

~~САГИ~~

НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Пассажирский самолет SAAB-Фэрчайлд SF.340 для местных и коротких авиалиний	1
Результаты летных испытаний самолёта F-14 с опытной системой управления на больших углах атаки	7
Радиоэлектронное оборудование палубного истребителя-бомбардировщика Макдоннелл-Дуглас — Нортроп F/A-18 „Хорнит“	22

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ
ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

УДК 629.735.33 (485+73) SAAB-Фэрчайлд SF.340

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ
АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ
ИНСТИТУТ
имени проф. Н. Е. Жуковского

№ 5 (1483)

Март 1984 г.

Издается с 1939 г.

ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ SAAB-ФЭРЧАЙЛД SF.340 ДЛЯ МЕСТНЫХ И КОРОТКИХ АВИАЛИНИЙ

В конце 1970-х годов в ряде стран Западной Европы, в США, Канаде и Бразилии начались исследования проектов нового поколения самолетов с ТВД для местных и коротких авиалиний. Эти самолеты рассчитаны на перевозку 35—50 пассажиров и предназначены для замены самолетов аналогичной пассажировместимости, созданных в 1950—1960-х годах. Новые самолеты должны обладать высокой экономичностью, иметь большие крейсерские скорости, высокую степень комфорта. При их разработке используются последние достижения в области аэродинамики, конструкционных материалов, силовых установок, электроники и т. д.

По расчетам зарубежных специалистов, к 1995 г. на мировой рынок может быть поставлено 1500—2000 самолетов на 30—50 мест (без учета социалистических стран).

К созданным в последнее время самолетам указанного класса относится самолет SF.340 (рис. 1 и 2), разработанный совместно шведской фирмой SAAB-Скания и американской фирмой Фэрчайлд Индастриз. В июне 1979 г. фирмы подписали соглашение о проведении исследований по оценке возможности осуществления проекта, а в январе

1980 г. они объявили о начале разработки самолета SF.340 [1].

Среди основных решавшихся проблем был выбор силовой установки. Фирмы рассмотрели три ТВД: Пратт-Уитни PW 100, Гаррет-Эрисерч ТРЕ 331 и Дженерал Электрик CT7. При выборе двигателя учитывались удельный расход топлива, вес, стоимость жизненного цикла, показатели технического обслуживания и возможность дальнейшего улучшения характеристик. В июне 1980 г. было объявлено, что в качестве силовой установки выбран ТВД CT7 [3].

В сентябре 1980 г. было объявлено об официальном начале программы самолета SF.340. Для его серийного выпуска, который будет осуществляться в Швеции, фирма SAAB решила в декабре 1980 г. начать постройку в г. Линчепинге нового цеха площадью 25 000 м², который был закончен в июле 1982 г. [2, 4].

Постройка первого опытного самолета SF.340 началась в ноябре 1981 г. и завершилась в конце октября 1982 г. Первый полет, продолжавшийся 1 ч 21 мин, состоялся 25 января 1983 г. [2, 5]. Всего в программе летных и сертификационных испытаний будут участвовать четыре самолета, которые

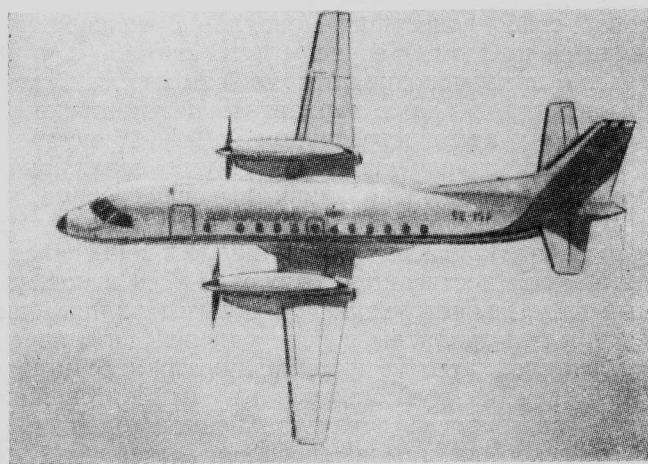


Рис. 1. Пассажирский самолет SAAB-Фэрчайлд SF.340
для местных и коротких авиалиний

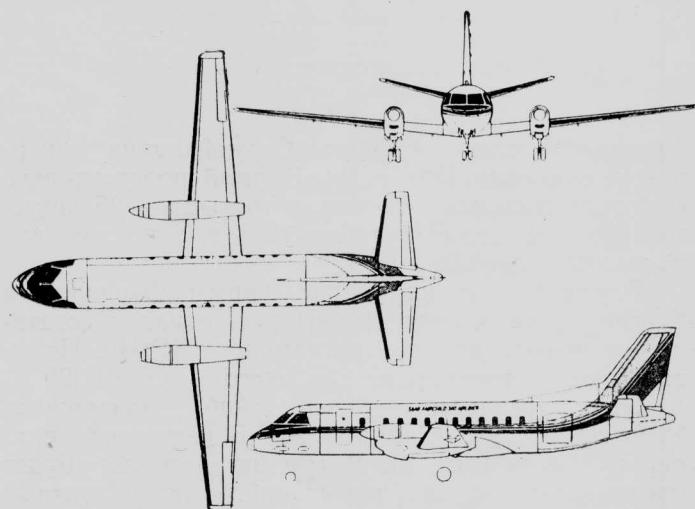


Рис. 2. Схема самолета SAAB-Фэрчайлд SF.340

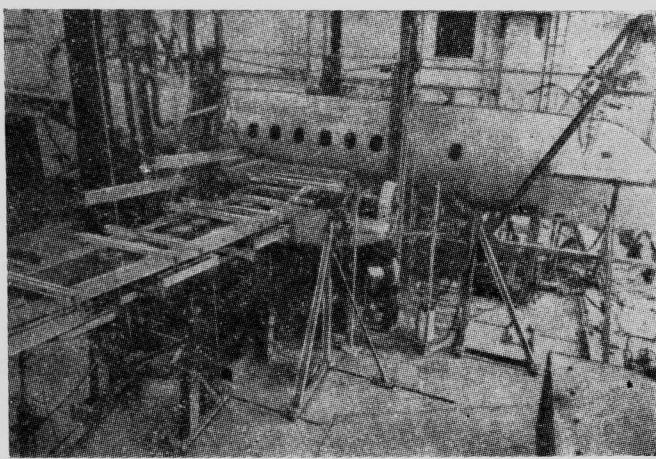
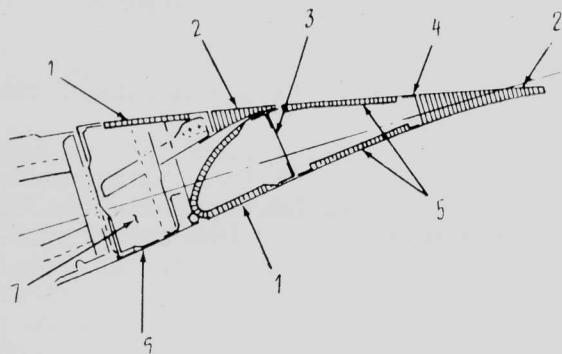


Рис. 3. Усталостные испытания планера самолета SF.340 на заводе фирмы SAAB



1—сотовая панель из материала номекс и КМ на основе волокон кевлара; 2—сотовый элемент конструкции из материала номекс и КМ на основе волокон кевлара; 3—алюминиевый лонжерон; 4—формованный алюминиевый лонжерон; 5—слоистые элементы конструкции с сотовым заполнителем из алюминиевого сплава; 6—подкрепленная панель обшивки из алюминиевого сплава; 7—нервюра из алюминиевого сплава



Рис. 6. Аэродинамические профили, предлагавшиеся для крыла самолета SF.340

должны налетать ~ 1200 ч. Сертификация завершится в апреле 1984 г. [6]. Первый полет второго самолета состоялся 11 мая, а третьего — 25 августа 1983 г. К концу октября 1983 г. три самолета налетали более 600 ч [6, 7, 8].

В мае 1983 г. на заводе фирмы Фэрчайлд в Фармингдейле (штат Нью-Йорк) начались статические испытания планера самолета SF.340. Испытания были рассчитаны на девять месяцев [9].

Для усталостных испытаний, начавшихся 12 сентября 1983 г., фирма SAAB изготовила планер самолета (рис. 3). В течение двух лет будет осуществлен цикл испытаний, эквивалентный 180 000 полетов (90 000 летных часов). После 60 000 ч заранее выбранные места конструкции бу-

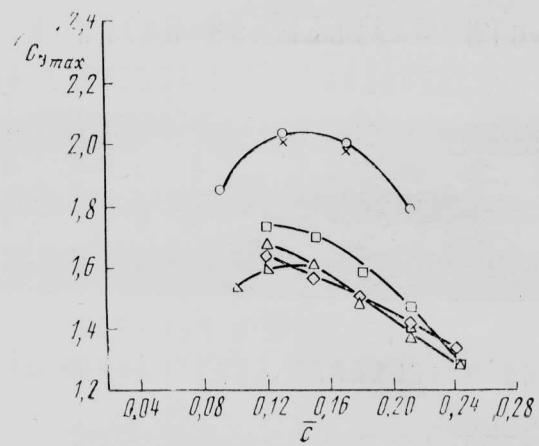


Рис. 7. Зависимость C_y от относительной толщины c рассмотренных профилей серии NASA (NACA) ($M=0,15$, $Re=6 \cdot 10^6$)

дут специально повреждены. К весне 1984 г. (срок начала поставок) объем усталостных испытаний составит 15 000 ч (30 000 полетов). Контроль за испытаниями осуществляется с помощью ЭВМ PDP 11/05 [10].

В конце августа 1983 г. опытный самолет SF.340 № 2 завершил программу летных испытаний в условиях жаркого климата и высокогорья, которая продолжалась в течение месяца в Испании. Самолет налетал 60 ч и совершил 80 посадок. Осуществлялись взлеты с высокорасположенных ВПП при температуре воздуха 35°C [11].

К осени 1983 г. заказано 90 самолетов SF.340, из которых половина — для авиакомпаний США. К концу 1984 г. предполагается построить 24 самолета, в 1985 г. — 50, в 1986 г. — 63 и в 1987 г. — 72 самолета [4]. Первый самолет будет поставлен в апреле 1984 г. швейцарской авиакомпанией Крос-сэр [12].

Фирмы SAAB и Фэрчайлд предполагают продать 400—600 самолетов SF.340. Безубыточность программы будет достигнута при выпуске 200 самолетов [2]. Стоимость разработки самолета ~ 175 млн. долл., цена 5,25 млн. долл. [15].

Самолет SAAB-Фэрчайлд SF.340 представляет собой свободнонесущий моноплан с низкорасположенным крылом. На рис. 4 (см. стр. 16—17) приведена компоновочная схема самолета. Самолет разработан в двух вариантах: пассажирском на 34 места и административном на 12—16 мест.

Крыло трапециевидное с двумя лонжеронами, ориентированными по линиям 15 и 63% хорд, конструктивно состоит из двух консолей, которыестыкаются под фюзеляжем по продольной оси самолета. Этим достигаются снижение веса и повышенный ресурс конструкции. Верхняя и нижняя обшивки крыла выполнены в виде панелей с приклешенными накладками и штампованными стрингерами [3]. Объем между лонжеронами (от бортовой нервюры до элерона) занят топливными баками. Передняя кромка крыла способна выдержать удар птицы [2].

Крыло выполнено в основном из алюминиевого сплава 2024/7075 [4]. Зализ крыла изготовлен из

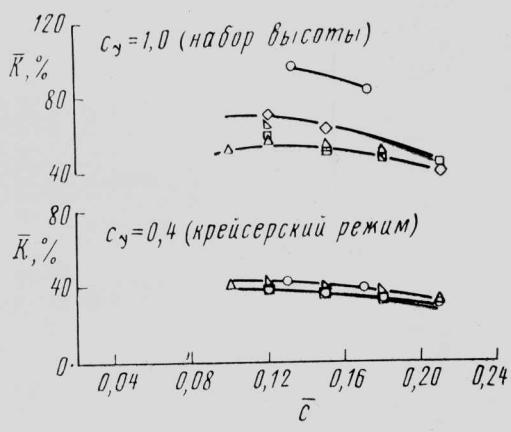


Рис. 8. Зависимость аэродинамического качества профилей серии NASA (NACA) от их относительной толщины c

композиционного материала на основе волокон кевлара. Композиционные материалы используются также в конструкции закрылков (рис. 5).

При разработке крыла фирмы SAAB и Фэрчайлд решили использовать такой профиль, который обеспечивал бы крылу высокие аэродинамические характеристики и достаточный объем для размещения топливных баков. Исследовались профили, разработанные в НИЦ им. Лэнгли (NASA) и рассчитанные на малые и средние скорости. Наилучшим для самолета SF.340 оказался профиль MS (1)-0313 (рис. 6). На рис. 7 сравниваются максимальные коэффициенты подъемной силы обычных профилей серии NACA и усовершенствованных профилей NASA в зависимости от относительной толщины профиля при числе $M=0,15$. Видно, что новые профили значительно превосходят профили серии NACA (при $c=0,16$ разница в значениях $c_{y \max}$ достигает 28%). Аэродинамическое качество профилей в зависимости от c на режиме набора высоты и в крейсерском полете представлено на рис. 8. При наборе высоты профили NASA имеют аэродинамическое качество на 31–55% выше, чем у профилей NACA, а в крейсерском полете они имеют незначительное преимущество. На рис. 9 сравниваются моментные характеристики обычных, малоскоростных и среднескоростных профилей. Большое значение $c_{y \max}$ обычно связано с большой величиной момента тангажа, однако для профилей серии MS при $c_{y \max}=2,05$ значение $m_{z 0}$ составляет лишь –0,08.

Исследования позволили определить оптимальную толщину крыла, при которой достигается требуемый объем топливных баков, малый вес конструкции, высокие крейсерские характеристики и низкие значения ПЭР. При расчете стоимость 1 л топлива принималась равной 0,2 и 0,4 долл. При низкой стоимости топлива относительная толщина профиля мало влияла на ПЭР, однако при больших ценах величина ПЭР постепенно увеличивается с ростом c сверх 0,16. Для самолета SF.340 оптимальным оказалось значение c , равное 0,14.

Форма крыла в плане также оптимизировалась с помощью ЭВМ с учетом особенностей эксплуатации — несколько промежуточных посадок в типо-

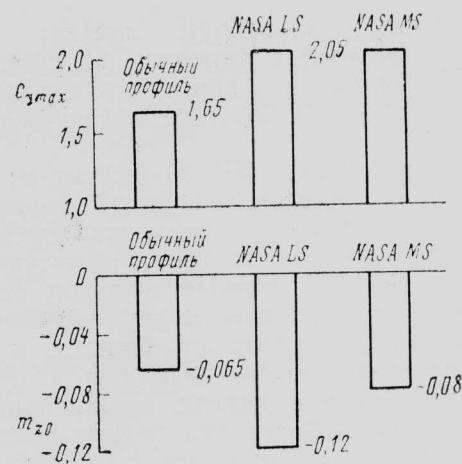
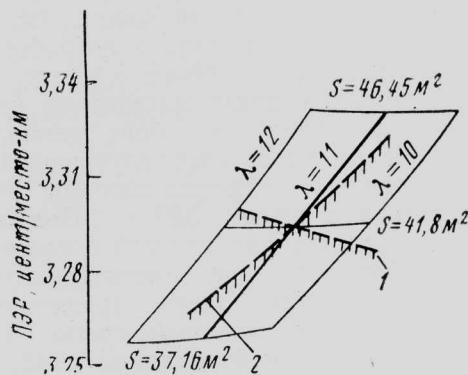


Рис. 9. Сравнение коэффициентов $c_{y \max}$ и $m_{z 0}$ для различных типов профилей



1—длина посадочной дорожки (на уровне моря, МСА); 2—второй сегмент траектории набора высоты ($H=1525$ м, МСА $+30^{\circ}\text{C}$)

Рис. 10. Процесс оптимизации формы крыла в плане (двигатели Дженерал Электрик CT7-5, условия МСА, $H=4570$ м, полет по маршруту 4×190 км)

вом рейсе. Процесс оптимизации формы крыла в плане показан на рис. 10.

При определении размеров крыла самолета SF.340 учитывались два основных требования: выполнение посадки при максимальном посадочном весе на уровне моря в условиях МСА и набор высоты при одном неработающем двигателе с ВПП, расположенной на высоте 1525 м над уровнем моря, в условиях МСА $+30^{\circ}\text{C}$. Фирмы рассмотрели несколько вариантов системы механизации крыла. С целью обеспечения простоты конструкции были выбраны однощелевые закрылки с внешними шарнирами и гидравлическим приводом. Площадь закрылков $8,07 \text{ m}^2$ [2, 4].

Максимальный посадочный вес был определен из условия выполнения полета по маршруту с четырьмя посадками через 190 км, а взлетный вес при одном неработающем ТВД — из условия полета на расстояние 320 км. Размеры самолета, таким образом, обеспечивают минимальные ПЭР при полетах с промежуточными посадками через 190 км с максимальной пассажирской нагрузкой и резервами топлива на 45 мин полета и полет на запасной аэродром на расстояние 160 км.

В результате оптимизации с учетом вышеуказанных требований фирмы определили следующие

геометрические параметры крыла: площадь $41,8 \text{ м}^2$, относительное удлинение 11, сужение 2,67, относительная толщина профиля в корневой части 0,16, на конце — 0,12 [2]. Аэродинамическая крутка крыла 3° [14].

Фюзеляж самолета SF.340 состоит из трех основных секций: носовой (с кабиной экипажа), центральной и хвостовой (с багажным отсеком). Носовая и хвостовая секции имеют обычную полумоноковую конструкцию. Центральная секция состоит из верхней, нижней и двух боковых панелей. Эти панели состоят из обшивки, к которой приклеены усиливающие накладки и стрингеры. Кроме того, боковые панели имеют приклевые рамы окон. При сборке все четыре панели с помощью заклепок соединяются с силовыми шпангоутами и друг с другом [2].

В пассажирской кабине установлено 10 рядов пассажирских кресел по схеме 2+1 и один ряд в четыре кресла в задней части кабины [3]. Для самолета SF.340 были специально разработаны новые пассажирские кресла весом 5,44 кгс, изготовленные из композиционных материалов на основе волокон кевлара. Кресла в кабине установлены с шагом 0,76 м, однако за счет улучшенной формы достигается степень комфорта как при установке обычных кресел с шагом 0,81 м. Под креслом имеется пространство для ручного багажа [2].

С левого борта передней части кабины расположена пассажирская дверь (размером $1,6 \times 0,69 \text{ м}$) с отдельным откидным трапом. С правого борта имеется служебная дверь ($1,32 \times 0,51 \text{ м}$). В хвостовой части фюзеляжа слева находится грузовая дверь ($1,29 \times 1,35 \text{ м}$). Над крылом расположены с обеих сторон фюзеляжа аварийные выходы ($0,91 \times 0,51 \text{ м}$) [4].

Ширина пассажирской кабины 2,16 м, высота по проходу 1,83 м. Большие окна обеспечивают хороший обзор. Над каждым местом установлена панель сигнализации с лампой и индивидуальным вентилятором. В передней части кабины расположены туалет, гардероб и буфет.

В хвостовой части фюзеляжа находится отсек объемом $6,37 \text{ м}^3$, который имеет с левого борта большую грузовую дверь. Перегородка, разделяющая багажный отсек и пассажирскую кабину, может перемещаться, позволяя быстро переоборудовать самолет в грузопассажирский вариант [2].

Для горизонтального оперения выбран недавно разработанный в НИЦ им. Эймса (NASA) симметричный аэродинамический профиль 64012 мод. В, который, как и профиль NACA 64012, имеет затупленный носок. Новый профиль имеет более высокий коэффициент подъемной силы $c_{y,\max}$ и отдаленную границу срыва, что позволяет повысить эффективность горизонтального оперения. Применение симметричного профиля упрощает технологию изготовления и удешевляет конструкцию.

На рис. 11 показаны геометрические характеристики и распределение давления по хорде профиля NACA 64012 мод. В.

