуске отображается на общем с AN/ALR -45 индикаторе. Для определения направления на обнаруживаемые станцией AN/ALR -50 РЭС используется пеленгатор от станции AN/ALR -45.

По данным AN/ALR -50 и AN/ALR -45, процессором определяется степень опасности каждого РЭС и очередность их подавления САП AN/ALQ -126.

Аппаратура AN/ALR -50 работает в диапазоне 2- 14 ГГц.

5.3. Станции активных помех (САП)

До 1977 года самолет F -14 оснащался САП AN/ALQ -100, которая постепенно заменяется станцией AN/ALQ -126. Дополнительно к ним на самолете устанавливается мини-передатчик активных помех AN/ALQ -129.

В настоящее время ведутся работы по оценке возможности установки на самолете двух станций AN/ALQ -126.

Ранее изыскивалась возможность установки на самолете САП средствам связи (AN/ALQ -91) и средствам, работающим в оптическом диапазоне волн. САП AN/ALQ -126 - многодиапазонная станция ответных имитационных помех, усовершенствованный вариант САП AN/ALQ -100. Станция работает в диапазоне частот от 2 до 8 ГГц. Излучаемая импульсная мощность станции - свыше 1 кВт при скважности импульсов 20-25, мощность непрерывного сигнала - не менее 50 Вт.

Ретрансляция сигнала осуществляется практически с нулевой задержкой (до 0,1 мкс). Время запоминания частоты 4 мкс.

Станция обеспечивает создание уводящих по дальности и по скорости помех, а также помех на частоте окантования (прицельных с противоположной по фазе отбавшей и скользящих).

В станции используются 8 антенн (5 в передней полусфере и 3 в задней), обеспечивающих прием и излучение сигналов в угломестной плоскости в секторе около 60° . При этом ось диаграммы направленности антенн наклонена на 15° к земле.

САП AN/ALQ-129 работает в частотном диапазоне 8-20 ГГц, обеспечивая совместно с AN/ALQ-126 перекрытие диапазона частот от 2 до 20 ГГц.

Назначение AN/ALQ-129-срыв сопровождения самолета РЭС системы управления оружием. В станции используются следующие виды помех: уводящие по дальности, прицельная на частоте сканирования, скользящая на частоте сканирования, уводящая по скорости, многократная ответная (со случайным законом задержки импульсов).

Станция состоит из приемника, передатчика и блока управления.

Чувствительность приемного устройства, 35 дБ относительно 1 мВт. Мощность передатчика в импульсном режиме выше 1 кВт при скважности импульсов равной 25.

5.4. Устройства выброса средств РЭБ

Первоначально на самолете F-14 устанавливались устройства выброса типа AN/ALE-29, которые в настоящее время заменяются на более совершенные AN/ALE-39.

Устройство выброса AN/ALE-39 предназначено для подавления РЭС зенитных и авиационных ракетных комплексов, зенитных артиллерийских комплексов, а также радио- и тепловых головок самонаведения ракет. Оно позволяет отстреливать патроны трех типов: с дипольными отражателями, тепловые ловушки и передатчики помех однократного использования.

Устройство содержит 2 кассеты для размещения в них 60 патронов (по 30 патронов в каждой кассете). При зарядке возможны различные комбинации из групп по 10 патронов любого типа.

Отстрел патронов осуществляется вручную оператором, находящимся в задней части кабины, либо в полуавтомати-

ческом режиме. Патроны с дипольными отражателями (ДО) могут отстреливаться автоматически по сигналам средств НРЭР.

Возможные интервалы выброса патронов с ДО, по-видимому, составляют несколько десятых секунды, тепловых ловушек (ТЛ) — единицы секунд, передатчиков помех однократного использования — десятки секунд. Возможен отстрел патронов с ДО со случайными интервалами времени, а также отстрел нескольких ТЛ одновременно.

6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

6.1. Состав бортового оборудования

В состав бортового оборудования самолета F-14 входят следующие виды оборудования, системы и устройства:

- навигационное оборудование: навигационная ЦВМ LC-728, бортовая аппаратура системы ближней навигации ТАКАН, система посадки, радиокомпас АРА-50, радиолокационный маяк ARK-54, радиовысотомер AN/ARN-194, автоматический радиопеленгатор ARK-69, инерциальная навигационная система (ИНС) LN-15A (AN/ASN-92);

- система автоматического управления и пилотажно-навигационные приборы, в том числе: система управления полетом с автопилотом, автомат тяги, резервная курсоверталь, система воздушных сигналов, топливозмерительная система, индикаторы системы отображения информации;

- оборудование для выполнения боевых задач: PICS AWG-9, тепловысиглаторная система опознавания и индикаторы отображения информации (их описание дано в разделе 4), средства радиоэлектронной борьбы (см. раздел 5);

- средства связи: радиостанция дециметрового диапазона AN/ARC-51, радиоаппаратура AN/ASN-278, аппаратура засекречивания речевой информации, самолетное переговорное устройство LS-460;

- система обеспечения жизнедеятельности экипажа;
- система электроснабжения.

Состав бортового оборудования и основные связи между системами пояснены на рис. 6.1.

Упрощенная функциональная схема радиоэлектронного оборудования самолета приведена на рис. 6.2.

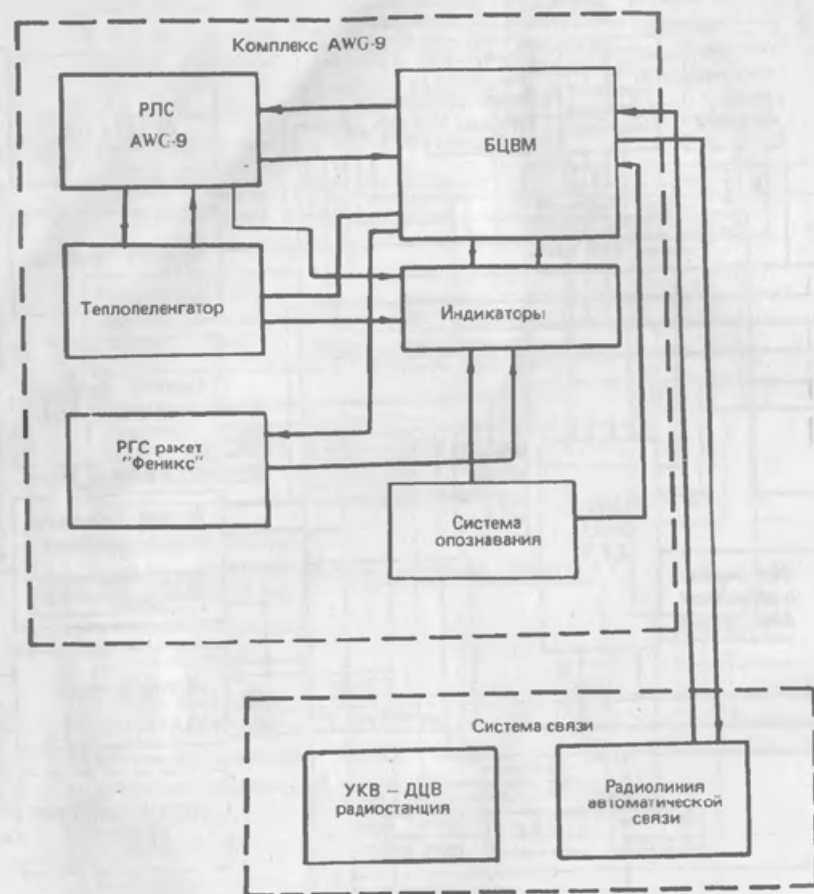
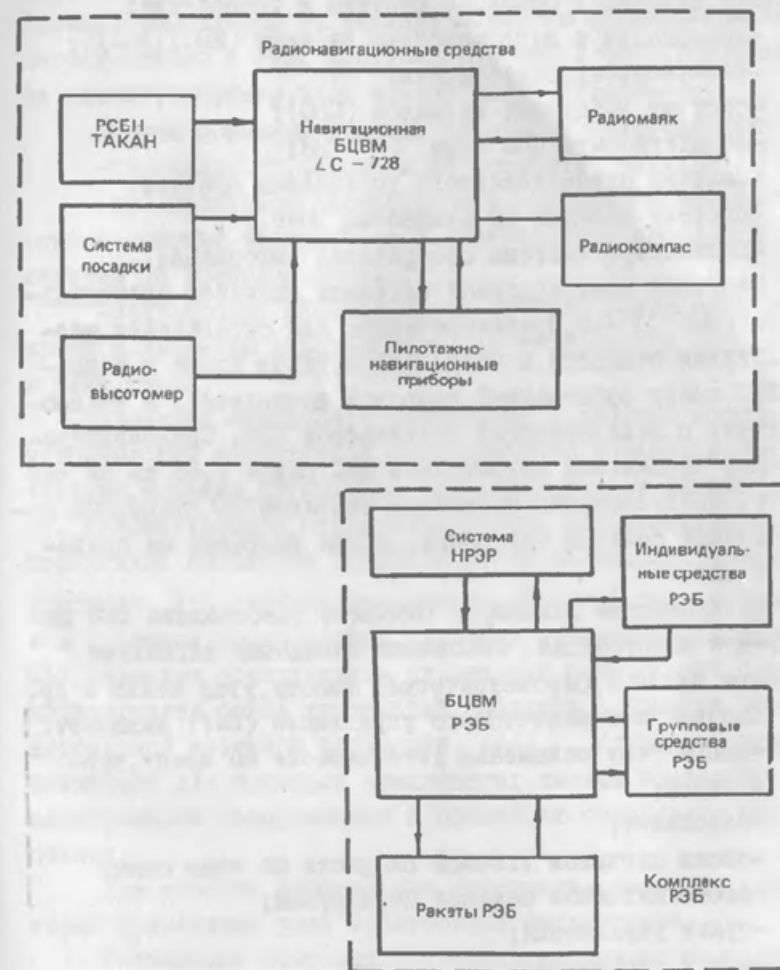