Стабилизатор и киль имеют сотовую конструкцию с заполнителем из алюминиевого сплава. Площадь стабилизатора $13,3 \text{ м}^2$, киля (включая форкиль) $8,07 \text{ м}^2$. Рули высоты (площадь $3,46 \text{ м}^2$) и руль направления (площадь $2,72 \text{ м}^2$) изготовлены из композиционного материала на основе волокон

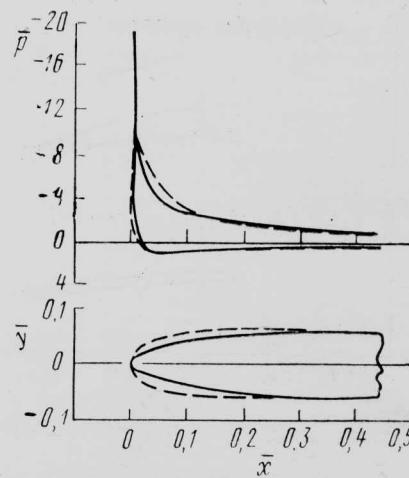


Рис. 11. Характеристики аэродинамических профилей NACA 64012 и 64012 мод. В (— — —)

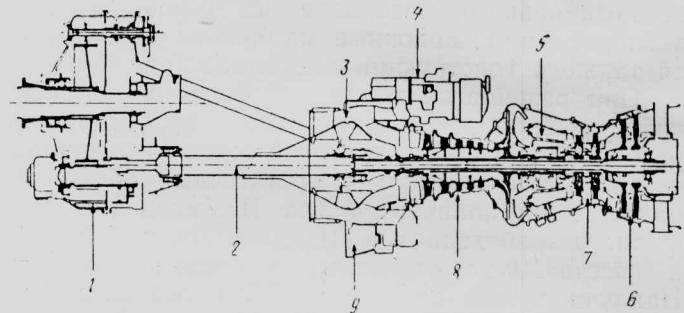


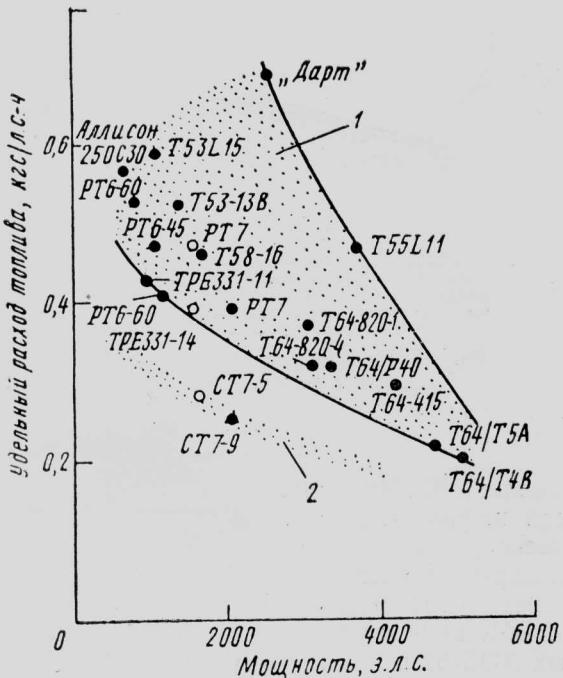
Рис. 12. Схема ТВД Дженерал Электрик СТ7

кевлара; носки рулей — из стеклопластика. Все рули имеют триммеры.

Система управления самолета безбустерного типа. Для поперечного управления служат элероны (общая площадь $2,12 \text{ м}^2$). Каждый элерон имеет сервотриммер с электроприводом. Элероны изготовлены из композиционного материала на основе волокон кевлара. Путевое и продольное управление осуществляется рулями направления и высоты [4].

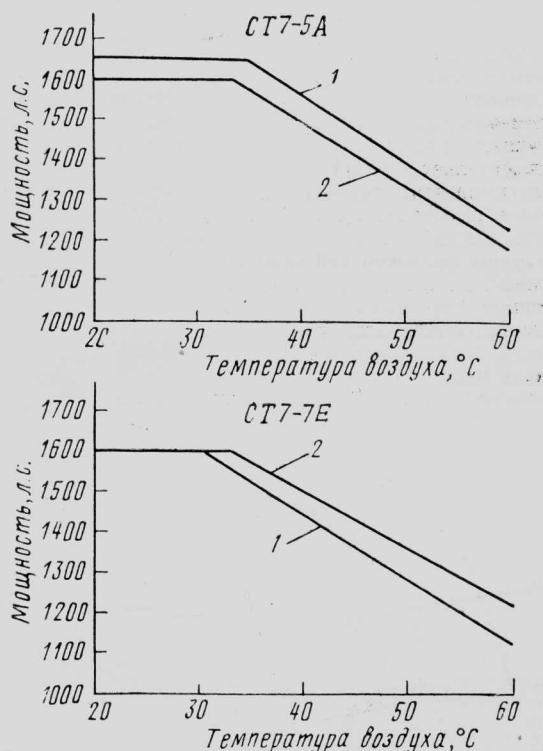
Трехколесное шасси самолета имеет стойки со спаренными колесами. Передняя стойка управляемая; угол поворота от педалей $\pm 60^\circ$. Имеется гаситель автоколебаний. Стойка убирается вперед. Основные стойки убираются вперед в гондолы ТВД. На передней стойке установлены пневматики размером $18 \times 6,0 - 6$ (давление $1,52 \text{ кгс}/\text{см}^2$), а на основных — пневматики размером $24 \times 7,7 - 10$ (давление $2,77 \text{ кгс}/\text{см}^2$). Колеса основных стоек имеют дисковые тормоза фирмы Гудъир с автоматами торможения [13]. В октябре 1983 г. фирма Гудъир получила контракт на производство тормозов из композиционного материала на основе волокон углерода. Новые тормоза весят 63 кгс, что приведет к уменьшению веса планера на ~ 33 кгс и значительному сокращению расходов на обслуживание [16].

Самолет SF.340 оснащен двумя ТВД Дженерал Электрик СТ7, которые являются гражданским ва-



1—двигатели, созданные до появления семейства ТВД Дженерал Электрик T700 и СТ7; 2—совершенствованные двигатели фирмы Дженерал Электрик

Рис. 13. Удельный расход топлива современных зарубежных ТВД ($H=0$, условия МСА)



1—взлетный вес; 2—максимальный крейсерский режим (при одном неработающем двигателе)

Рис. 14. Характеристики ТВД Дженерал Электрик СТ7-5А и СТ7-7Е

риантом военного ГТД Т700*. Двигатель СТ7 модульного типа (рис. 12); имеет комбинированный компрессор (пять осевых и одна центробежная ступень),

* ГТД Т700, разработка которого началась в 1970 г., используется на вертолетах Сикорский UH-60A и SH-60B, Хьюз AH-64, Bell 214 ST. Мощность двигателя ~1700 л. с. Прим. ред.

две ступени сжатия, прямоточную камеру сгорания, двухступенчатые турбины высокого и низкого давления. В отличие от двигателя Т700 гражданский ТВД имеет редуктор. Воздухозаборник, изготовленный из композиционного материала на основе волокон кевлара, имеет защиту от повреждений посторонними предметами [13].

При разработке ТВД СТ7 было уделено внимание снижению удельного расхода топлива. Уменьшение расхода топлива по сравнению с другими рассмотренными ТВД (рис. 13) было достигнуто за счет увеличения степени повышения давления и температуры газов перед турбиной [2].

На самолете используются два варианта двигателя: СТ7-5А (пассажирский вариант самолета) и СТ7-7Е (административный вариант самолета). Оба варианта идентичны по конструкции, но имеют некоторые различия в характеристиках (рис. 14).

Стендовые испытания ТВД СТ7 начались в декабре 1981 г. Летные испытания (объем 71 ч) были проведены на самолете-летеющей лаборатории Гольфстрим Аэроспейс «Гольфстрим» G1 [13].

Характеристика ТВД Дженерал Электрик СТ7 [13] (для условий МСА)

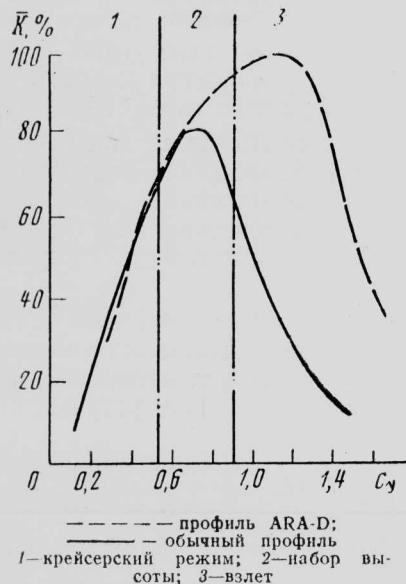
Вариант двигателя	СТ7-5А	СТ7-7Е
Мощность, э. л. с.:		
взлетная	1699	1668
на крейсерском режиме ($H < 4570$ м)	1476	1476
на крейсерском режиме ($H > 4570$ м)	1655	1668
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кгс/л. с.-ч	0,211	—
Степень повышения давления		17
Вес сухого, кгс	306	
Длина двигателя, м	1,84	
Максимальная ширина, м	0,635	

Двигатель приводит четырехлопастной воздушный винт Дауни Ротол R320 диаметром 3,2 м [4]. Скорость вращения винта 1384 об/мин [1]. Кок винта и лопасти изготовлены из композиционного материала. Использование стеклопластиковых лопастей позволит снизить вес конструкции самолета на 54 кгс [14]. В конструкции лопастей используется новый профиль ARA-D (рис. 15). Особенностью нового профиля является скругленный носок, что обеспечивает высокую стойкость к повреждению посторонними предметами. Новый профиль обеспечивает воздушному винту повышенный КПД и более широкий диапазон рабочих режимов, чем обычные профили типа NACA 16 (рис. 16). На рис. 17 показано сечение лопасти воздушного винта самолета SF-340.

Особенностью силовой установки является также наличие тормоза винта, что позволяет использовать правый ТВД на земле в качестве ВСУ.



Рис. 15. Сравнение профилей лопастей воздушных винтов ARA-D и NACA 16

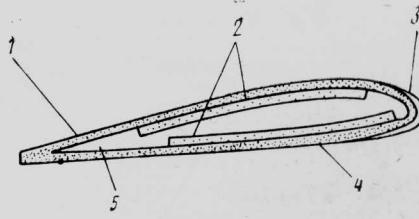


1—крейсерский режим; 2—набор высоты; 3—взлет

Рис. 16. Сравнение характеристик воздушных винтов с обычными профилями лопастей и профилем ARA-D по аэродинамическому качеству

Фирмы SAAB и Фэрчайлд разработали новую легкую монококовую конструкцию гондолы ТВД (рис. 18) [1].

Топливо на самолете располагается в четырех баках в консолях крыла. Общий запас топлива 3330 л. Заправка осуществляется под давлением через одну заправочную горловину с нижней поверхности правой консоли крыла. Кроме этого на верхней поверхности каждой консоли имеются горловины для заправки топливом самотеком.



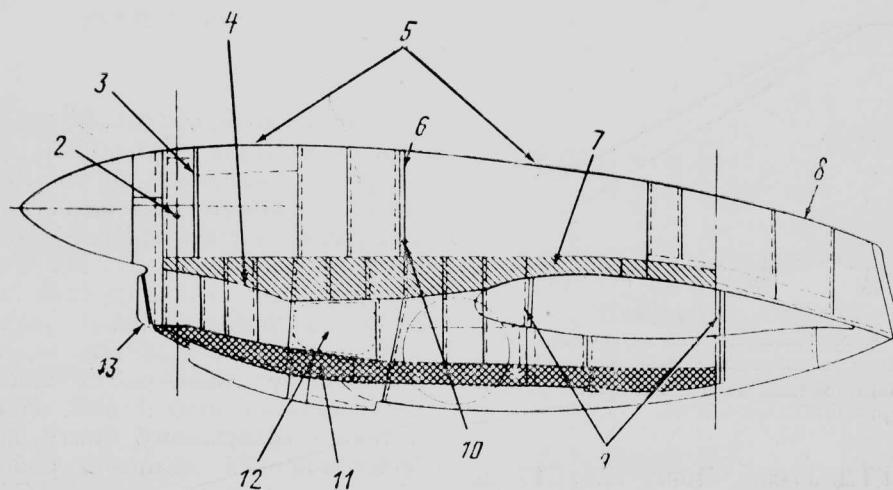
1—обшивка из стеклопластика; 2—лонжероны из углепластика; 3—защитная накладка на носок лопасти; 4—полиуретановое покрытие; 5—заполнитель из пенополиуретана

Рис. 17. Сечение лопасти воздушного винта самолета SF.340

Самолет SF.340 оснащен комплексной электронной цифровой системой директорного и автоматического управления FGAS (Flight Guidance and Autopilot System) фирмы Коллинз. Она включает систему вертикальной навигации VNI-80B с мини-ЭВМ, цифровую систему обработки летных данных ADS-81 и комплекс цифровых электронных пилотажно-навигационных приборов EFIS-86 с четырьмя индикаторами на цветных ЭЛТ (рис. 19) с размером экрана 127×152 мм [14].

Характеристика самолета SAAB-Фэрчайлд SF.340 [4]

Длина самолета	19,71 м
Высота самолета	6,86 "
Размах крыла	21,44 "
Корневая хорда	2,84 "
Концевая хорда	1,06 "
Площадь крыла	41,81 м ²
Относительное удлинение крыла	11
Максимальный диаметр фюзеляжа	2,31 м
Колея шасси	6,7 "
База шасси	7,27 "
Размеры пассажирской кабины:	
длина	10,57 м
ширина (максимальная)	2,16 "
высота (максимальная)	1,83 "
объем багажного отсека	6,4 м ³
Число мест:	
экипажа	2–3



1—ось воздушного винта; 2—передний узел крепления двигателя; 3—шпангоут из стали и титанового сплава; 4—титановая противопожарная перегородка; 5—съемные панели (обшивка из алюминиевого сплава с ребрами жесткости из титанового сплава); 6—титановый шпангоут; 7—верхний лонжерон из стали и титанового сплава; 8—алюминиевый обтекатель; 9—узлы крепления гондолы к переднему и заднему лонжеронам крыла; 10—задний узел крепления двигателя; 11—нижний лонжерон из алюминиевого сплава; 12—нижняя обшивка и съемные створки из алюминиевого сплава; 13—канал воздухозаборника (КМ на основе волокон кевлара, керамическое покрытие)

Рис. 18. Конструкция гондолы ТВД самолета SF.340

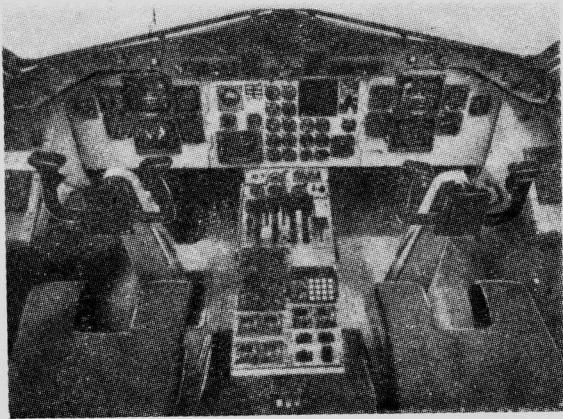


Рис. 19. Приборная доска кабины экипажа самолета SF.340

пассажиров
в административном варианте 12—16
в пассажирском варианте 34 (при расстоянии между рядами 0,76 м)

Двигатели

Число и тип 2 ТВД Джеперал 2 ТВД Джеперал
Электрик CT7-7Е Электрик CT7-5A

Взлетная мощность, л. с. 2×1699 2×1668

Веса и нагрузки

Максимальный взлетный вес 11 795 кгс

Вес пустого спаренного 7 195 "

Максимальный вес без топлива 10 430 "

Максимальный вес топлива (3330 л) 2 675 "

Платная нагрузка

нормальная (34 пассажира) 2 475 "

максимальная 3 246 "

Максимальный посадочный вес 11 570 "

Удельные нагрузки

на крыло 272 кгс/м²

на взлетную мощность 3,68 кгс/л. с.

Летные данные

Максимальная крейсерская скорость на высоте 4570 м 510 км/ч

Экономическая крейсерская скорость на высоте 7620 м	430 км/ч
Скорость при заходе на посадку	156 "
Максимальная скороподъемность (на уровне моря)	9,15 м/с
Практический потолок	7620 м
Дальность полета (с резервами топлива для полета на запасной аэродром на расстояние 185 км и ожидание посадки в течение 45 мин)	
с максимальной платной нагрузкой	1685 км
с максимальным запасом топлива	3240 "
Длина посадочной дорожки (МСА, $H=0$)	1160 м
Длина взлетной дорожки (МСА, $H=0$)	1175 "
Уровень шума (по нормам FAR 36)	
при взлете	86 EPN дБ
в стороне от дорожки	91,7 "
при заходе на посадку	93,9 "

1. Whitaker R. SF.340: new generation commuter, Flight International, 1982, v. 122, 30/X, N 3834, p. 1274—1280.

2. Sanatori R. J., Honczarenko G. Advanced technology for the SAAB-Fairchild 340 aircraft. SAE Paper N 820729.

3. SAAB-Fairchild 340 . . . transatlantic frontrunner. Air International, 1983, v. 24, VI, N 6, p. 267—274, 295.

4. Air Force Magazine, 1983, v. 66, VI, N 6, p. 132—133.

5. Flight International, 1983, v. 123, 5/II, N 3848, p. 298.

6. Interavia Air Letter, 1983, 7/XI, N 10377, p. 6.

7. Flight International, 1983, v. 123, 21/V, N 3863, p. 1368.

8. Interavia Air Letter, 1983, 6/IX, N 10334, p. 5.

9. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 16/V, N 20, p. 31.

10. Interavia Air Letter, 1983, 22/IX, N 10345, p. 6.

11. Flight International, 1983, v. 124, 27/VIII, N 3877, p. 539.

12. Interavia Air Letter, 1982, 28/X, N 10117, p. 1—2.

13. Moхон J. CT7: power for the new commuters. Flight International, 1983, v. 124, 17/IX, N 3880, p. 756—760.

14. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 17/V, N 20, p. 61—62, 65—66, 69—70.

15. Air et Cosmos, 1983, 17/IX, N 967, p. 11.

16. Flight International, 1983, v. 124, 22/X, N 3885, p. 1112.

Референты В. В. Беляев, О. Г. Комарова.

УДК 629.735.33 : 746.3.018.7 (73) Грумман F-14

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТА F-14 С ОПЫТНОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ*

Одним из основных требований, предъявляемых к современным тактическим истребителям, является обеспечение маневрирования в широком диапазоне углов атаки, часто значительно превосходящих углы атаки, соответствующие максимальному значению коэффициента подъемной силы $c_y \text{max}$. При этом самолет должен обладать хорошими характеристиками устойчивости и управляемости даже при закритических углах атаки, которые достигаются в течение короткого промежутка времени при выполнении форсированных маневров. Однако выход самолета на большие углы атаки сопровождается значительным ухудшением аэродинамических характеристик и появлением целого ряда нежелательных явлений, среди которых следует отметить обратную реакцию самолета по крену на

* Gera J., Wilson R. J. and Enevoldson E. K. Flight test experience with high- α control system techniques on the F-14 airplane.

AIAA Paper N 81—2505.

отклонение органов поперечного управления, развитие апериодической либо колебательной неустойчивости бокового движения, полную потерю управляемости на значительный период времени, сваливание и штопор. Хотя в последние годы наметился заметный прогресс в борьбе с этими явлениями средствами аэродинамики, понимание их фундаментальных физических причин еще не достигнуто. В связи с этим в настоящее время представляется наиболее рациональным обеспечивать потребные характеристики устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки посредством использования высокоавтоматизированных электродистанционных систем управления.

NASA и ВМС США провели совместное исследование одной из таких систем применительно к палубному истребителю Грумман F-14, который при предельно больших α имел вполне удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости в продольном канале, но нуждался в

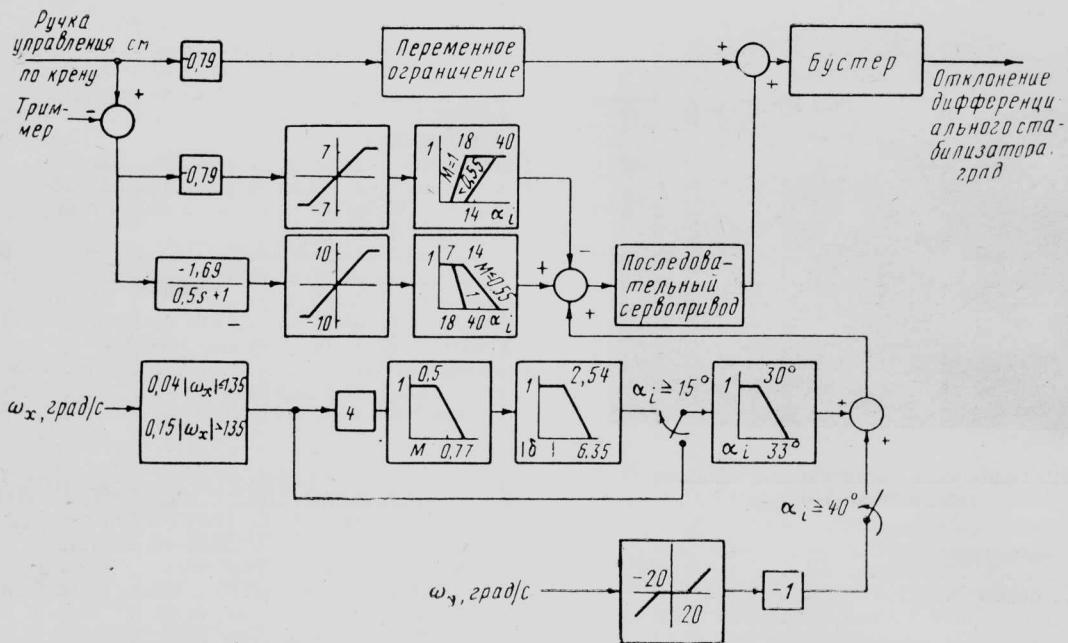


Рис. 1. Блок-схема канала крена системы улучшения устойчивости и управляемости NASA (a_i — угол атаки по прибору, связанный с истинным углом атаки соотношением $a = 0,856 a_i + 0,178$; δ — перемещение педалей руля направления, см)

значительном улучшении динамики бокового движения. Программа работ включала в себя испытания моделей самолета в аэродинамических трубах, стендовое моделирование и летные испытания самолета F-14, оборудованного созданной NASA системой улучшения поперечно-путевой устойчивости при больших углах атаки RSAS (lateral-directional stability augmentation system).