Рис. 6.2. Состав и упрощенная функциональная схема



радиоэлектронного оборудования самолета F-14

6.2. Пилотажно-навигационный комплекс

Пилотажно-навигационный комплекс самолета F-14 включает следующие основные системы и устройства:

- инерциальную навигационную систему (ИНС) LN -15;
- резервную курсоверткаль;
- систему воздушных сигналов (СВС);
- навигационную ЦБМ типа LC -728;
- систему автоматического управления полетом;
- систему посадки на авианосец AWGIS ;
- индикаторы системы отображения информации.

Основной навигационной системой является инерциальная система LN -15, предназначенная для определения местоположения самолета, а также курса, углов крена и тангажа. ИНС имеет собственный цифровой вычислитель и взаимодействует с навигационной тактической ЦБМ. Среднеквадратическая радиальная погрешность ИНС равна 1,85 км за час полета. Предусмотрена начальная выставка ИНС по данным навигационной системы авианосца. Время выставки не превышает 8 мин.

По последним данным, на самолете установлена СВС моноблочной конструкции. Основными выходными сигналами являются число М, барометрическая высота, угол атаки и др.

Система автоматического управления (САУ) включает:

- подсистему повышения устойчивости по крену, тангажу и курсу;
- автопилот;
- блоки датчиков угловой скорости по трем осям;
- блоки датчиков боковых перегрузок;
- пульт управления;
- ручку управления;
- вычислители каналов крена, тангажа и рыскания;
- программное устройство для автоматического регулирования угла стреловидности крыла в пределах от 20 до 68° в зависимости от числа М и высоты полета (возможно и ручное управление).