Экспериментальный самолет F-14 с крылом изменяемой стреловидности отличался от серийного истребителя:

опытной системой управления;
аварийным противоштопорным парашютом в хвостовой части фюзеляжа;

двумя раскрывающимися поверхностями на передней части фюзеляжа (типа переднего горизонтального оперения), облегчающими выход самолета из штопора;

резервной системой управления (без сигналов обратных связей), обеспечивающей отклонение дифференциального стабилизатора на 12° ;

длинной носовой штангой с датчиками углов атаки и скольжения;

вспомогательной аккумуляторной батареей для питания систем управления и энергетического обеспечения гидроприводов дифференциального стабилизатора и руля направления на случай отказа обоих двигателей.

Система RSAS состоит из систем улучшения устойчивости SAS (stability augmentation system) по трем каналам управления. Система SAS продольного канала была серийной, а системы поперечного и путевого каналов значительно отличались от серийных вариантов как функционально, так и по составу оборудования. На рис. 1 и 2 приводятся блок-схемы каналов крена и рыскания соответственно. При углах атаки $\leq 10^\circ$ в системе SAS канала крена используется демпфер крена с малым передаточным коэффициентом и усиленный командный сигнал; в канале рыскания используется обычный демпфер рыскания и обратная

связь по угловому поперечному ускорению для обеспечения координированного разворота. При $a > 10^\circ$ в канал руля направления дополнительно подключается: для координации разворота — перекрестная связь от ручки управления по крену к рулю направления, а для лучшего демпфирования составляющей бокового движения типа «голландский шаг» — сигнал по угловой скорости крена. При $a \geq 15^\circ$ передаточный коэффициент демпфера крена увеличивается в 4 раза. В том случае, когда управление по крену осуществляется с использованием руля направления, величина коэффициента обратной связи по угловой скорости ω_x и в демпфере крена уменьшается при ходе педалей свыше $2,5$ см (рис. 2). Следует заметить, что с ростом угла атаки эффективность дифференциального стабилизатора снижается и управление по крену осуществляется, главным образом, благодаря скольжению, т. е. за счет момента $M_x(\beta)$. Поскольку уменьшение эффективности дифференциального стабилизатора наблюдается и с ростом числа M (при малых a), передаточные коэффициенты в демпфере крена и в цепи сигнала от ручки управления по крену к стабилизатору меняются в функции числа M . При углах атаки $\geq 40^\circ$ в канал крена вводится сигнал обратной связи по угловой скорости рыскания, так как в результате аэродинамических штопорных испытаний было показано, что отклонение ручки для создания крена в направлении угловой скорости рыскания способствует успешному выводу самолета из штопора.

С целью экономии экспериментальная система RSAS была создана на базе серийной аппаратуры.

Экспериментальный самолет был оборудован системой регистрации 110 параметров, которая предварительно прошла проверку в специальных летных испытаниях.

В полете изменение положения предкрылок, маневренных щитков и крыла осуществлялось автоматически. При всех маневрах, за исключением тех, где оценивалась асимметрия в тяге двигателей,

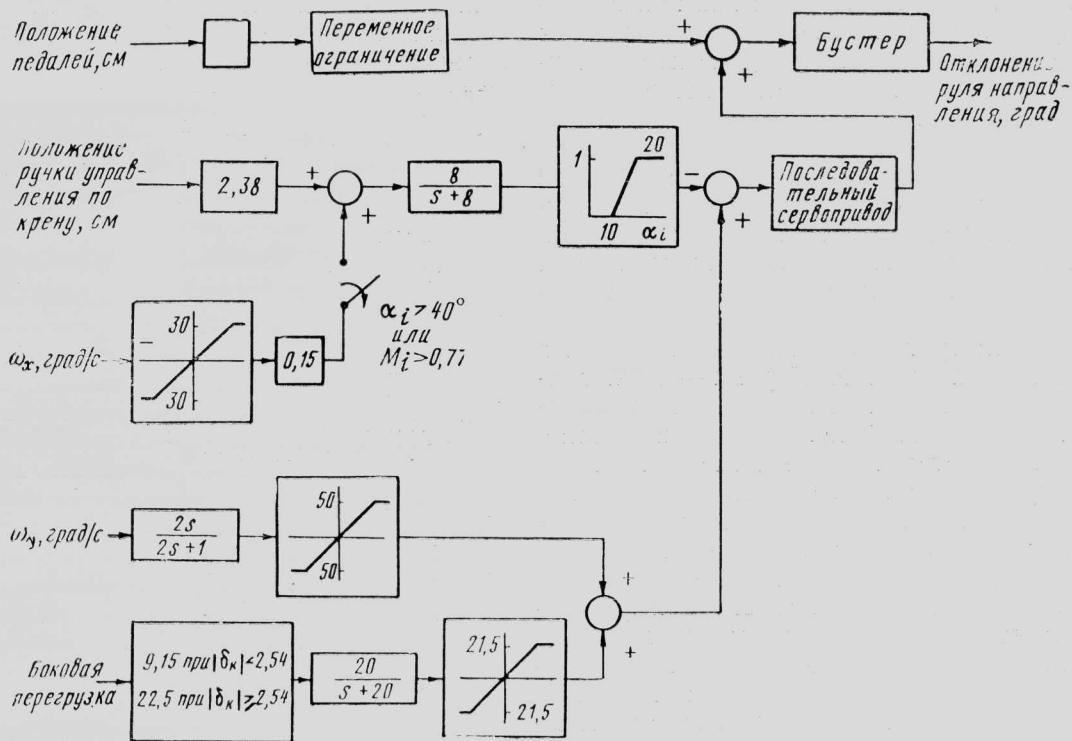


Рис. 2. Блок-схема канала рыскания системы NASA (δ_x — положение ручки управления по крену)

Вес и установка

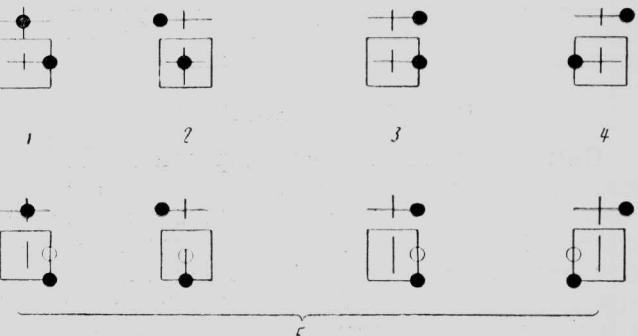
Внешние подвески	Максимальный вес (без топлива), Н	Центровка (без топлива), % СЛХ
Отсутствуют	198 449	14,2
Отсутствуют	194 997	17,3
Симметричная нагрузка (УР и два пустых топливных бака на 1000 л)	223 225	9,4

двигатели работали в режиме максимальной тяги либо на форсаже.

ОСНОВНЫЕ ЦЕЛИ ПРОГРАММЫ

Поскольку летные характеристики самолета F-14 при больших углах атаки уже оценивались ранее ВМС и фирмой Грумман, в описываемой программе основное внимание было сосредоточено на оценке боковой управляемости при больших α и сопротивляемости сваливанию и штопору самолета с новой системой управления, главным образом в дозвуковой области чисел M , при различных центровках, подвесных грузах и в условиях большой тяговой асимметрии.

Испытания преследовали цель оценить границы управляемости самолета и возможности системы RSAS в автоматическом предотвращении штопора. Значительный интерес представляло также определение необходимых для вывода из сваливания или штопора положений органов управления. Однако в программе не предусматривалось детальное изучение характеристик полностью развивавшегося штопора, так как результаты испытаний моделей самолета в штопорных аэродинамических трубах указали на возможность успешного вывода самолета из штопора только при наличии дополнительных



1 — руль управления вправо; 2 — руль направления влево; 3 — координированно отклоненные рули; 4 — перекрестно отклоненные рули; 5 — все, как на верхних позициях, за исключением того, что руль управления по тандему был отключен полностью «на себя»

Рис. 3. Варианты отклонений рулей управления

тельных передних аэродинамических поверхностей на фюзеляже, использовании противоштопорного парашюта и максимального отклонения (12°) дифференциального стабилизатора.

Для того чтобы оценить сопротивляемость самолета сваливанию и штопору, использовался подход, согласно которому влияние неправильных либо даже усугубляющих ситуацию действий рулями при выводе из сваливания или при потере управляемости оценивалось в наиболее динамичных маневрах. Поскольку самолет F-14 не имеет явно выраженного угла атаки начала сваливания, имитация ошибочной реакции летчика осуществлялась при трех значениях α : $18, 25^\circ$ и в некоторых случаях при углах атаки, соответствующих полному отклонению ручки управления по тандему «на себя». Выход на эти углы оценивался как плавно ($\alpha < 1$ град/с), так и с максимально возможным темпом изменения угла атаки.

В испытаниях использовалось восемь вариантов отклонений рулей управления, каждое из которых схематически показано на рис. 3. В полетах выпол-

нялись маневры типа «горка» до минимально возможной скорости, торможение со сверхзвуковых скоростей на постоянной высоте, режимы на максимальное гирокопическое взаимодействие. Последние реализовывались в процессе выполнения резкого вертикального маневра, когда быстрым отклонением ручки по крену на полный ход при $\alpha \approx 5^\circ$ достигалась скорость крена, близкая к максимально возможной. В некоторых случаях дополнительно отклонялся руль направления на полный ход в направлении гирокопического момента рыскания.

Эффект асимметрии тяги двигателей изучался при двух вариантах отказов. Первый — неожиданный срыв в двигателе, который следовал через некоторое время после ошибочных действий рулями, второй — срыв в двигателе, вызванный действиями летчика, усугубляющими критическую ситуацию. Оба вида отказа могли моделироваться на стенде и выполнялись только применительно к «чистой» (без подвесок) конфигурации самолета.

Исследование динамики самолета при различных видах маневров планировалось провести во всей области дозвуковых режимов полета. Приближение к наиболее опасным режимам намечалось выполнять постепенно, с небольшими отклонениями рулей в течение короткого времени. Моделирование на пилотажных стендах позволило осуществить намеченный объем испытаний без какого-либо компромисса между безопасностью полетов и поставленными целями.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Оценка результатов моделирования. Поскольку результаты моделирования использовались при подготовке и проведении летных испытаний, необходимо было определить его соответствие натуральным процессам. На рис. 4 показан типичный пример переходных процессов, полученных на стенде и в полете, на максимальную дачу ручкой управления по крену ($\alpha=19^\circ$) при выполнении набора высоты из перевернутого положения. Условия моделирования до момента отклонения руля (в тек-

чение 5 с) были теми же, что и в полете; затем выполнялись действия рулями и РУД, идентичные полетным. Сравнение переходных процессов, полученных в полете и в наземном эксперименте, показывает хорошее количественное соответствие результатов. Некоторые из производных устойчивости подвергались довольно сильным изменениям, обусловленным главным образом нелинейностями, имевшими место при маневрах с большими амплитудами. Примеры таких производных m_x^{β} , m_x^{α} , m_y^{α} для «чистой» конфигурации приведены на рис. 5—7. На рис. 8 иллюстрируется влияние изменений, проведенных в аэродинамической модели самолета, на характер переходных процессов при ступенчатом отклонении дифференциального стабилизатора.

Область испытаний. Одна из целей данной работы, заключающаяся в определении границ управляемости самолета с системой повышения устойчивости и управляемости, достигалась посредством использования восьми вариантов отклонений органов управления при различных условиях полета во всей дозвуковой области режимов полета. Продолжительность нахождения органов управления в отклоненном состоянии была не менее 3 с, прежде чем предпринимались какие-либо попытки вывести самолет из исследуемого режима. Указанное время сокращалось только тогда, когда имел место один из следующих случаев:

срыв в двигателе;
отказ системы SAS какого-либо из каналов управления;

быстрое уменьшение угла атаки ниже 10° (это ограничение связано с установленными пределами для отрицательных перегрузок);

высота менее 7620 м;
скорость рыскания ω_y превышала допустимую величину.

В 54 полетах в соответствии с программой было выполнено около 360 маневров, при этом преобладающее число более ранних уходов с режимов (62 случая) было связано с ухудшением работы воздухозаборников, приводящим к срыву в двигателе.

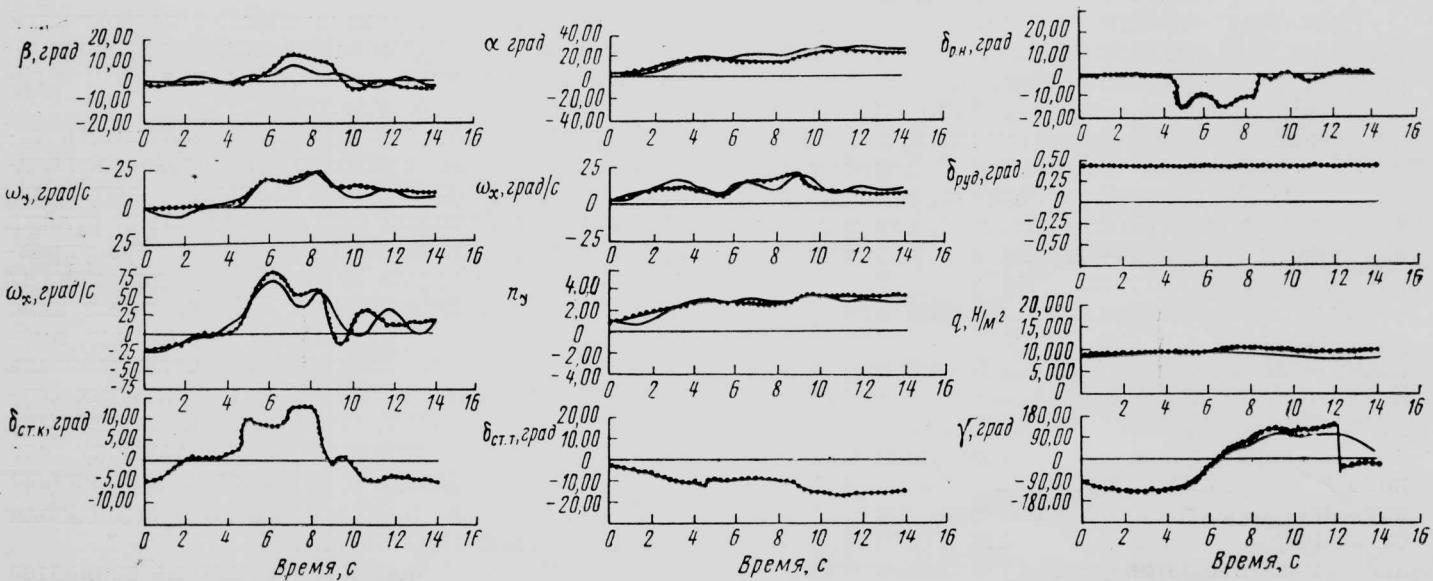


Рис. 4. Сравнение переходных процессов, полученных при моделировании (—) и летных испытаниях (.....) при одинаковых отклонениях рулей

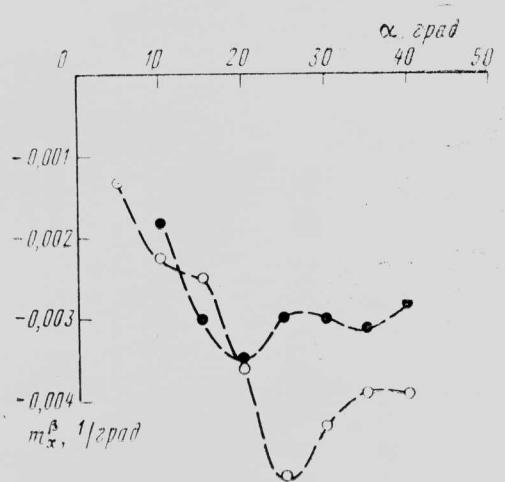


Рис. 5. Исходные (○) и скорректированные (●) величины m_x^β , используемые при моделировании (самолет без подвесок)

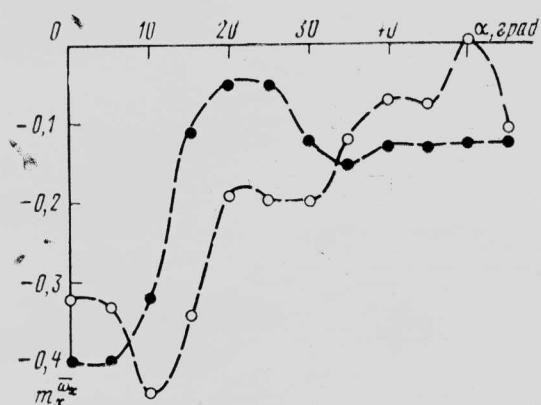


Рис. 6. Исходные (○) и скорректированные (●) величины $m_x^{\omega_x}$, используемые при моделировании (самолет без подвесок)

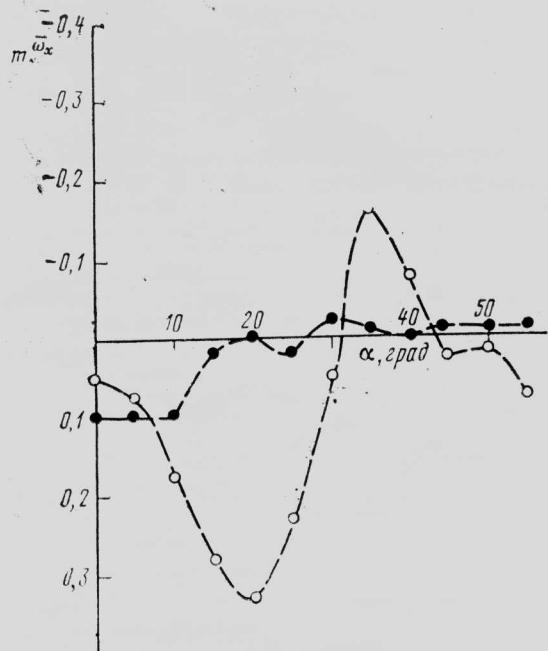


Рис. 7. Исходные (○) и скорректированные (●) величины $m_y^{\omega_x}$, используемые при моделировании (самолет без подвесок)

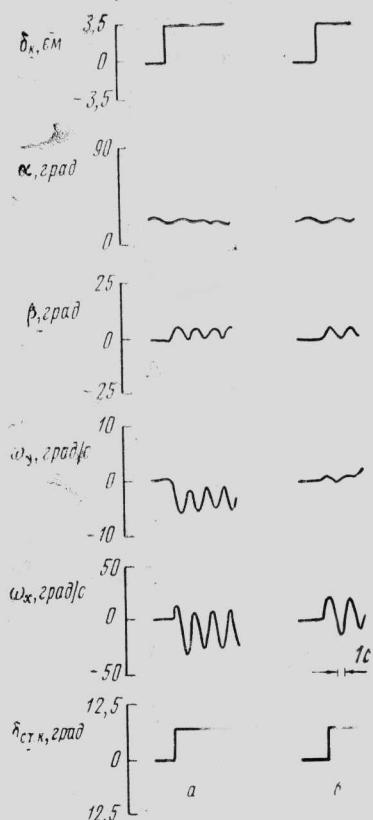


Рис. 8. Сравнение переходных процессов, полученных при моделировании бокового движения самолета с использованием исходных (а) и уточненных (б) аэродинамических данных (система улучшения устойчивости отключена, $M=0,51$, $H=9190$ м)

Как упоминалось ранее, усугубляющие ситуацию отклонения рулей выполнялись при $\alpha \approx 18$ и 25° и в некоторых случаях при углах атаки, соответствующих полному отклонению ручки управления по тангажу «на себя». На рис. 9 приведены максимальные значения углов атаки и соответствующие числа M для случаев, когда такие отклонения рулей поддерживались постоянными в течение некоторого времени. Области, лежащие ниже полученных кривых (рис. 9, б), соответствовали успешным выходам из исследованных режимов.