Основным звеном САУ служат автопилот, который обеспечивает: стабилизацию курса, высоты полета и числа М, управление самолетом по трем осям, автоматическую балан-

сировку, управление от внешних контуров системы (отработку команд управления с земли, точное управление курсом, выполнение посадки по приборам на палубу авианосца). Сигналы управления от внешних контуров формируются непосредственно в этих контурах, так как в состав комплекта не входят, например, блок траекторного управления.

Помимо основных функций автопилот осуществляет:

- балансировку самолета по скорости (числу М);
- дублированное дистанционное управление интерцепторами с помощью электрической счетверенной проводной системы по командам летчика;
- регулировку эффективности ручного управления по крену и рысканию в зависимости от скоростного напора и угла атаки.

Повышение надежности автопилота и системы повышенной устойчивости достигается дублированием каналов крена и тангажа, а также двукратным резервированием канала курса. Автоматическое отключение канала без существенных переходных процессов осуществляется системой встроенного контроля. Эта система функционирует как в полете, так и в процессе предполетной проверки работоспособности САУ, позволяя обнаруживать отказавший блок. Такой блок подвергается более тщательной проверке с помощью универсальной наземной установки VAST. Установка предназначена для проверок комплексных систем бортового электронного оборудования и позволяет определять место отказа.

Для системы отображения информации самолета характерно применение ряда электронных индикаторов.

Размещение основных устройств индикации системы летчика показано на рис. 6.3, оператора — поясняется на рис. 6.4. Для летчика установлены: индикатор коллиматорного типа отображения пилотажной и прицельной информации, индикатор вертикальной обстановки на ЭЛТ (в центре приборной доски) и картографический электронный индикатор горизонтальной обстановки. Для оператора установлены: индикатор коллиматорного типа, индикатор вертикальной обстановки (по-видимому, дублер индикатора, установленного

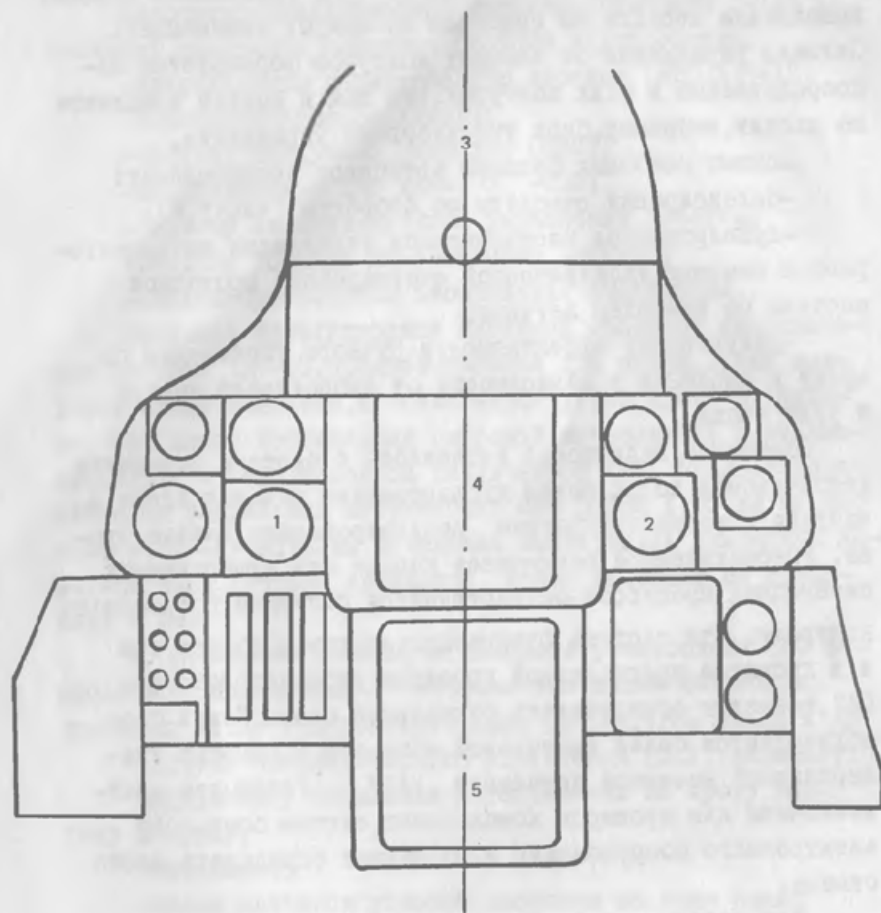


Рис. 6.3. Схема размещения основных устройств индикации системы отображения информации летчика:

1 — индикатор скоростных параметров; 2 — индикатор высотных параметров; 3 — коллиматорный пилотажно-прицельный индикатор на лобовом стекле (ИЛС); 4 — индикатор первичных данных РПС (ИПД); 5 — индикатор горизонтальной обстановки (ИГО)

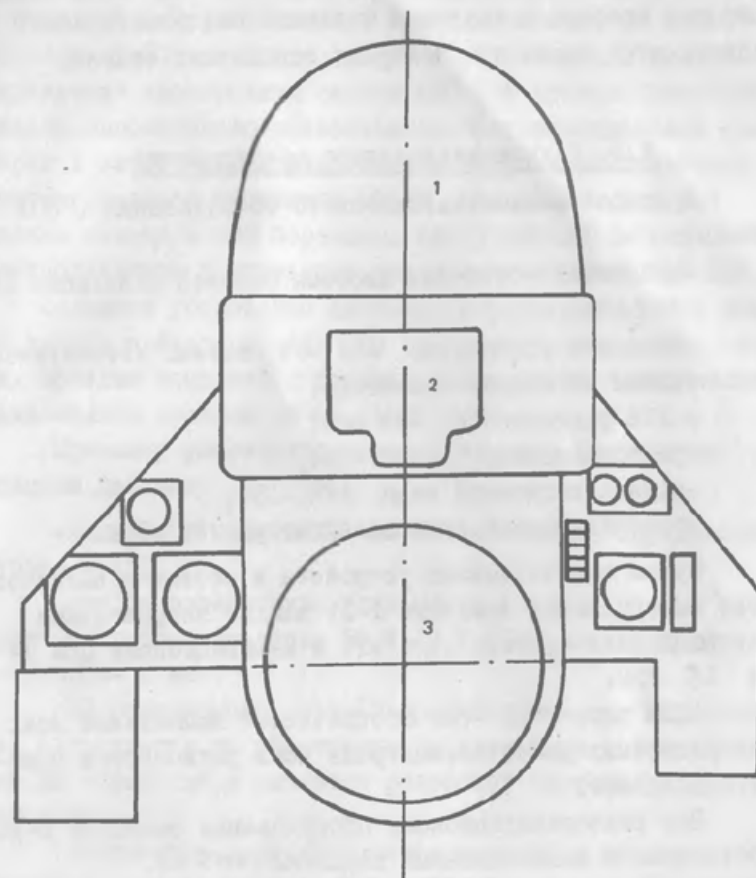


Рис. 6.4. Схема размещения устройств индикации системы отображения информации оператора:

1 — коллиматорный индикатор; 2 — универсальный индикатор первичных данных (РПС, ТП и др); 3 — индикатор тактической обстановки

в передней кабине) и большой, практически во всю приборную доску навигационно-тактический индикатор.

В качестве дублирующих приборов использованы традиционные приборы с круглыми шкалами. Подобные приборы применяются также для контроля самолетных систем.

6.3. Радионавигационное оборудование

В состав радионавигационного оборудования (РНО) входят:

- запросчик -ответчик системы ближней навигации ТАКАН AN/ARN -84 (V);
- приемное устройство ARA -63 системы автоматической посадки на палубу авианосца;
- УКВ радиокompас ARA -50;
- радиовысотомер ARN -194;
- радиолокационный маяк ARN -154;
- автоматический радиопеленгатор ARR -69.

Кроме перечисленных устройств в состав навигационного оборудования самолета F-14 входят инерциальная навигационная система LN -15 и навигационная ЦВМ типа LC -728.