Методика исследований. Начальная часть летной программы включала оценку поведения самолета при резких перекладках рулей в различных полетных условиях и, в этом смысле, была стандартной. В основной же части программы использовались преднамеренные большие неправильные отклонения рулей при дозвуковом полете с $n_y \geq 1,0$. Вероятность реализации резкого сваливания или плоского штопора увеличивалась при неожиданных отказах систем SAS и/или одного или двух двигателей. Учет и оценка влияния этих факторов на динамику самолета проводились с использованием различных методик, но главная роль в этом вопросе отводилась стендовому моделированию. Ни один маневр, ни одна дача рычагом управления не выполнялись в полете, если их действие не было предварительно проверено на стенде в стандарт-

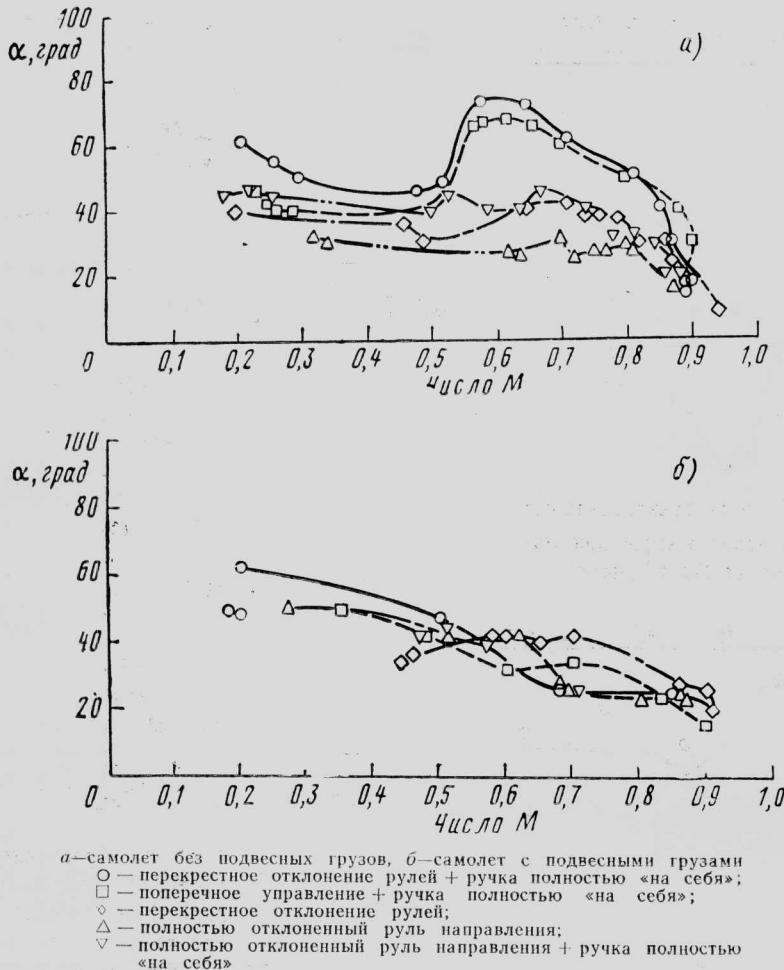
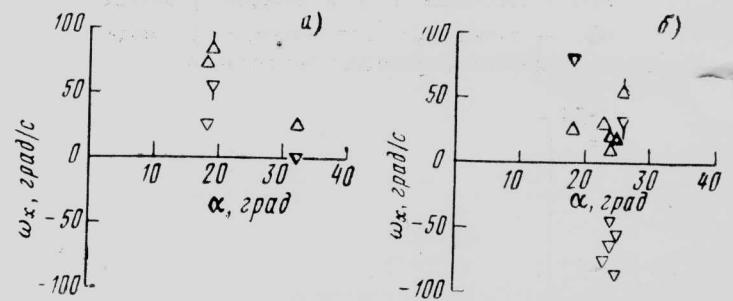


Рис. 9. Максимальные значения углов атаки, достигнутые в летних испытаниях при фиксированных отклонениях рулей

ных ситуациях или при тех или иных отказах систем SAS и двигателей. На основании результатов моделирования был сокращен первоначально предполагаемый объем полетов как по причине невозможности реализовать некоторые режимы из-за имеющихся ограничений, так и по причине их выясненной бесполезности с точки зрения получения новых данных.

Большие углы атаки. Интерес к характеристикам управляемости самолетов при больших углах атаки объясняется тем фактом, что современные маневренные самолеты типа F-14 в процессе боевого маневрирования и сопровождения воздушной цели выходят, как правило, на углы атаки, превышающие $\alpha = 20 \div 30^\circ$. Из-за отсутствия подходящего самолета-воздушной цели NASA провело только ограниченные исследования по оценке точности слежения и эффективности выполнения боевых маневров. Работоспособность системы RSAS на этих фазах полета более подробно была исследована BMC.

Поперечная управляемость. Поперечная управляемость оценивалась при отклонениях ручки управления по крену на полный ход и перекрестных отклонениях рулей на полный ход: ручка по крену влево (вправо) и руль направления вправо (влево), — которые выполнялись во время доводки системы RSAS и определения чувствительности самолета к штопору. На рис. 10 дается сравнение максимальных значений угловых скоростей, полу-



а—отклонение ручки управления в бок; б—перекрестное отклонение рулей
 △ — самолет без подвесных грузов;
 □ — самолет с подвесными грузами;
 ▲ — максимум;
 ▽ — минимум

Рис. 10. Сравнение скоростей крена (в первом максимуме и первом минимуме), полученных при полном отклонении ручки управления по крену и перекрестном отклонении рулей ($M=0,6$)

ченных двумя описанными способами. Чтобы проиллюстрировать колебательную природу реакции самолета по крену, на рис. 10 указываются величины первых максимума и минимума по ω_x . Перекрестное управление (ручка по крену вправо, руль направления влево) приводит к значительно более развитому колебательному движению самолета по крену в том смысле, что первый минимум скорости крена имеет знак, обратный знаку первого максимума. Такое свойство наблюдается у самолета практически во всей дозвуковой области режимов полета. По мнению летчика, нет какой-либо замет-

ной разницы в характеристиках колебательности «чистого» самолета и самолета с подвесками. Попытки снизить уровень колебательности самолета по скорости крена посредством увеличения коэффициента обратной связи по ω_x (одного из девяти коэффициентов, которые могут быть изменены в полете) были прекращены после того, как летчик высказал свои возражения против ослабления первоначальной реакции (уменьшения ускорения) самолета по крену за счет увеличения демпфирования.

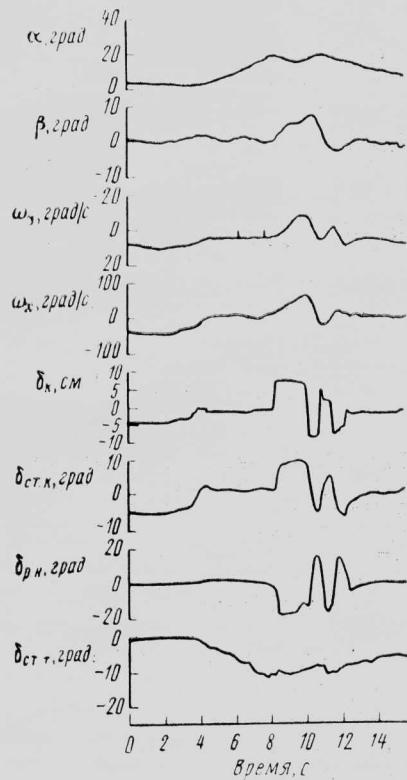


Рис. 11. Реакция самолета без подвесных грузов на полное отклонение ручки управления по крену при $M=0,7$ и $\alpha=17^\circ$ (колебания типа «уинг рок» отсутствуют, система RSAS с первоначальным набором передаточных чисел)

Неустойчивость типа «уинг рок». При углах атаки $\sim 15^\circ$ у серийного варианта самолета F-14 возникают слабо демпфированные колебания, воспринимаемые летчиком главным образом как колебания вокруг продольной оси (поперечные колебания) и определяемые в технической литературе на английском языке термином «уинг рок» (wing rock). Хотя природа этого явления до сих пор недостаточно ясна, причиной его реализации на самолете F-14 считается низкий уровень величины статической путевой устойчивости и уменьшение демпфирования крена из-за срыва потока на консолях крыла. Колебания рассматриваемого типа наблюдаются при всех числах $M < 0,8$. При больших числах M эта тенденция ослабевает, так как самолет переходит обычно на большую стреловидность крыла и демпфирование крена восстанавливается. Тенденция к колебаниям типа «уинг рок» увеличивается на самолете с подвесками, поскольку их установка оказывает дестабилизирующий

эффект на путевую устойчивость m_y^B . Предварительный анализ последних данных аэродинамического эксперимента показал, что при $\alpha \approx 18^\circ$ наличие на самолете внешних подвесок снижает величину $|m_y^B|$ приблизительно в два раза.

Для ликвидации колебаний типа «уинг рок» в системе RSAS использовались обратные связи по угловой скорости крена ω_x в каналах руля направления и дифференциального стабилизатора, что эквивалентно изменению производных \dot{m}_y^B и \ddot{m}_x^B соответственно. Такое решение оправдало себя полностью применительно к «чистой» конфигурации; при этом, однако, сигналы обратных связей по ω_x должны иметь довольно сложный вид для того, чтобы не способствовать постановке органов управления по штопору на числах $M < 1,0$, или в случаях, когда руль направления используется летчиком для разворотов по крену на больших углах атаки.

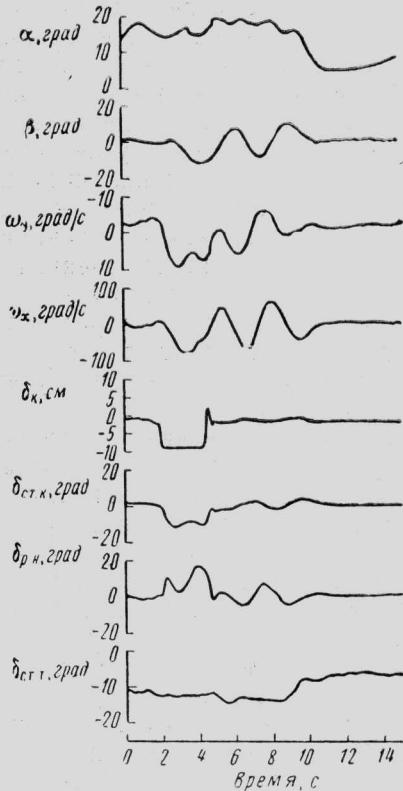


Рис. 12. Колебания типа «уинг рок», возникающие при $M=0,7$ и $\alpha=17^\circ$ на самолете с подвесными грузами (система RSAS с первоначальным набором передаточных чисел)

На рис. 11, 12 показана реакция «чистого» самолета и самолета с подвесками на ступенчатое отклонение ручки управления по крену при $\alpha=17^\circ$ и $M=0,7$. Видно, что после постановки ручки в нейтральное положение переходные процессы по углу скольжения и скорости крена для этих двух случаев значительно различаются. На самолете с подвесками возникают резкие колебания типа «уинг рок», которые затухают только после того, как летчик уводит самолет на меньшие углы атаки. Конфигурация системы управления была в обоих примерах одинакова. Решение проблемы «уинг

рок» для самолета с подвесками было найдено в процессе летных испытаний и заключается в том, что введение сигнала в контур руля направления стало осуществляться при $M > 0,77$ вместо $M > 0,44$. Это малое изменение в системе полностью ликвидировало «уинг рок», как это показано на рис. 13. Окончательно принятый вариант системы RSAS позволяет устранять эти колебания для «чистого» самолета и в варианте с подвесками при всех углах атаки $\alpha < 30^\circ$ за исключением узкой области $\alpha \approx 17 \div 20^\circ$ при числе $M = 0,8$.

Координированный разворот. Проблема координации разворотов при больших углах атаки возникла при проведении конечной стадии летных испытаний по точной настройке системы RSAS. При углах атаки $\lesssim 20^\circ$ необходимо относительно малое отклонение руля направления, чтобы обеспечить при развороте идеальную координацию ($\beta = 0$). Чрезмерное «подкручивающее» скольжение может приводить к раскачке самолета летчиком, чрезмерное «тормозящее» рыскание (т. е. реализация таких условий, когда знаки ω_x и β совпадают) приводит к зависанию или даже к обращению реакции самолета по крену. Однако вращение самолета вокруг вектора скорости вызвало у летчика неприятное ощущение, обусловленное наличием поперечного ускорения. Кроме того, разворот на 180° на постоянной высоте при наличии координации воспринимается летчиком как неестественный, так как нос самолета при этом то поднимается вверх, то опускается вниз относительно горизонта. В дальнейшем движение, когда продольная ось самолета описывает коническую поверхность, будет определяться термином «конинг» (coning).

При $\alpha \geq 20^\circ$ момент крена, необходимый для обеспечения угловой скорости ω_x , создается главным образом за счет «подкручивающего» скольжения, а не органами поперечного управления — дифференциальным стабилизатором и интерцепторами. Скольжение, необходимое для создания и стабилизации крена, одновременно возбуждает и связанные колебания рыскания и крена (dutch roll) повышенного уровня. И хотя этот вид движения довольно хорошо демпфируется, резкие колебания этого типа воспринимаются летчиком отрицательно. Оптимальная величина отклонения руля направления для самолета F-14 была выбрана на основе летных испытаний. Что же касается получения общих критериев оценки оптимальности координированных разворотов самолета при больших углах атаки, то для этого необходимо проведение дополнительных исследований.

Путевая устойчивость. Как указывалось выше, система RSAS довольно успешно справляется с колебаниями типа «уинг рок», однако во время выхода из пикирования при $\alpha \approx 27^\circ$ возникает неизвестный уход носа самолета с подвесками по курсу — развивается путевая неустойчивость. На рис. 14 для одних и тех же отклонений органов управления приведены переходные процессы параметров движения, полученные в летных испытаниях и при моделировании на стенде. Из рис. 14 видно, что хотя полной идентичности нет, характеристики протекания процессов довольно близки.

Обеспечение подобия результатов моделирования и летных испытаний является нетривиальной задачей. Во-первых, при выходе из пикирования

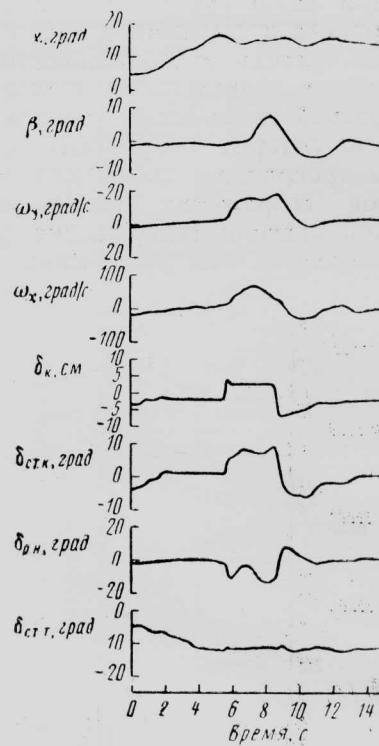


Рис. 13. Интенсивные колебания типа «уинг рок» на самолете с подвесками (дача ручкой по крену на полный ход выполнена при $\alpha = 17^\circ$, $M = 0,7$, система RSAS с измененными передаточными коэффициентами)

путем последовательного изменения углов атаки и чисел M была установлена область, где имеет место путевая неустойчивость самолета, а именно $\alpha \approx 27 \div 30^\circ$ и числа $M < 1,0$. Никакой дивергенции по курсу для самолета без подвесок не наблюдалось. С ростом числа M угол атаки появления неустойчивости уменьшался. Проще всего это явление воспроизвело в середине дозвукового диапазона режимов полета (вблизи числа $M \approx 0,6$), при малых и больших дозвуковых числах M реализация его затруднялась. При числах $M = 0,9$ трудности в достижении и поддержании больших углов атаки были связаны с ограничениями на прочность самолета. На малых дозвуковых скоростях в режиме горизонтального полета реализация достаточно больших α определялась максимальным ходом ручки управления по тангажу «на себя». Фактически, даже после целого ряда попыток никакой путевой дивергенции при полете на малых скоростях получено не было.

Вторая часть задачи заключалась в соответствующей корректировке исходных данных для моделирования. Анализ последних результатов аэродинамических испытаний самолета F-14 с подвесками при больших дозвуковых числах M показал, что в этой конфигурации локальная потеря поперечной устойчивости имеет место в узкой области углов скольжения ($\beta = -1 \div -4^\circ$).

Потеря поперечной статической устойчивости m_x^{β} , как и предполагалось, наблюдалась и на меньших числах M . Использование метода проб и ошибок при моделировании, когда отклонения рулей были теми же, что и в полете, привело в результа-

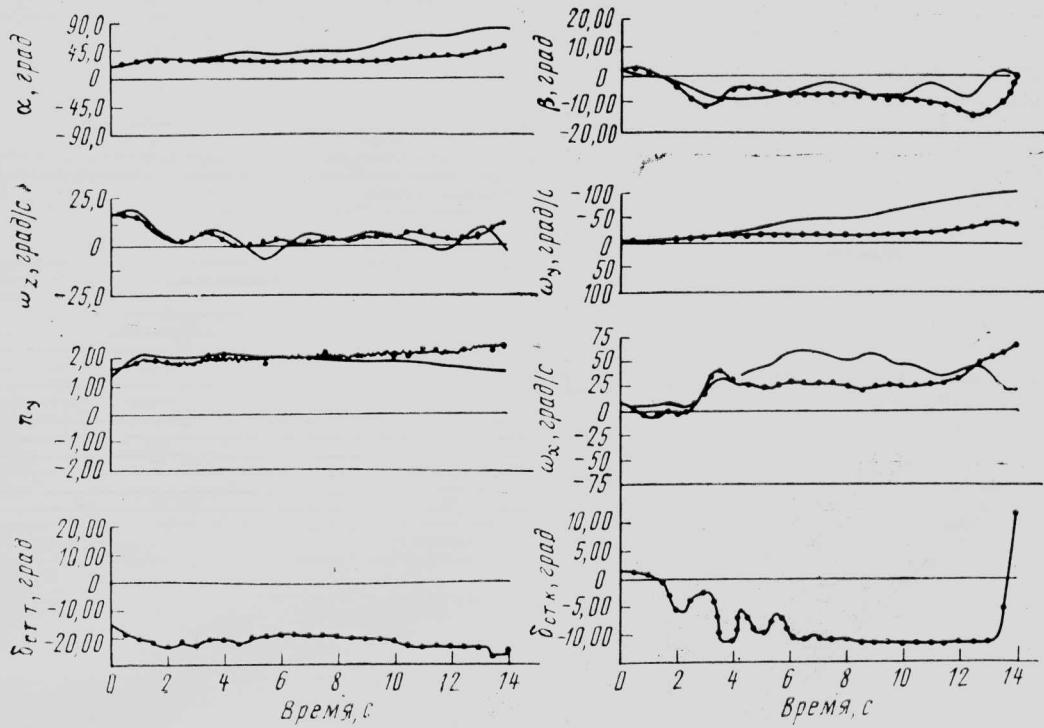


Рис. 14. Сравнение переходных процессов при медленной потере устойчивости, полученных при моделировании (—) и летных испытаниях (.....) (самолет с подвесными грузами и с исходным вариантом настройки системы RSAS)

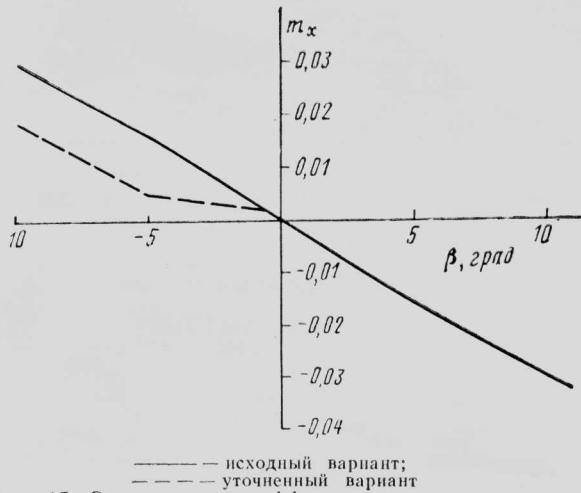


Рис. 15. Зависимость коэффициента момента крена m_x от угла скольжения

те к уточнению характеристики $m_x(\beta)$ в диапазоне $\beta = -0,5 \div -5^\circ$ (рис. 15). Это привело к хорошему соответствию результатов моделирования и летных испытаний. Впоследствии блок аэродинамических данных был использован для получения линеаризованных уравнений бокового движения при $\alpha = 35^\circ$. Во всех случаях реакции линеаризованной и нелинейной систем практически совпадали (рис. 16).