ЦВМ типа LC -728 обеспечивает выполнение всех навигационных расчетов, контроль всех радиосистем самолета в полете.

Все радионавигационное оборудование самолета F-14 объединено в навигационный комплекс AWC -9.

Запросчик-ответчик системы ближней навигации ТАКАН ARN -84 предназначен для определения полярных координат (азимута и дальности) самолета относительно радиомаяка системы ТАКАН, установленного на авианосце. Имеется возможность определять направление и дальность до самолета, оборудованного аналогичной аппаратурой.

Запросчик-ответчик имеет следующие данные: дальность действия-до 550 км; диапазон рабочих частот передатчика-1025-1050 МГц и приемника 962 -1213 МГц; мощность передатчика-1,5 кВт; длительность импульса-3,5 мкс;

точность определения дальности-100-200 м и азимута -1°; имеет 252 рабочих канала.

Аппаратура выполнена на микроминиатюрных элементах и имеет высокую надежность. Время наработки на отказ составляет 500 часов, согласно опубликованным данным. Управление электронных систем ВВС США провело испытание нового выполненного полностью на полупроводниковых приборах и интегральных микросхемах запросчика-ответчика системы ближней навигации ТАКАН ARN -118V, который должен заменить 90% бортового оборудования системы ТАКАН, установленного в настоящее время на самолетах ВВС США.

Приемное устройство системы автоматизированной посадки на палубу авианосца ARA -63 предназначено для обеспечения посадки самолета с помощью глиссадного и курсового радиомаяков системы CPN -41 (C-SCAN).

Приемное устройство характеризуется следующими основными данными:

-дальность действия - до 90 км; ошибка определения курса-0,2°;

-ошибка определения угла места (глиссады)-0,1°; диапазон рабочих частот-15,4-15,7 ГГц; длительность импульсов-2 мкс.

УКВ радиокompас ARA -50 предназначен для определения направления на работающую радиостанцию, установленную на авианосце, и является резервной системой привода самолета.

Радиокompас характеризуется основными данными: диапазон рабочих частот-225-400 МГц; ошибка определения пеленга-±5°; высотность-до 21 км.

Радиовысотомер ARN -194 предназначен для измерения высоты полета самолета над морем. Позволяет измерять высоту от 1 до 1500 м с ошибкой ±1 м. Радиовысотомер собран на интегральных микросхемах и характеризуется высокой степенью надежности. Время наработки на отказ составляет 5000 часов.

Радиолокационный маяк-ответчик ARN -154 решает задачу определения местоположения самолета с земли (авианосца) с помощью обзорной РЛС. Его диапазон рабочих

частот $8,4 \div 9,5$ ГГц, мощность излучения - 180 Вт. Дальность действия зависит от типа запросной РЛС.

6.4. Вычислительная система

Децентрализованная вычислительная система самолета F-14 включает в себя две БЦВМ, каждая из которых решает свой круг задач.

БЦВМ LC -728 обрабатывает информацию от инерциальной системы ASN-92, СВС, приемника ТАКАН, приемников системы инструментальной посадки на авианосец C-SCAN и инерциальной системы корабля.

БЦВМ СПС -5400 предназначена для управления ракетами "Феникс", "Спэрроу", "Сайдундлер" и пушкой. Она позволяет решать комплекс задач слежения за 24 целями по данным РЛС и средств обнаружения, обработки данных от наземных или корабельных станций, связанных с обнаружением и управлением перехватом целей. ЦВМ оценивает опасность целей и вырабатывает необходимую информацию для управления маневром самолета. Она решает также задачи распределения и управления огнем, рассчитывает параметры запуска ракет, обеспечивает совмещение поля зрения ИК-головки снаряда с направлением на цель, вырабатывает прицельные данные для пушки.

Кроме того, предусматривается решение данной БЦВМ задач контроля исправности всей системы управления оружием и непрерывный самоконтроль наиболее важных характеристик системы в полете.