Детальное изучение характеристик устойчивости и управляемости линеаризованной при больших α системы уравнений было выполнено в летно-исследовательском центре им. Драйдена. Эффективность такой системы особенно наглядно проявилась при анализе путевой дивергенции. В этом случае линеаризация управления была выполнена для режима квазиустановившегося перехода на

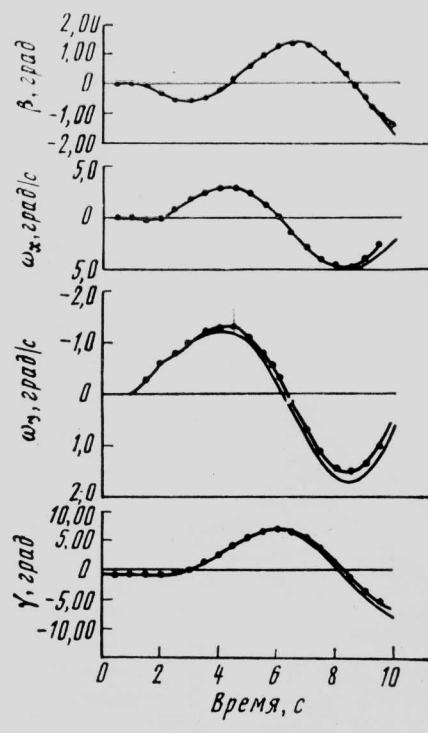


Рис. 16. Сравнение переходных процессов при импульсном отклонении руля направления для случаев линеаризованной и нелинейной систем уравнений движения

кабррирование в вертикальной плоскости при $M = 0,6$ и $\alpha = 27^\circ$, при тех же самых высоте и максимальном весе, при которых наблюдалась путевая неустойчивость в полете. Значение производной m_x^β бралось равным среднему в пределах $\beta = -0,5 \div -5^\circ$

1—обтекатель антены метеорологической РЛС; 2—антенна метеорологической РЛС; 3—приемопередатчик РЛС; 4—передняя герметическая перегородка; 5—ниша передней стойки шасси; 6—гидропривод передней стойки шасси; 7—створки ниши передней стойки шасси; 8—передняя стойка шасси; 9—рульная фара; 10—спаренные колеса передней стойки шасси; 11—двуухзвенник; 12—механизм управления передней стойкой шасси; 13—узел крепления передней стойки шасси; 14—педали путевого управления; 15—датчик угла атаки; 16—приборная доска; 17—стеклоочистители; 18—лобовое остекление; 19—корпус приборной доски; 20—колонка управления; 21—кресло первого летчика; 22—пол кабин экипажа; 23—механические тяги системы управления под полом кабины экипажа; 24—трубопровод гидросистемы под съемным обтекателем; 25—съемные панели для осмотра тяг системы управления; 26—ПВД; 27—привязные ремни; 28—центральная панель управления; 29—кресло второго летчика; 30—верхняя панель управления бортовыми системами; 31—туалет; 32—аварийный люк кабины экипажа; 33—задняя перегородка кабины экипажа; 34—отсек для радиоэлектронной аппаратуры; 35—кухня; 36—гардероб; 37—антenna радиостанции метрового диапазона; 38—правый аварийный выход; 39—шторка; 40—передний ряд кресел; 41—откидное кресло бортпроводника; 42—место для размещения складного трапа; 43—входная дверь; 44—замок двери; 45—прихожая; 46—трап; 47—складной поручень; 48—панель обшивки с иллюминатором; 49—боковая на-

правляющая для установки кресел; 50—трубопровод вентиляции кабины; 51—посадочная фара; 52—балочная конструкция пола; 53—направляющие для крепления кресел; 54—стеклонапластиковые панели пола; 55—полумонококовая конструкция фюзеляжа; 56—клеенная панель обшивки фюзеляжа, подкрепленная стрингерами; 57—антenna автоматического радионавигации; 58—панели гондолы правого двигателя; 59—воздухозаборник типа NACA системы охлаждения; 60—кок воздушного винта; 61— противообледенительные протекторы лопастей воздушного винта; 62—четырехлопастный воздушный винт; 63—лопасти воздушного винта, изготовленные из композиционного материала; 64— противообледенительные протекторы носка крыла; 65—штуцер системы заправки топливом под давлением; 66—правый внешний крыльевой топливный бак; 67—трубопроводы топливной системы; 68—крышка заправочной горловины; 69—индукционный магнитный датчик компаса; 70—клеенная панель обшивки крыла, подкрепленная стрингерами; 71—АНО; 72—проблесковый огонь; 73—стеклонапластиковый обтекатель законцовки крыла; 74—статические разрядники; 75—правый элерон; 76—триммер элерона; 77— силовой привод управления элероном; 78—шарнирная подвеска внешнего закрылка; 79—правый однощелевой закрылок (показан в отклоненном положении); 80—сопло двигателя; 81—антenna низкочастотной связи и навигационной системы «Омега» (устанавливается по желанию заказчика); 82—аварийный выход с окном; 83—силовые шланги с узлами крепления крыла; 84—центральный стык консолей крыла; 85—узлы крепления лонжеронов; 86—аварийный выход с окном; 87—панели внутренней отделки кабины; 88—панели обшивки фюзеляжа; 89—багажные полки (устанавливаются по желанию заказчика); 90—ряд из трех пассажирских кресел; 91—трубопровод системы кондиционирования; 92—задний ряд из четырех кресел; 93—задняя сдвижная перегородка пассажирской кабины; 94—огонь предотвращения столкновения (устанавливается по желанию заказчика); 95—конструкция форкиля; 96—КВ антена (устанавливается по желанию заказчика); 97— противообледенительный протектор носка стабилизатора; 98—правая консоль стабилизатора

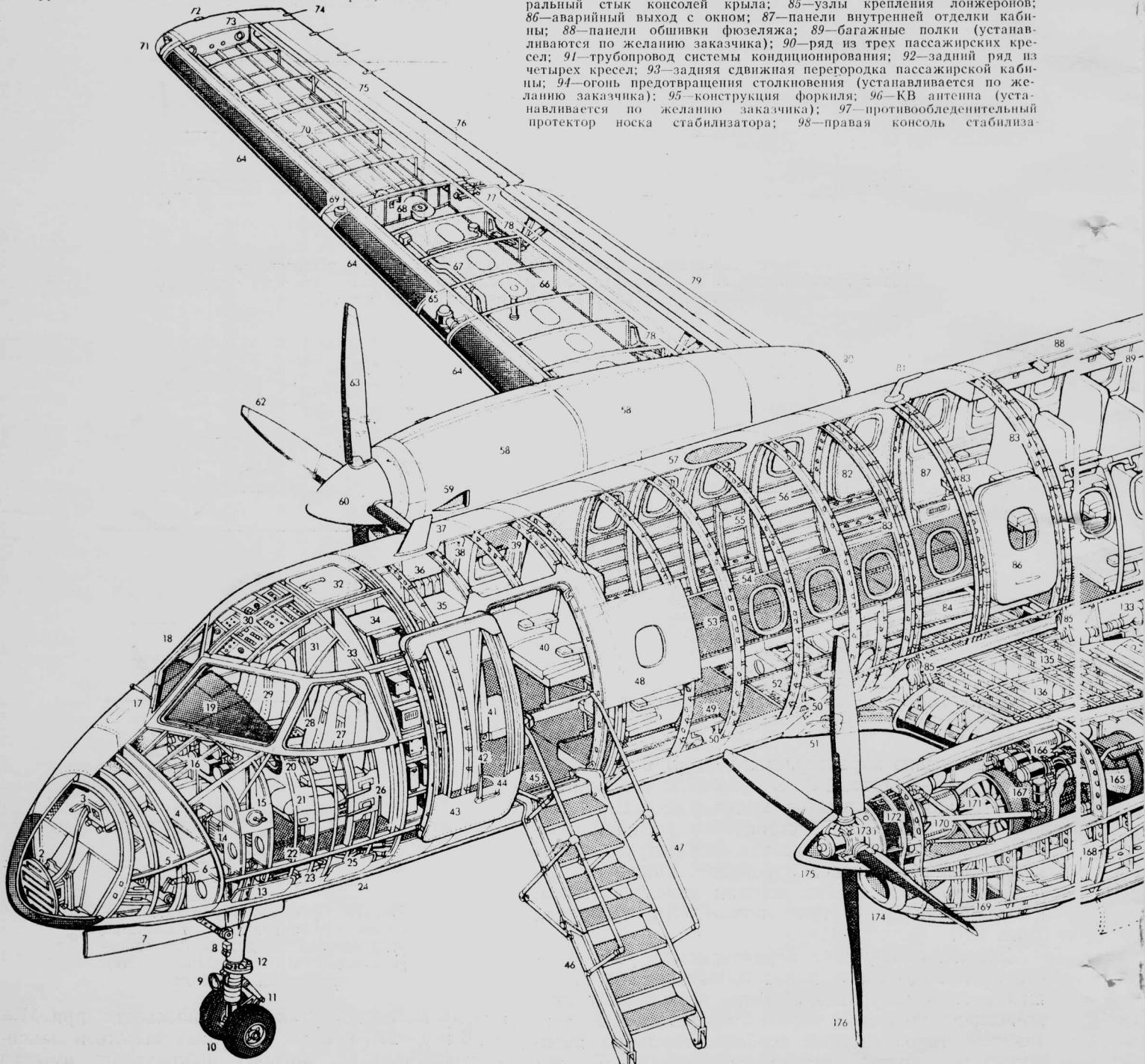
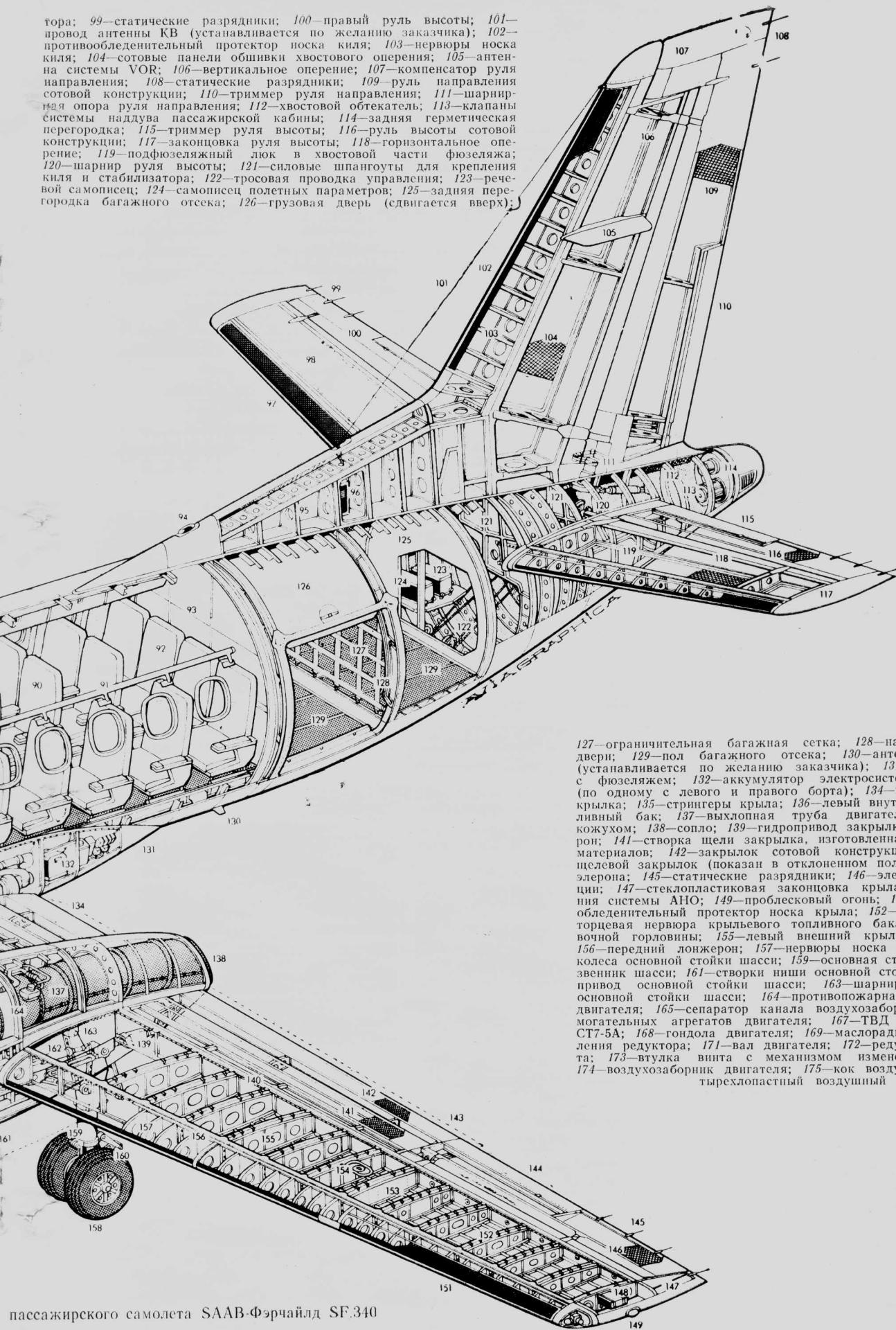


Рис. 4. Компоновочная схема

тора; 99—статические разрядники; 100—правый руль высоты; 101—провод антены КВ (устанавливается по желанию заказчика); 102—противообледенительный протектор носка киля; 103—нервюры носка киля; 104—сотовые панели обшивки хвостового оперения; 105—антenna системы VOR; 106—вертикальное оперение; 107—компенсатор руля направления; 108—статические разрядники; 109—руль направления сотовой конструкции; 110—триммер руля направления; 111—шарнирная опора руля направления; 112—хвостовой обтекатель; 113—клапаны системы наддува пассажирской кабины; 114—задняя герметическая перегородка; 115—триммер руля высоты; 116—руль высоты сотовой конструкции; 117—законцовка руля высоты; 118—горизонтальное оперение; 119—подфюзеляжный люк в хвостовой части фюзеляжа; 120—шарнир руля высоты; 121—силовые шланги для крепления киля и стабилизатора; 122—тросовая проводка управления; 123—речевой самописец; 124—самописец полетных параметров; 125—задняя перегородка багажного отсека; 126—грузовая дверь (сдвигается вверх);



127—ограничительная багажная сетка; 128—направляющие грузовой двери; 129—пол багажного отсека; 130—антenna радиодальномера (устанавливается по желанию заказчика); 131—залив стыка крыла с фюзеляжем; 132—аккумулятор электросистемы; 133—кондиционер (по одному с левого и правого борта); 134—внутренняя секция закрылка; 135—стрингеры крыла; 136—левый внутренний крыльевый топливный бак; 137—выхлопная труба двигателя с теплозащитным кожухом; 138—сопло; 139—гидропривод закрылка; 140—задний лонжерон; 141—створка щели закрылка, изготовленная из композиционных материалов; 142—закрылок сотовой конструкции; 143—левый односторонний закрылок (показан в отключенном положении); 144—триммер элерона; 145—статические разрядники; 146—элерон сотовой конструкции; 147—стеклопластиковая законцовка крыла; 148—источник питания системы АНО; 149—проблесковый огонь; 150—АНО; 151—противообледенительный протектор носка крыла; 152—нервюры крыла; 153—торцевая нервюра крыльевого топливного бака; 154—крышка заправочной горловины; 155—левый внешний крыльевый топливный бак; 156—передний лонжерон; 157—нервюры носка крыла; 158—спаренные колеса основной стойки шасси; 159—основная стойка шасси; 160—двухзвеник шасси; 161—створки ниши основной стойки шасси; 162—гидропривод основной стойки шасси; 163—шарнирный узел крепления основной стойки шасси; 164—противопожарная перегородка отсека двигателя; 165—сепаратор канала воздухозаборника; 166—блок вспомогательных агрегатов двигателя; 167—ТВД Дженерал Электрик CT7-5A; 168—лонжерон двигателя; 169—маслорадиатор; 170—рама крепления редуктора; 171—вал двигателя; 172—редуктор воздушного винта; 173—втулка винта с механизмом изменения шага лопастей; 174—воздухозаборник двигателя; 175—кок воздушного винта; 176—четырехлопастный воздушный винт

пассажирского самолета SAAB-Фэрчайлд SF.340

(см. рис. 15). Передаточные коэффициенты системы управления соответствовали указанным условиям полета.

Корневой годограф, показанный на рис. 17, был получен при постоянном коэффициенте передачи по сигналу скорости крена в канале руля направления и при переменном коэффициенте по сигналу ω_x в канале дифференциального стабилизатора. Из рис. 17 видно, что попытка получить относительное демпфирование $\sim 0,5$ или больше для обеспечения потребного затухания колебаний типа «уинг рок» или связанных колебаний рыскания и крена приводит к появлению спиральной неустойчивости. Величина коэффициента обратной связи по ω_x в канале дифференциального стабилизатора, при которой наступает спиральная неустойчивость, равна $\sim 0,12$ град/град/с. Хотя эта величина значительно выше величины, заложенной в систему и равной 0,061 град/град/с, большие ошибки в изменении числа M при больших углах атаки могут приводить к реализации значений этого коэффициента до 0,16 град/град/с. Ошибки в измерении числа M при больших α вынудили пойти на определенный компромисс в законе изменения коэффициента демпфера крена: при $\alpha \geq 30^\circ$ этот коэффициент стремится к нулю. Это позволяет избежать путевой дивергенции, но при этом естественно несколько ухудшается демпфирование колебаний типа «уинг рок».

Следение за воздушной целью. В процессе летных испытаний самолета с системой RSAS была проведена качественная оценка эффективности слежения за воздушной целью и выполнением маневров воздушного боя. Хотя в системе управления подключение перекрестной связи от ручки управления по крену к рулю направления осуществлялось начиная с $\alpha = 10^\circ$, летчикам не было дано никакой специальной инструкции относительно использования педалей. Записи переходных процессов параметров движения, полученные в процессе выполнения точного слежения (рис. 18), указывают на постепенное увеличение отклонений руля направления, когда угол атаки возрастает и летчик производит небольшую коррекцию положения для удержания мишени в перекрестьи прицела. При этом педали не используются. Во время выполнения быстрых боевых маневров (рис. 19) летчик использовал педали, однако не оценил возникающую при этом в ряде случаев обратную реакцию руля направления (от перекрестной связи по крену) никак неприемлемую, ни как неприятную. Одним из главных эффектов системы RSAS в процессе выполнения маневров воздушного боя, по мнению летчика, была легкость, с которой нос самолета мог поворачиваться по командному сигналу в любую сторону без каких-либо признаков появления колебаний или апериодической неустойчивости.

Кинематическое и гироскопическое взаимодействие продольного и бокового движения. При определении сопротивляемости самолета сваливанию и штопору преднамеренные ошибочные действия рулами приводили к появлению больших углов атаки, скольжения и/или больших угловых скоростей. При этом имели место гироскопическое и/или инерционное взаимодействие продольного и бокового движений, приводящие в результате к неожиданным для летчика ускорениям. Примером кине-

матического взаимодействия является изменение угла атаки и скольжения при форсированном маневре по крену (рис. 20), когда в процессе перехода на кабрирование в вертикальной плоскости из перевернутого положения при $\alpha \approx 18^\circ$ полностью отклонялись и поддерживались постоянными в течение 3 с ручка по крену вправо и руль направления влево. Затем после постановки органов управления в нейтральное положение большое скольжение за счет влияния поперечного V вызвало интенсивное ускорение по крену. При вращении самолета по крену влево наблюдалось обратное изменение углов α и β , которое приводило к резкому возрастанию нормальной перегрузки до 5.