БЦВМ не резервируются.

Основные технические характеристики БЦВМ вычислительной системы самолета приведены в табл. 6.1.

Кроме того, на самолете используется ряд цифровых вычислителей специализированного назначения:

- в системе РЭБ - типа ASQ -93;
- процессор системы предупреждения об облучении и наведения ракет MPP-I (2).

Таблица 6.1

Основные технические характеристики БЦВМ

Характеристики БЦВМ	LC -728	CDC -5400
Быстродействие (опер/с):		
- сложение	139 тыс.	400 тыс.
- умножение	31,6 тыс.	40 тыс.
Емкость ЗУ (дв.зн):		
- постоянного		12к
- оперативного		4к
- суммарная	14+ 32к	
Потребляемая мощность (В·А)		150
Надежность (средняя наработка на отказ в часах)	Нет данных	2500
Элементная база:		
- процессора	ИС	ИС
- ЗУ	Магнитные сердечники	Магнитные сердечники, магнитные пленки

6.5. Аппаратура радиосвязи

На истребителе F-14 в настоящее время установлена радиостанция дециметрового диапазона воли AN/ARC -51(A), которая обеспечивает двустороннюю телефонную связь, а также может работать в режиме радиопеленгации, а радиопередатчик AN/ASN-27B, предназначенная для приема и передачи цифровых данных. Кроме того, на самолете стоит аппаратура засекречивания речевой информации и самолетное переговорное устройство LS -460. В процессе эксплуатации самолета возможна замена AN/ARC -51(A) на AN/ARC -144, которая отличается высокой стабильностью и точностью установки частоты. Она имеет 7000 каналов связи (при диапазоне рабочих частот 225-400 МГц разнос между фиксированными частотами составляет 25 кГц) и может работать либо в режиме амплитудной, либо в режиме частотной модуляции.

Аппаратура цифровой двусторонней автоматической связи AN/ASN-27B входит в состав системы управления перехватом воздушных целей и обеспечивает передачу на

самолет данных воздушной обстановки в районе действия истребителя (в радиусе до 300 км от него) с последующим отображением на индикаторе тактической обстановки. С самолета на авианосец (корабль ПВО) передаются данные воздушной обстановки, получаемые с помощью прицельного бортового комплекса, а также полетные данные.

6.6. Разведывательное оборудование

Разведывательный вариант RF-I4 оборудован комплексной системой разведки AIRS, которая включает в себя аэрофотоаппараты, ИК-станции разведки, РЛС и телевизионные средства разведки.

Аэрофотооборудование RF-I4 позволяет вести воздушную разведку с малых и больших высот, днем и ночью, кадровыми, целевыми и панорамными АФА. Используется дневной панорамный АФА типа КА-77 и ночной панорамный АФА с лазерным подсветом. RF-I4 может оборудоваться для планово-перспективной съемки с малых высот при больших скоростях фотоаппаратами типа КА-101А и КС-87В. Предполагается установка ИК-станции разведки типа AN/ASS-2I, работающей в диапазоне высот 150-3000 м.

6.7. Система обеспечения жизнедеятельности экипажа

Для обеспечения кислородного питания экипажа самолета используется система кислородного питания (СКП) разомкнутого типа. Необходимый запас кислорода заключен в самолетном газификаторе жидкого кислорода.

В целях обеспечения летчика и оператора кислородом при покидании самолета в воздухе и снижения его на парашюте до безопасной (по условиям дыхания) высоты на катапультируемом кресле установлены баллоны со сжатым газообразным кислородом. От этих же баллонов обеспечивается аварийное питание экипажа кислородом при отказе основной системы.

В целом СКП не претерпела принципиальных изменений по сравнению с самолетами предшествующего поколения (типа F-4), за исключением системы аварийного питания кислородом.