Хотя поведение самолета при гироскопическом и/или инерционном взаимодействии в общем прогнозируемо, открытым остается вопрос о том, какой должна быть реакция летчика на возникающие при этом ускорения. По мнению ведущего летчика-испытателя, следует отдать ручку управления по тангажу от себя для уменьшения возникающей нормальной перегрузки. Однако в настоящей программе такие попытки не предпринимались ни в полетах из-за эксплуатационных ограничений по

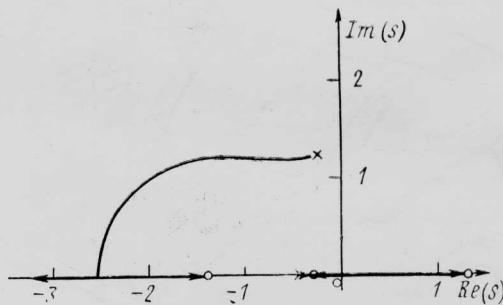


Рис. 17. Корневой годограф по коэффициенту демпфера крена ($M=0,6$, $\alpha=27^\circ$)

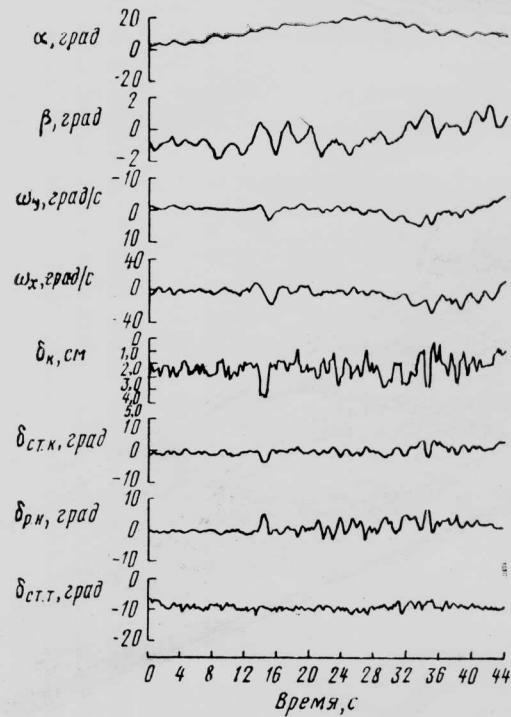


Рис. 18. Переходные процессы при выполнении точного сопровождения цели

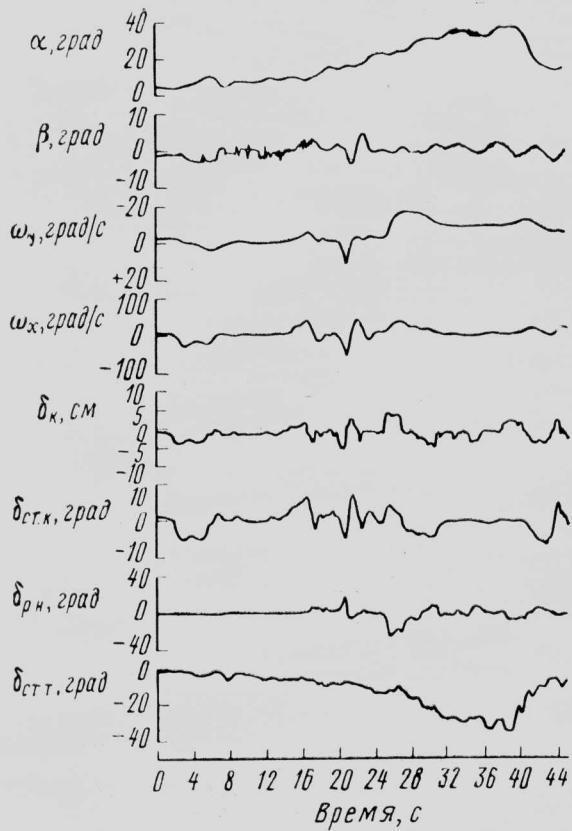


Рис. 19. Энергичный маневр в воздушном бою

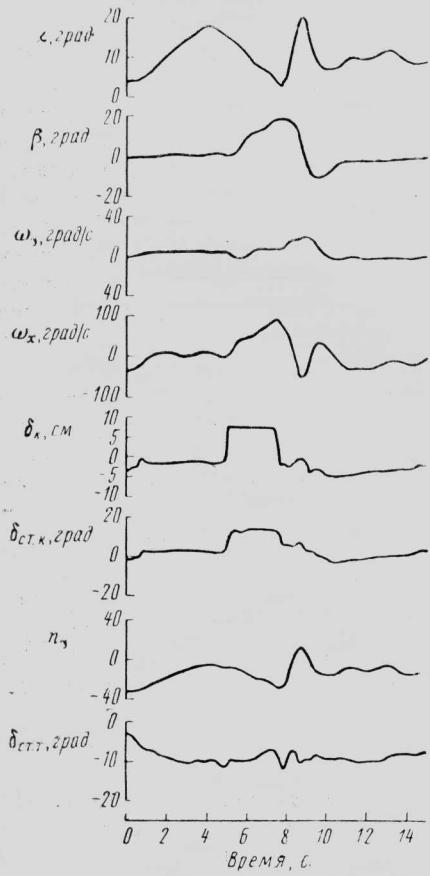


Рис. 20. Маневр с перекрестным отклонением рулей при $H=12\ 192$ м, $M=0,8$, приводящим к кинематическому взаимодействию продольного и бокового движений

отрицательной перегрузке, ни при моделировании из-за отсутствия достаточно надежных аэродинамических характеристик для отрицательных углов атаки.

Гирокопическое взаимодействие имеет место, когда величины членов $(I_y - I_x) \omega_x \omega_y$, $(I_z - I_x) \omega_z \omega_x$, $(I_z - I_y) \omega_z \omega_y$ в уравнениях моментов становятся существенно большими аэродинамических моментов m_z , m_y , m_x соответственно. Для оценки такого взаимодействия бокового и продольного движения выполнялись маневры, в которых ускорения, индуцированные гирокопическими моментами, усиливалась соответствующими преднамеренными отклонениями рулей. Пример таких маневров дается на рис. 21. Для получения большого инерционного момента рыскания $(I_z - I_x) \omega_z \omega_x$ выполнялась быстрая полная дача ручки управления по крену при $M=0,8$, когда самолет находился в перевернутом положении. В начальный момент кренения угол атаки поддерживался небольшим ($\alpha \approx 5^\circ$) для того, чтобы получить угловую скорость крена, близкую к максимальной. При достижении $\omega_{x\max}$ летчик резко брал ручку по тангажу полностью на себя (держа ее при этом отклоненной до упора вправо), чтобы получить максимальную скорость тангажа ω_z . Так как $I_x < I_z$, то $(I_z - I_x) \omega_z \omega_x > 0$, т. е. нос самолета стремится вращаться влево. Это вращение было усилено полным отклонением левой педали. Несмотря на то, что в этом случае самолет достигал очень больших углов атаки и

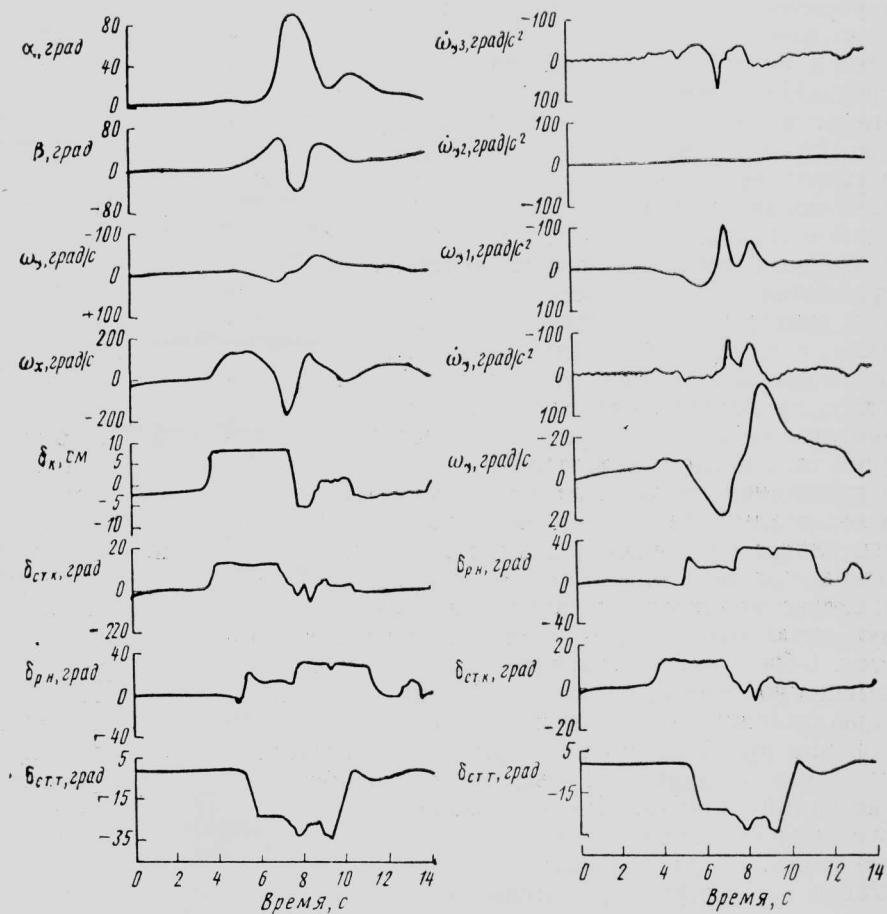


Рис. 21. Переходные процессы при маневре, выполненном для оценки влияния максимального гирокопического взаимодействия ($M=0,7$, $H=11\ 450$ м)

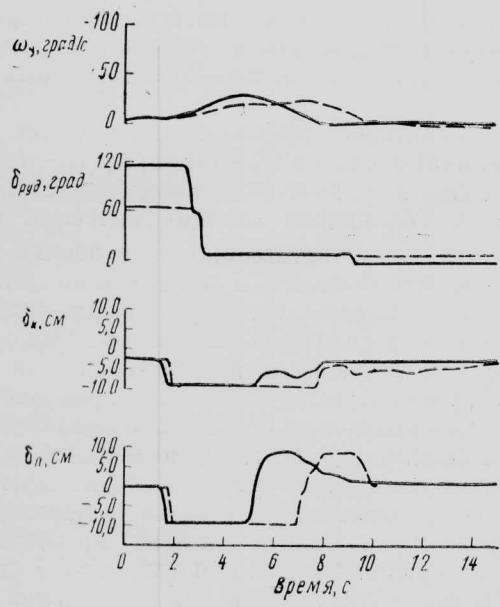


Рис. 22. Сравнение переходных процессов по угловой скорости рыскания, полученных для двух уровней тяговой асимметрии при одних и тех же условиях полета и нейтральных органах управления

скольжения, летчик отметил сохранение управляемости и возможность возвращения самолета к нормальному полету при постановке рычагов управления в нейтральное положение.

Влияние асимметрии тяги двигателей. Поскольку расстояние между двигателями самолета F-14 составляет $\sim 2,7$ м, потеря тяги одним из них приводит к значительному несбалансированному моменту. Наиболее часто потеря тяги связана со срывом в двигателе, вызываемым неравномерностью потока в воздухозаборнике. Хотя ни один двигатель не имел ни одного отказа в процессе слежения за целью и выполнения маневров воздушного боя, специально в 32 полетах посредством преднамеренных соответствующих действий рычагами управления было зарегистрировано 62 случая срыва в двигателях. Большинство из них были «тихими», т. е. не улавливались на слух. Поэтому было чрезвычайно важно оценить влияние этих эффектов на летчика. Срывы в двигателе были имитированы на стенде посредством быстрого сбрасывания тяги правого двигателя путем перевода РУД из положения «максимал» или «форсаж» в положение «малый газ». Как и ожидалось, уменьшение тяги влияет на динамику самолета наиболее сильно при полете с торможением. На рис. 22 дается сравнение моментов рыскания, развивающихся при двух типах отказов двигателя самолета без подвесок. Сброс тяги выполнялся как до, так и после умышленно неправильного действия рулями с целью имитации двух ситуаций: (1) ошибочные отклонения рулей следуют за срывом в двигателе и (2) срыв в двигателе вызывается ошибочными действиями летчика. Никаких заметных различий поведения самолета для этих двух случаев не наблюдалось. Единственным признаком появления тяговой асимметрии двигателей (за исключением, естественно, показаний приборов, контролирующих их работу) было возникновение медленного дви-

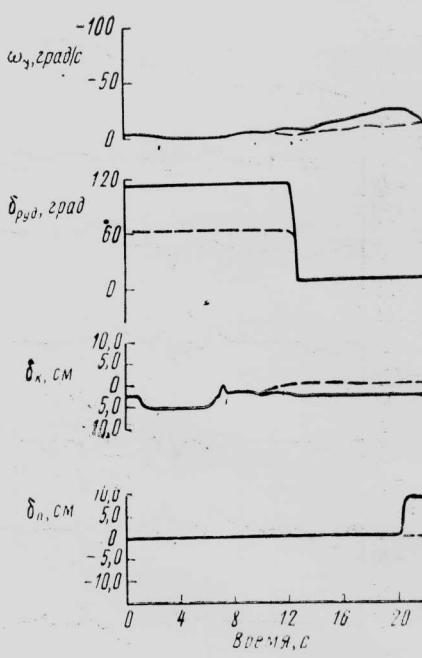
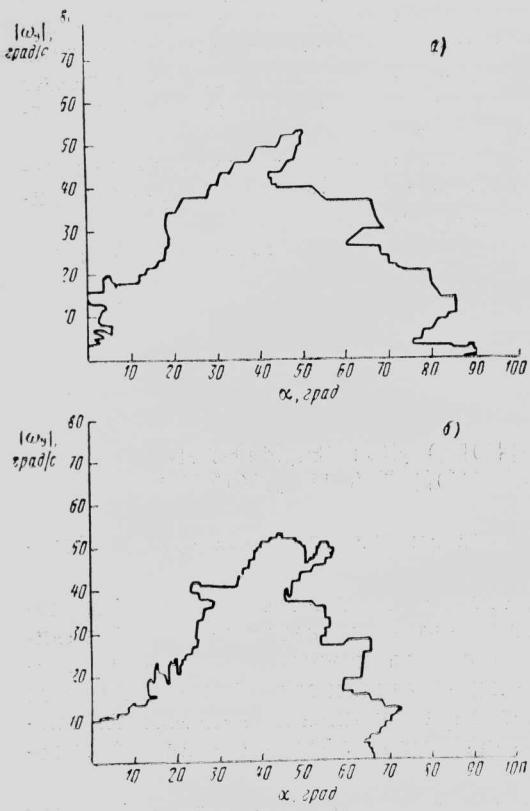


Рис. 23. Сравнение переходных процессов по угловой скорости рыскания, полученных для двух уровней тяговой асимметрии при одних и тех же условиях полета и перекрестном отклонении рулей на полный ход

жения по крену в направлении двигателя с меньшей тягой. Стендовые исследования показали, что отклонением только дифференциального стабилизатора (без применения руля направления) в сторону, противоположную развивающемуся кренению, остановить это движение не удается. Минимизация влияния асимметрии тяги двигателя достигается посредством быстрого уменьшения угла атаки и отклонения руля направления в сторону двигателя с тягой «малый газ». После повторного выполнения режима с асимметричной тягой летчик отметил, что перекрестная связь ручки управления по крену с рулем направления заметно улучшает характеристики боковой управляемости.

На рис. 23 приведена реакция самолета на уменьшение тяги правого двигателя сразу же после полностью перекрестно отклоненных органов управления. При максимальной тяговой асимметрии (левый двигатель — форсаж, правый — полетный малый газ) развиваются значительно большие ускорения крена и рыскания, чем в том случае, когда левый двигатель работает на боевом режиме. Летчик отметил, что, хотя ускорение рыскания довольно значительное, эффективное возвращение к исходному режиму осуществляется посредством постановки ручки управления по крену в нейтральное положение и полного отклонения руля направления влево.

Сопротивляемость сваливанию и штопору. Исследование границ управляемости самолета с системой RSAS было одной из главных целей летной программы. Эти границы, а также чувствительность самолета к сваливанию и штопору определялись в процессе выполнения маневров с преднамеренно неверными отклонениями рулей в условии



а—самолет без подвесных грузов; б—самолет с подвесными грузами
Рис. 24. Зависимости величины угловой скорости рыскания от угла атаки, полученные в летных испытаниях

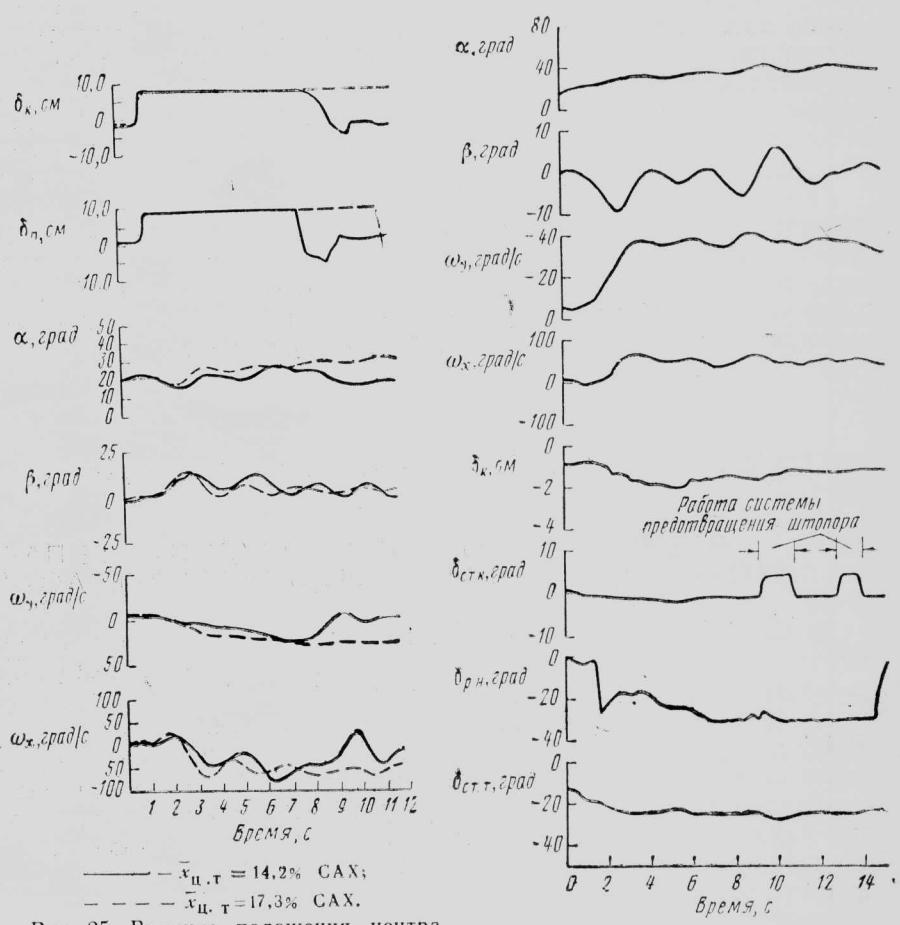


Рис. 25. Влияние положения центра тяжести самолета на характер переходных процессов, полученных при полном перекрестном отклонении рулей (самолет без подвесных грузов)

ях симметричной тяги двигателей и полного функционирования системы RSAS. Для этих целей было выполнено 356 маневров, в 80% которых уход из режима осуществлялся лишь после того, как становилось очевидным, что угловые скорости стали уменьшаться, или тогда, когда время нахождения рулей в отклоненном состоянии превышало 15 с. Преждевременные уходы с режимов были связаны со срывами в одном или обоих двигателях (53 случая) или с неприятными нарушениями контактов в системах SAS (7 случаев).

Величина скорости рыскания $\omega_y = 40$ град/с, предварительно установленная как предельно допустимая по условию успешного вывода самолета из сваливания, превышалась 17 раз. Впоследствии после получения дополнительной уверенности в правильности результатов моделирования и используемой методики это предельное значение было увеличено до 55 град/с и ни разу не было превышено в полете с работающей системой RSAS. Во время каждого полета зависимость величины скорости рыскания в функции угла атаки отображалась на наземном дисплее (рис. 24).

Из восьми различных вариантов умышленно неправильно отклоняемых рулей выполнявшиеся с полностью взятой «на себя» ручкой управления приводили к меньшим угловым скоростям, чем в случае сохранения ручки управления в исходном положении по тангажу.

Влияние скорости изменения угла атаки на характер поведения самолета было незначительно. Причем резкое отклонение рулей (для увеличения $\dot{\alpha}$) при угле атаки $\sim 18^\circ$ вызвало развитие скорости крена большей, чем при $\dot{\alpha} \approx 25^\circ$. К тому же в первом случае взаимодействие продольного и бокового движений наблюдалось чаще. При больших числах M даже резкое изменение угла атаки приводило лишь к незначительному увеличению угловых скоростей.

Эффект изменения центровки самолета на характер переходных процессов при полностью перекрестно отклоняемых рулях ($M=0,7$) иллюстрируется рис. 25. Более заднее положение центра тяжести вызывало и большее начальное ускорение рыскания в сторону отклонения руля направления. Величины скоростей крена и рыскания были умеренными, и нормальное управление сохранялось в течение всего полета.

Поскольку система RSAS сама по себе обеспечивает самолету высокую сопротивляемость сваливанию, то нелегко было достигнуть условий, необходимых для включения ее части — системы предотвращения штопора, действие которой иллюстрируется рис. 26. В момент, когда на световом табло кабины загорался сигнал о начале действия противоштопорной системы, проходила команда на отклонение дифференциального стабилизатора (правая консоль вниз) и прекращалось увеличение

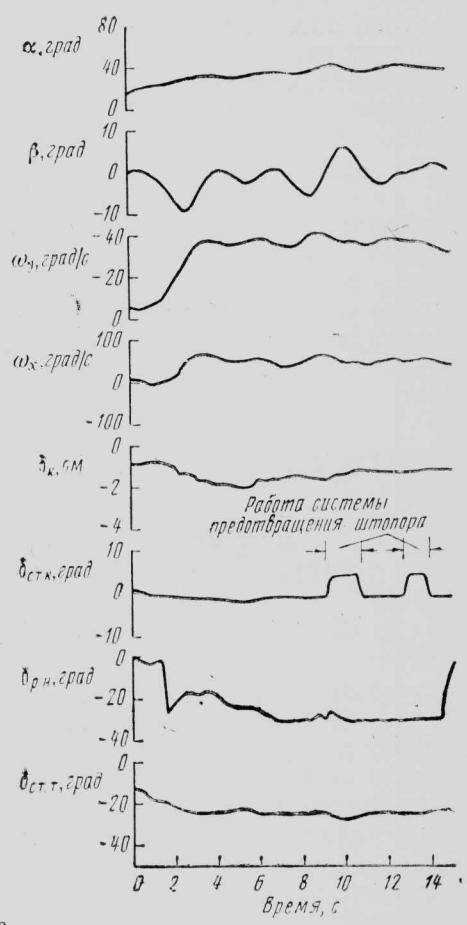


Рис. 26. Переходные процессы, иллюстрирующие работу системы RSAS в режиме предотвращения штопора (самолет с подвесными грузами)

скорости рыскания. Моментальное уменьшение угла атаки ниже порогового значения привело к отключению системы и возвращению дифференциального стабилизатора в нулевое положение. Однако когда угол атаки стал снова возрастать, противовштопорная система вновь отклоняла дифференциальный стабилизатор.

Комплексный подход, включающий анализ линейной системы уравнений движения, проведение летных испытаний самолета с RSAS и моделирование, позволил значительно улучшить характеристики управляемости благодаря ликвидации обращенной реакции по крену, колебаний типа «унг-

рок» и неустойчивости путевого движения. В результате перекрестного отклонения рулей управления на полный ход при испытаниях достигались углы атаки $\alpha_{\max} = 74^\circ$ и 62° для «чистого» самолета и в варианте с подвесками соответственно без потери управляемости. Пилотажные характеристики самолета при одном работающем двигателе также были улучшены посредством автоматического отклонения руля направления.

Обеспечена высокая сопротивляемость самолета сваливанию даже в случае преднамеренно ошибочных отклонений рулей.

Референт Ю. Б. Дубов.

УДК 629.735.33.05 (73) Макдоналл-Дуглас—Нортроп F/A-18 «Хорнит»

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ПАЛУБНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ-БОМБАРИРОВЩИКА МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС—НОРТРОП F/A-18 «ХОРНИТ»

В США осуществляется серийное производство одноместного палубного истребителя-бомбардировщика Макдоналл-Дуглас — Нортроп F/A-18 «Хорнит» (рис. 1, 2), поступающего на вооружение ВМС и корпуса морской пехоты. При создании этого самолета перед специалистами фирмы Макдоналл-Дуглас стояла задача разработать систему управления оружием самолета, совместимую с планером относительно небольших габаритов и в значительной степени общую для истребительного и ударного вариантов самолета.

Эта задача была выполнена: бортовое радиоэлектронное оборудование самолета в варианте истребителя и в варианте ударного самолета отличается только оборудованием в подвесных контейнерах, обеспечивающим применение соответствующего подвесного вооружения.

Самолет F/A-18 имеет встроенную пушку калибром 20 мм. В варианте истребителя он оснащается УР «Сайдундер» и «Спэрроу». Для проведения ударных операций в любое время суток на внешних узлах подвески самолета размещается различное управляемое и неуправляемое оружие, для самообороны используются 20-мм пушка и УР класса воздух—воздух. Возможность быстрого переоборудования самолета позволит варьировать числом истребителей и ударных самолетов в под-

разделении в зависимости от тактической обстановки [1, 2].

Бортовое цифровое радиоэлектронное оборудование спроектировано в соответствии с требованием снижения эксплуатационных расходов и стоимости материально-технического обеспечения. Это достигнуто благодаря улучшению надежности и показателей технического обслуживания оборудования.

Основными особенностями самолета F/A-18 как системы оружия являются:

объединение дисплеев и программируемых средств управления, что позволяет пилотировать самолет и вести огонь одному летчику;

многорежимная программируемая РЛС с большой дальностью действия и способностью эффективно обнаруживать цели на фоне земли;

выбор вида оружия в зависимости от дальности до воздушной цели (УР «Спэрроу», «Сайдундер» или 20-мм пушки) осуществляется при помощи одного переключения;

высокая точность доставки в любое время суток обычного и управляемого оружия класса воздух—поверхность к неподвижным и движущимся наземным и морским целям;

основная квадруплексная электродистанционная система управления полетом;

повышенная надежность и живучесть всех систем, высокие показатели их технического обслуживания;

модульная структура математического обеспечения и двойные дублированные мультиплексные шины передачи информации, соответствующие стандарту MIL 1553;

встроенное оборудование РЭП;

автономная инерциальная навигационная система (величина навигационной ошибки $\sim 2,7 \text{ км}/\text{ч}$), допускающая уточнение навигационной информации в полете;

наличие автоматического самописца эксплуатационных параметров бортового оборудования, двигателей и планера [2].

На самолете установлены две идентичные ЭВМ Контрол Дейта AN/AUW-14.



Рис. 1. Самолет Макдоналл-Дуглас F/A-18 «Хорнит»

Разработка программного обеспечения началась одновременно с проектированием бортового электронного оборудования самолета и состояла из пяти основных этапов:

создание макетных моделей программ на языке ФОРТРАН для выбора наилучших алгоритмов и режимов управления;

оценка правильности функционирования основных программ на языке ФОРТРАН с использованием тренажера для моделирования взаимодействия летчика и системы управления оружием;

создание программ на языке более высокого уровня (CMS-2M);

проверка бортовых вычислительных устройств и программного обеспечения к ним;

повторное проведение испытаний в системе «человек—машина» в целях комплексной проверки системы в целом с использованием тренажера фирмы Макдоннелл-Дуглас [3].

Бортовое оборудование самолета F/A-18 состоит из семи функциональных групп (рис. 3). Две ЭВМ AN/AYK-14, в состав которых входят ЗУ на сердечниках емкостью 64К 16-разрядных слов (возможно увеличение объема памяти до 128К слов), обеспечивают обработку данных навигационной системы, вспомогательного оборудования и системы управления оружием. ЭВМ обеспечения полетного задания выполняет контроль за работой сдвоенной цифровой мультиплексной шины бортовой системы связи.

Имеются три другие мультиплексные шины информационного обмена. Первая из них обеспечивает связь между процессором системы управления подвесными грузами и интерфейсными блоками узлов подвески оружия под фюзеляжем и крылом, вторая — между контроллером системы связи и панелями управления в кабине летчика, третья предназначается для связи между ЭВМ системы управления полетом с целью резервирования. Восемнадцать блоков на схеме бортового оборудования, показанной на рис. 3, имеют так называемые основные процессоры, которые непосредственно связаны с мультиплексной шиной передачи данных. Имеется также еще 20 микропроцессоров, которые объединяются либо посредством основных процессоров, либо с помощью специальных каналов с передачей дискретных сигналов [2].

Все вычисления, которые осуществляются в системе бортового электронного оборудования самолета, можно разделить на два основных типа: специальные и целевые. Специальные вычисления относятся к конкретному типу датчика или оборудованию, выполняются независимо «внутри» соответствующей подсистемы. К ним относятся:

обработка данных от инерциальной платформы; вычисления воздушных параметров; обработка сигналов РЛС;

генерирование символов на экранах дисплеев.

Целевые вычисления осуществляются ЭВМ обеспечения полетного задания, в частности для управления самолетом и огнем при операциях воздух—воздух и воздух—поверхность, организации рабо-

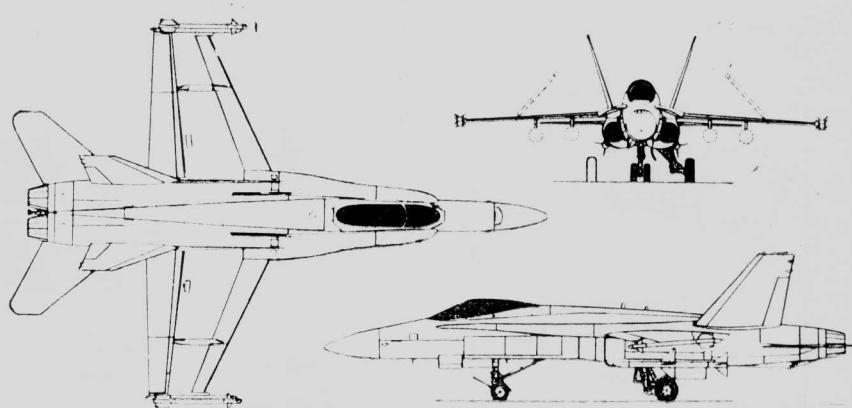


Рис. 2. Схема самолета F/A-18 «Хорнит»

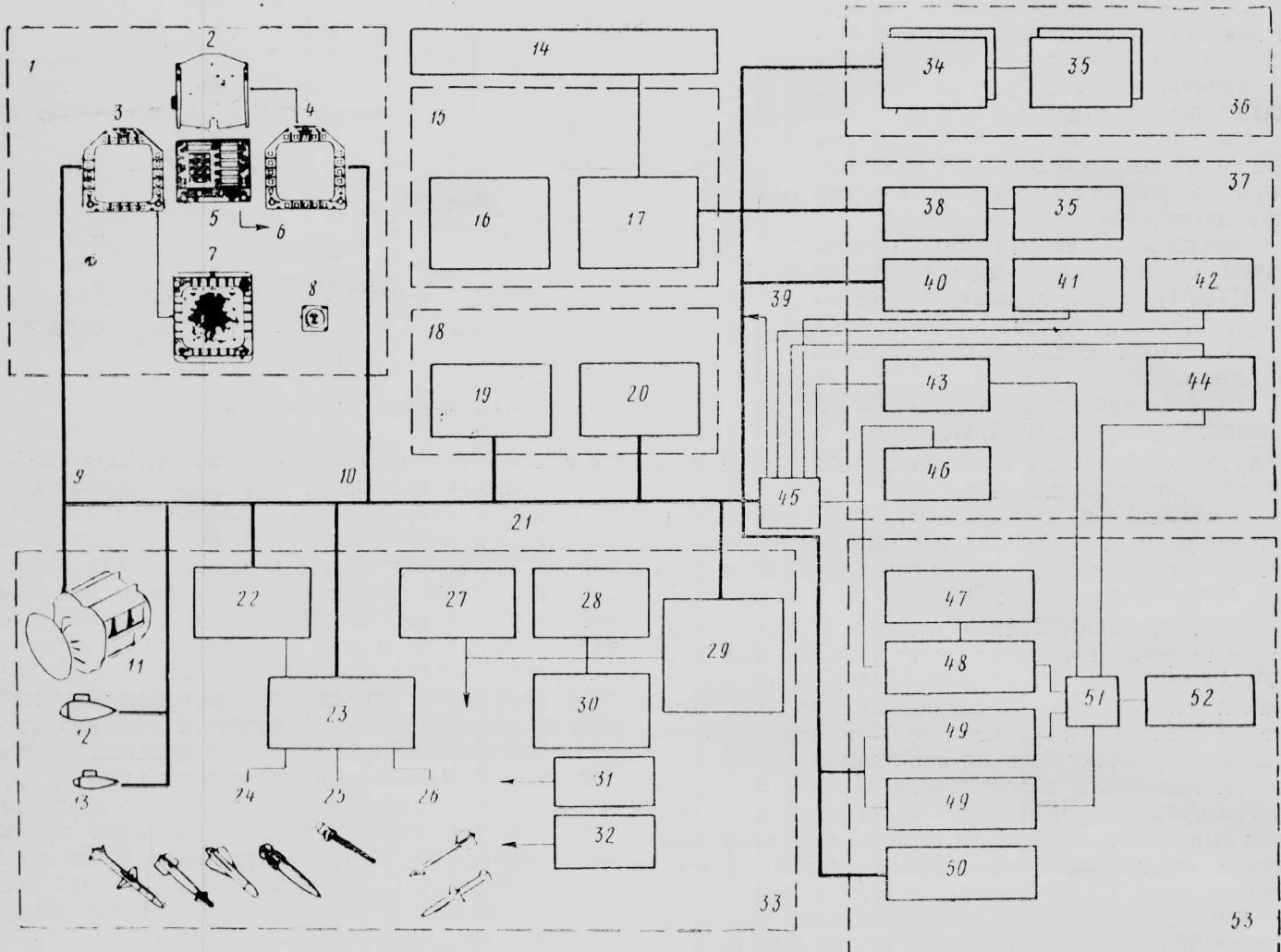
ты индикаторов в кабине экипажа, выбора наиболее надежных данных от различных датчиков.

При проектировании бортового оборудования были реализованы функционально-модульный принцип расположения датчиков и их объединение с помощью ЭВМ обеспечения полетного задания. Это позволило выполнять большую часть вычислений параллельно и избежать ненужных перегрузок каждого из имеющихся вычислителей; упростило сопряжение подсистем благодаря уменьшению их числа и снижению скорости передачи данных; облегчило разработку объединенных систем бортового радиоэлектронного оборудования и других подсистем; дало возможность четко разграничить функции систем и подсистем и более эффективно применять контроль при проектировании и изготовлении оборудования; позволило упростить техобслуживание и облегчило дальнейшее совершенствование системы [2, 3].

Две идентичные универсальные ЭВМ AN/AYK-14 обеспечивают работу систем в реальном масштабе времени при использовании существующих языков высокого уровня. На рис. 4 показана схема сопряжения подсистем с обеими ЭВМ и разделение программного обеспечения на 15 модулей. В таблице приведены основные характеристики вычислителей, входящих в состав основных подсистем бортового электронного оборудования самолета.

Типы и функции цифровых ЭВМ

Функция	Процессоры		Объем памяти ЗУ
	Тип	Быстро-действие, $i0^3$ опер./с	
Обеспечение полетного задания	AMD-2901	375	64К
Обеспечение системы управления полетом	MCP-701A (2)	500	44К/2К
Обеспечение работы РЛС в требуемых режимах	AMD-2901	700	256К/20
Обработка радиолокационных сигналов	54S181	7 100	54К
Обработка сигналов ИК системы FLIR	TI-9900 (2)	250	32К/4К
	AMD-2901	375	4К
Обработка данных комбинированной системы LST/SCAM	AMD-2901	500	12К/2К



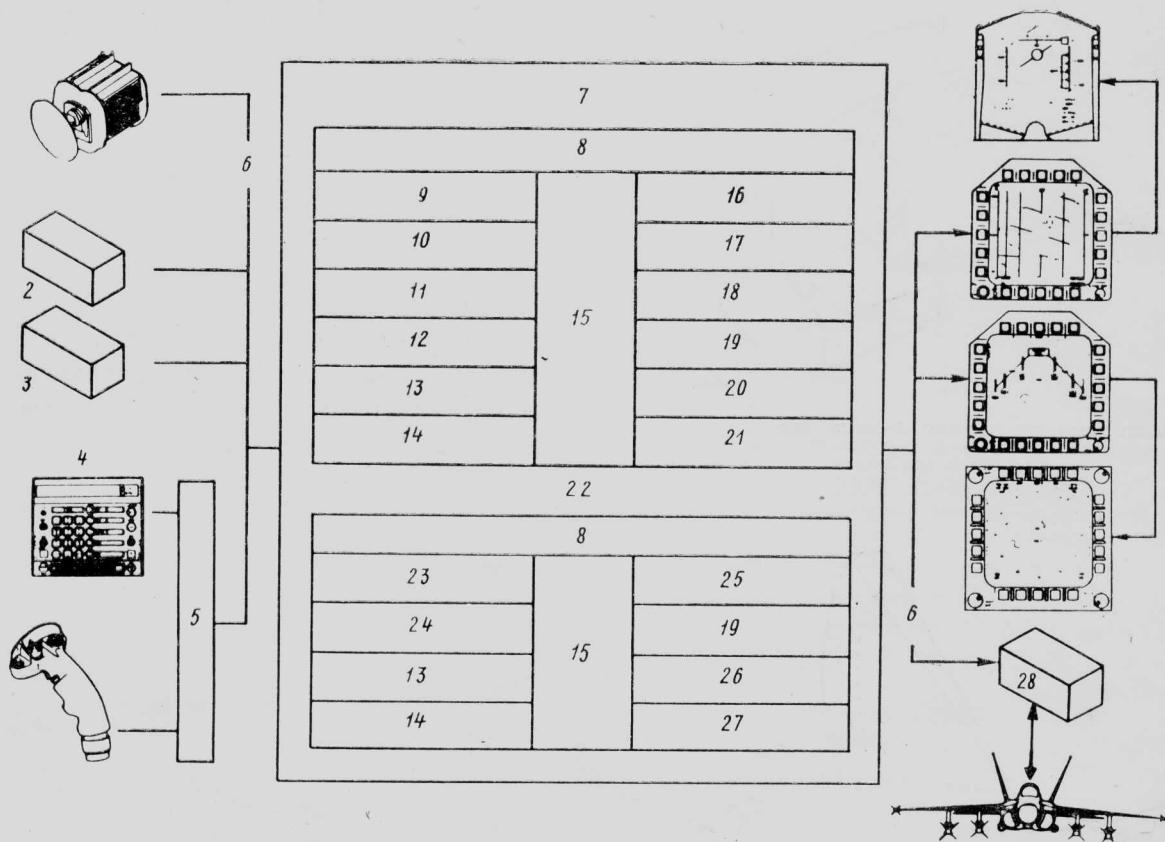
1—органы управления и индикации; 2—коллиматорный индикатор; 3—индикатор состояния систем самолета MMD; 4—многофункциональный индикатор MFD; 5—панель управления связанным и навигационным оборудованием и системой опознавания (передняя панель управления); 6—к вычислителю курса и скорости; 7—индикатор горизонтальной обстановки; 8—радиолокационный высотомер; 9—РУД; 10—ручка управления; 11—РЛС; 12—ИК система FLIR; 13—комбинированная система целеуказания LST/SCAM; 14—характеристики планера и двигательной установки; 15—контрольное оборудование; 16—контрольный щиток технического обслуживания; 17—запись эксплуатационных параметров; 18—обработка данных; 19—ЭВМ № 1; 20—ЭВМ № 2; 21—мультиплексная шина; 22—процессор радиолокационных сигналов; 23—управление подвесными грузами; 24—оружие класса воздух—поверхность; 25—пушка; 26—УР класса воздух—воздух; 27—устройство устранения помех; 28—дипольные отражатели, ИК трассеры; 29—система контроля средств РЭП; 30—система РЭП; 31—автоматический контроль сигналов; 32—взрыватель; 33—бортовая система управления оружием; 34—ЭВМ системы управления полетом; 35—датчики; 36—радиоэлектронное оборудование системы управления; 37—навигационное оборудование; 38—вычислитель воздушных параметров; 39—передней панели управления; 40—инерциальная навигационная система; 41—радиомаяк-ответчик; 42—система посадки по приборам на авианосец; 43—ТАСАН; 44—радиокомпас; 45—вычислитель курса и скорости; 46—угломерно-дальномерная система; 47—шифровальный блок; 48—ответчик системы опознавания; 49—приемопередатчик ARC-182; 50—линия передачи данных; 51—система внутренней связи; 52—система кодированной связи; 53—средства связи и опознавания

Рис. 3. Структурная схема бортового оборудования самолета F/A-18

Функция	Процессоры		Объем памяти ЗУ
	Тип	Быстро-действие, 10^3 опер./с	
Обслуживание системы управления подвесными грузами	INTEL-8080	200	16К
Обслуживание инерциальной навигационной системы	AMD-2901	238	32К
Вычисление воздушных параметров	AMD-2901	375	5К
Вычисление курса и скорости	INTEL-8080	200	16К/1К/128
Обслуживание линии передачи данных	Z-80	450	2К/900
Обслуживание системы математических подпрограмм	1802	250	3К/256/64
	INTEL-8080 (3)	200	14К/1К 1К/32

Управление подвесным вооружением осуществляется с помощью ЭВМ и блоков сопротивления («дешифраторов»), расположенных в пилонах внешних узлов подвески. При изменении подвешиваемого вооружения необходимо внести изменения в программное обеспечение вычислителя.

Основным датчиком истребителя-бомбардировщика F/A-18 является многорежимная импульсно-доплеровская РЛС Хьюз AN/APG-65 (рис. 5). Она обеспечивает самолету F/A-18 более точную, чем у бомбардировщика A-7 «Корсар», доставку оружия к наземной цели, и значительно превосходит РЛС самолета F-4 «Фантом» при ведении воздушного боя. Вес и занимаемый объем РЛС AN/APG-65 в два раза меньше, а надежность в четыре раза больше, чем у РЛС самолета F-4J. На рис. 6 показаны основные компоненты РЛС AN/APG-65.