6.8. Система электроснабжения

На самолете F-I4 в качестве первичной системы электроснабжения применена трехфазная система электроснабжения переменного тока стабильной частоты (400 Гц) напряжением $V_A/V_F = 200/115В$. Система имеет два канала генерирования (по числу авиадвигателей), мощность каждого из которых составляет 75 кВт. Генераторы приводятся во вращение от авиадвигателей посредством гидромеханических приводов, а охлаждение их осуществляется с помощью масла.

В качестве вторичной системы используется низковольтная система (28В) постоянного тока, питающаяся от первичной посредством выпрямительных установок. На самолете установлены две выпрямительные установки. Имеется также аварийный генератор постоянного и переменного тока с отдельным гидروприводом.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- Вооружение и система управления огнем самолета F-14. Военная авиация, ракетная и космическая техника, вып. 16, 1973, п/я А-1420.
- "Грумман" F-14 А "Томкэт". Справочная карта ЦАГИ, 1975.
- Летные характеристики самолета F-14 при больших углах атаки. Экспрессинформация, Авиастроение, № 29, 1975.
- Международная авиационно-космическая выставка в Фармборо 1976 г. Техническая информация, № 1-2, ОНТИ ЦАГИ, 1977.
- Многоцелевой палубный истребитель "Грумман" F-14 "Томкэт".
- Техническая информация, № 14, ОНТИ ЦАГИ, 1976.
- Палубная авиация США (обзор). Военная авиация, ракетная и космическая техника; № 3, 1977, ДСП, п/я А-1420.
- Палубный многоцелевой истребитель F-14 "Томкэт" ВВС США.
- Самолет "Грумман" F-14 "Томкэт". Техническая информация, № 1 ОНТИ ЦАГИ, 1974.
- Состояние работ по палубному истребителю F-14 ВМС США.
- Военная авиация, ракетная и космическая техника, вып. 3, 1974, п/я А-1420.
- Сравнительные тактико-технические данные современных зарубежных истребителей. Экспрессинформация, Авиастроение, № 27, 1976.
- Зарубежные управляемые ракеты. Техническая информация, ОНТИ ЦАГИ, № 15-16, 1979.
- Системы наведения ракет класса "воздух-поверхность". ДСП. Труды НИИ АС, № 167, 1982.
- Зарубежное тактическое управляемое оружие класса "воздух-поверхность" 80-90-х годов. (Обзор по материалам иностранной печати). Научно-информационный центр, 1982.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
1. НАЗНАЧЕНИЕ, ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА	3
2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	7
3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	11
3.1. Аэродинамические характеристики	—
3.2. Летно-технические характеристики	16
4. ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА	23
4.1. Средства поражения и варианты их применения	—
4.2. Прицельно-навигационная система	32
4.2.1. Многофункциональная РЛС AN/4WG-9	33
4.2.2. Инфракрасная система поиска и сопровождения	43
4.3. Система управления вооружением	44
5. СРЕДСТВА РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ (РЭБ)	45
5.1. Общая характеристика	—
5.2. Средства непосредственной радиоэлектронной разведки (НРЭР)	46
5.3. Станции активных помех (САП)	47
5.4. Устройства выброса средств РЭБ	48
6. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА	49
6.1. Состав бортового оборудования	—
6.2. Пилотажно-навигационный комплекс	54
6.3. Радионавигационное оборудование	58
6.4. Вычислительная система	60
6.5. Аппаратура радиосвязи	61
6.6. Разведывательное оборудование	62
6.7. Система обеспечения жизнедеятельности экипажа	—
6.8. Система электроснабжения	63
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	64

Некачественная печать вызвана слабой насыщенностью оригинала

Редактор *В.М. Корягин*
Технический редактор *Л.Н. Подольяк*
Корректоры *Э.В. Коновалова, Г.П. Яковлева*

Подписано в печать 11.04.83.
Формат 60x90/16. Бумага офсетная № 2. Печать офсетная.
Печ. л. 41/4. Усл. печ. л. 4,25. Усл. кр.-отт. 4,5. Уч.-изд. л. 4,46.
Изд. № 7/8733 дсп (б). Зак. 5157

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