1—датчики; 2—инерциальная навигационная система; 3—система вычисления воздушных параметров; 4—передняя панель управления; 5—вычисление курса и скорости; 6—многоплексная шина передачи данных; 7—ЭВМ системы навигации (память 64К слов); 8—исполнительные модули; 9—блок навигации; 10—навигационный блок коллиматорного индикатора; 11—блок контроля работы двигателей; 12—встроенная система контроля электронных систем; 13—устройство самоконтроля; 14—блок математических подпрограмм; 15—основной массив данных; 16—канал передачи данных; 17—органы управления и дисплеи системы навигации; 18—блок контроля работы систем и записи данных; 19—блок управления форматом дисплея; 20—вспомогательные органы управления и дисплеи; 21—блок дублирования информации; 22—ЭВМ системы управления вооружением (память 64К слов); 23—блок управления вооружением воздух—воздух; 24—блок отображения данных об оружии на коллиматорном индикаторе; 25—блок управления вооружением воздух—поверхность; 26—средства отображения тактической информации; 27—вспомогательная навигационная система; 28—система управления сбросом подвесных грузов

Рис. 4. Функции ЭВМ обеспечения боевого задания

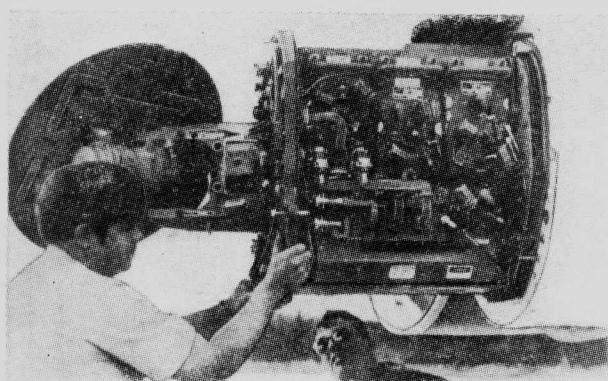


Рис. 5. Многорежимная РЛС Хьюз AN/APG-65

При выполнении задач воздух—воздух РЛС самолета F/A-18 может работать в следующих режимах (рис. 7, 8):

поиск цели по скорости (применяется при большой дальности до цели);

поиск цели с определением дальности (при любом ракурсе цели);

автоматическое сопровождение нескольких целей при поиске;

выделение отдельных воздушных целей в группе;

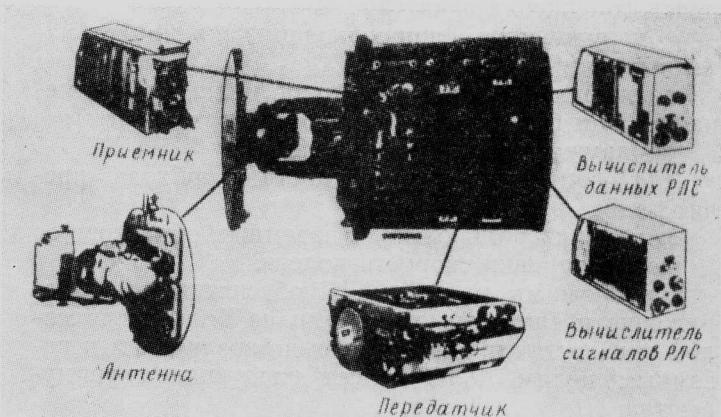
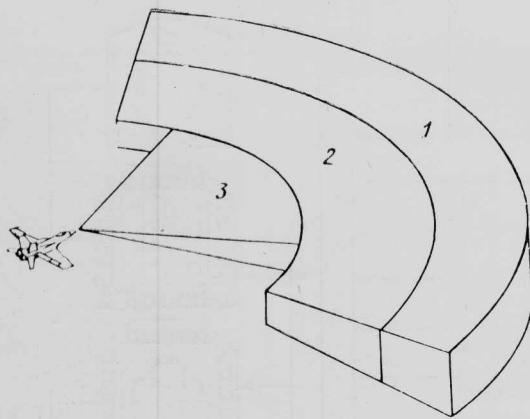


Рис. 6. Основные элементы РЛС AN/APG-65

автоматический захват цели при маневрировании во время ведения воздушного боя (при вертикальном сканировании, при сканировании в пределах поля зрения коллиматорного индикатора, по линии визирования, при прицеливании для ведения огня из пушки);

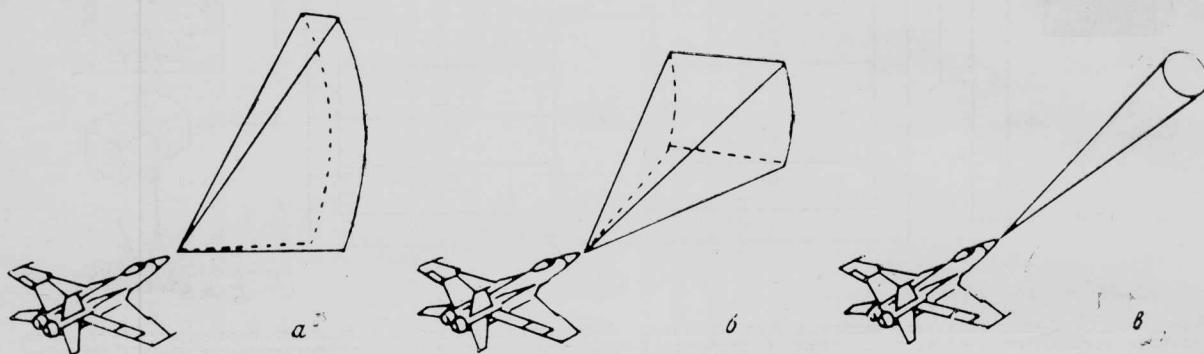
слежение за целью на малой дальности (для стрельбы из пушки).

Для выполнения задач воздух—поверхность РЛС имеет следующие режимы:



1—поиск цели по скорости; 2—поиск цели с определением дальности; 3—автоматическое сопровождение целей при поиске

Рис. 7. Секторы обзора РЛС AN/APG-65 при выполнении задач воздух—воздух



а—вертикальное сканирование; б—в пределах поля зрения коллиматорного индикатора; в—по линии визирования

Рис. 8. Секторы обзора РЛС в режимах автоматического захвата целей

картографирования местности (для навигации); картографирования местности в режиме доплеровского сужения луча (рис. 9);

обнаружения и сопровождения движущихся наземных целей;

слежения за неподвижными целями (применяется при бомбометании в любое время суток);

обнаружения надводных целей;

следования рельефу местности и обхода препятствий;

измерения дальности до наземных объектов;

корректировки скорости полета.

Эти режимы работы РЛС обеспечивают обнаружение и слежение за целями на большой и малой дальностях и ведение огня по воздушным и наземным целям. РЛС имеет следующие преимущества:

использование высокой, средней и низкой частоты повторения импульсов создало оптимальные условия для поиска и сопровождения целей в передней и задней полусферах, на большой и малой дальностях, в верхней и нижней полусферах;

перестройка частоты излучения в режиме автоматического поиска цели при ведении воздушного боя уменьшает «блики» от цели при ее сопровождении на малой дальности и повышает эффективность применения РЛС для обеспечения ведения огня из пушки;

использование техники сжатия импульсов позволило улучшить обнаружение целей на больших

дальностях, улучшило работу РЛС в условиях РЭП, повысило ее разрешающую способность при картографировании;

совершенствованная система обработки сигналов РЛС обеспечила возможность выделения отдельных воздушных целей, летящих в плотном строю, и использования режимов с увеличенным масштабом изображения (19:1 и 67:1) при операциях воздух—поверхность;

обеспечено автоматическое включение средств нейтрализации работы систем РЭП противника.

Многорежимность и эффективность РЛС обеспечивается благодаря использованию быстродействующих программируемых процессоров и ЗУ на магнитных дисках емкостью 256К слов. При выборе летчиком в полете одного из режимов работы РЛС соответствующая программа передается в

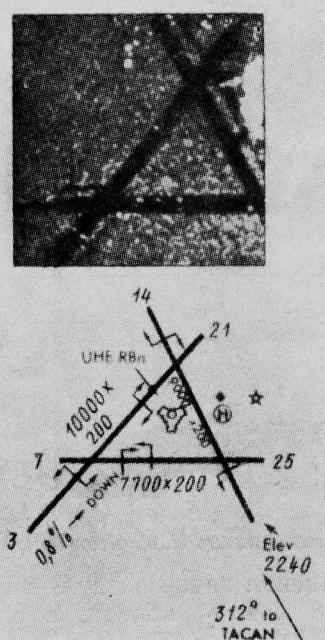


Рис. 9. Схема и радиолокационное изображение аэродрома, полученное с помощью РЛС AN/APG-65, установленной на самолете Т-39 «Сейблайннер» и работающей в режиме доплеровского сужения луча

оперативную память процессоров данных и сигналов РЛС.

Программируемые процессоры в сочетании с большим объемом памяти позволяют вводить новые режимы работы РЛС и обеспечат адаптивную нейтрализацию действия средств РЭП потенциального противника на ближайшие десятилетия [2, 4, 5].

Для ударных операций на самолете F/A-18 кроме РЛС AN/APG-65 применяется ИК система переднего обзора FLIR и комбинированная система лазерного целеуказания и регистрации результатов атаки LST/SCAM (Laser Spot Tracker/Strike Camera). Эти системы, размещенные в контейнерах, подвешиваемых вместо УР «Спэрроу» (рис. 10), позволяют корректировать данные навигационной системы, более точно определять положение цели, увеличивают возможность слежения за целями и вероятность их поражения.

Вес контейнеров с системами FLIR и LST/SCAM относительно невелик, и их установка на самолете F/A-18 производится не в ущерб оружию класса воздух—поверхность.

ИК система FLIR устанавливается на левом подфюзеляжном пylonе самолета F/A-18 (рис. 11) и имеет поле зрения 3° и 12° . Зона обзора системы включает все незатененные части самолета области, за исключением области в виде конуса с углом раствора 30° в задней полусфере. Система FLIR может работать в режимах автономного слежения или слежения с ориентацией по сигналам от РЛС или навигационной системы. При маневрировании самолета обеспечивается непрерывная стабилизация системы FLIR для точного указания направления стрельбы и сопровождения цели [2].

Комбинированная система LST/SCAM (рис. 12) осуществляет автоматический поиск и сопровождение цели, подсвеченной лазером с наземного или воздушного постов наведения. Система имеет поле зрения 8° , зона сканирования может быть отклонена на 20° по азимуту или соответствовать пределам поля зрения коллиматорного индикатора.

С помощью panoramicной фотокамеры, установленной на поворотной турели в хвостовой части

контейнера LST/SCAM и управляемой с помощью ЭВМ, осуществляется регистрация результатов атаки наземных целей [2, 6].

При проектировании самолета F/A-18 специалистам фирмы Макдоннелл-Дуглас ставилась задача разработать кабину истребителя-бомбардировщика в соответствии с новой концепцией комплексирования органов управления и дисплеев. Органы управления основных систем самолета располагаются на РУД и ручке управления (концепция HOTAS-Hands on Throttle and Stick); передняя верхняя приборная панель предназначена для отображения информации от систем связи, навигации и опознавания; на многофункциональные дисплеи выводится информация о работе бортовых систем, параметры работы РЛС, информация о тактической обстановке и т. д.

При проектировании кабины самолета F/A-18 и ее оборудования был использован опыт разработки самолета F-15 и результаты ряда исследовательских программ. Для моделирования полета широко применялся пилотажный стенд фирмы Макдоннелл-Дуглас, на котором летчики-испытатели ВМС и корпуса морской пехоты могли оценить

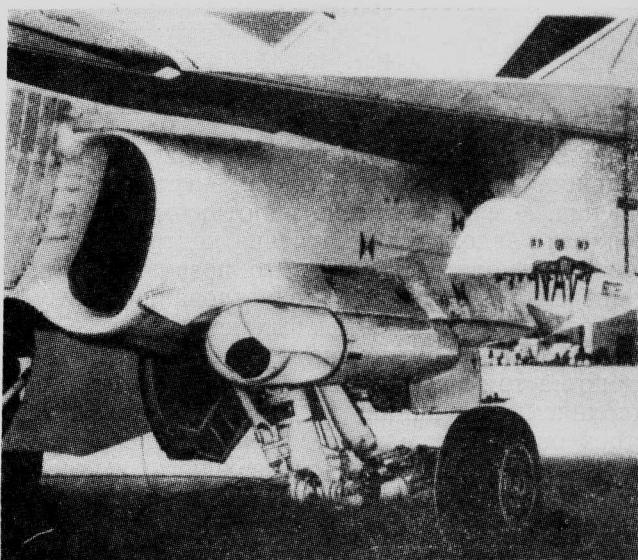
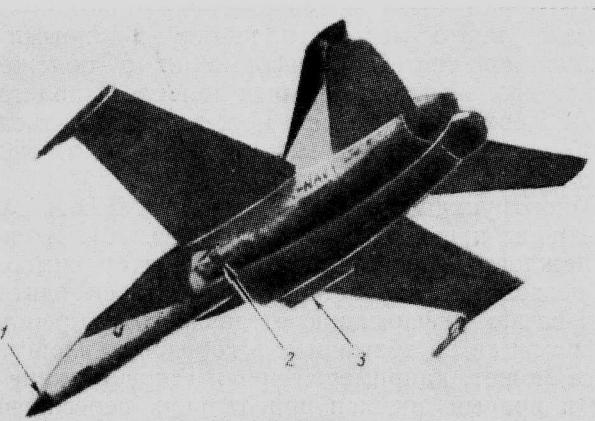
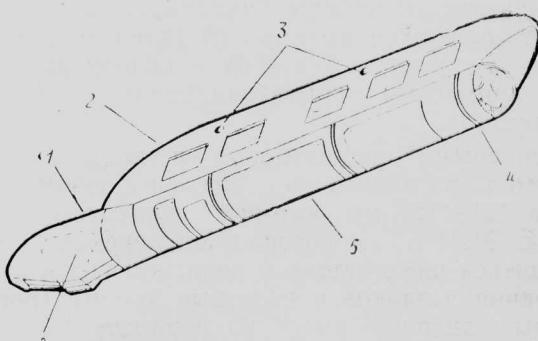


Рис. 11. Установка ИК системы FLIR на самолете F/A-18



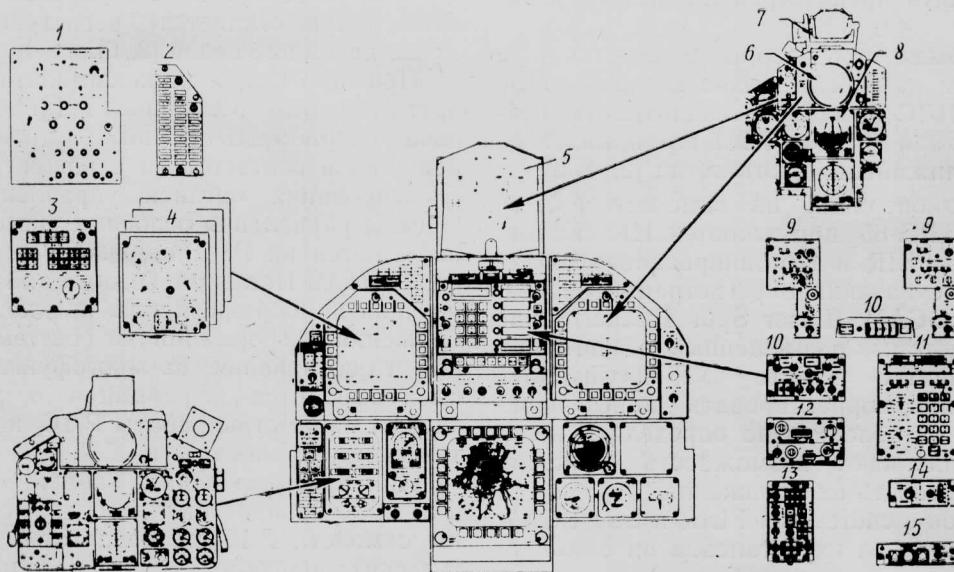
1—РЛСAN/APG-65; 2—FLIR; 3—LST/SCAM

Рис. 10. Расположение РЛС AN/APG-65 и контейнеров с ИК системой FLIR и комбинированной лазерной системой целеуказания LST/SCAM на самолете F/A-18 «Хорнит»



1—турель; 2—переходное устройство для подвески контейнера; 3—четыре узла крепления контейнера к пylonу самолета; 4—устройство обнаружения и сопровождения лазерного пятна; 5—блок сопряжения; 6—панорамная фотокамера

Рис. 12. Контейнер с комбинированной лазерной системой целеуказания LST/SCAM



1—щиток вооружения; 2—щиток системы предупреждения; 3—щиток встроенной системы контроля; 4—органы управления РЛС, ИК системой FLIR и комбинированной лазерной системой целеуказания LST/SCAM и средства отображения информации от них; 5—коллиматорный индикатор; 6—индикатор РЛС; 7—пушечный прицел; 8—пилотажный прибор; 9—щиток УКВ радиостанции дециметрового диапазона; 10—щиток системы опознавания; 11—щиток навигационной системы; 12—щиток системы посадки по приборам и навигационной системы TACAN; 13—щиток линии передачи данных; 14—щиток радиомаяка; 15—командные приборы

Рис. 13. Использование в кабине истребителя-бомбардировщика F/A-18 «Хорнит» многофункциональных органов управления и дисплеев (в центре) вместо обычно применяемых щитков управления

предложенные конструктивные решения, касающиеся приборного оборудования, и внести свои предложения. Исследования на пилотажном стенде фирма начала задолго до получения контракта на разработку самолета F/A-18. Это позволило снизить технический риск при проектировании и глубже проверить практичность новых концепций.

Приборное оборудование в кабине летчика разделено на три группы в зависимости от следующих выполняемых функций: 1) управление самолетом в трех основных режимах: выполнение операций воздух—воздух, воздух—поверхность и крейсерский полет; 2) управление системами связи, радионавигации и опознавания целей; 3) управление датчиками и оружием. Рациональное размещение органов в кабине летчика осуществлялось с помощью расчетов на ЭВМ, с учетом степени их использования в различных ситуациях при выполнении боевого задания. Из-за строгих требований к компактности кабины (например, площади приборной панели самолета F/A-18 на 40% меньше, чем у самолетов A-7 и F-4) и обзору из кабины были применены многофункциональные индикаторы (рис. 13).

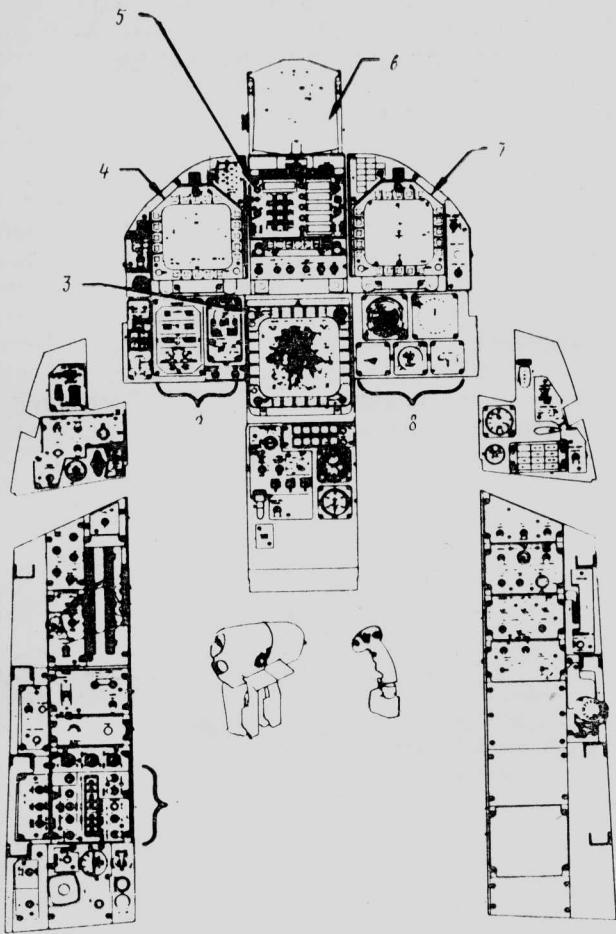
Основными индикаторами в кабине летчика являются три идентичных дисплея с экранами размером 127×127 мм, которые управляются с помощью ЭВМ и на которых одновременно может выводиться информация о цели, наличном оружии, показания датчиков и полетные данные (рис. 14). Каждый дисплей имеет по периметру 20 кнопок управления (рис. 15), которые позволяют летчику вывести на дисплей требуемую информацию. С помощью кнопок управления летчик может выбрать широкое или узкое поле зрения, задать позитивное или негативное изображение информации, «заморозить» интересующие его данные и т. д.

Верхний левый дисплей MMD (Master Monitor Display) является индикатором состояния систем самолета. На нем высвечивается вся предупреждающая и рекомендательная информация о работе бортовых систем, информация от электронно-оптических и ИК датчиков и встроенной системы контроля. Верхний правый многофункциональный дисплей MFD (Multi-Function Display) является основным индикатором для отображения информации от РЛС и других датчиков, данных о пространственной ориентации самолета, а также тактической информации.

Третий дисплей, расположенный по центру в нижней части основной приборной панели, является индикатором обстановки в горизонтальной плоскости HSD (Horizontal Situation Display), на котором может быть воспроизведена цветная движущаяся карта местности, наряду с данными навигационной системы (информация о положении пункта назначения, времени и дальности полета до него). Кроме того, на нем может отображаться до ~200 справочных данных от различных систем самолета, включая систему РЭП.

Многофункциональные дисплеи MFD и MMD идентичны и взаимозаменяемы (рис. 16). В системе каждого дисплея имеется генератор символов, что позволяет в случае необходимости выводить на один из них информацию от двух других дисплеев. Информация об обстановке в горизонтальной плоскости может, например, выводиться в верхние левые и правые дисплеи при дальних перегоночных перелетах [2, 7].

Коллиматорный индикатор, установленный в кабине самолета F/A-18, является основным пилотажным прибором для навигации и при ведении воздушного боя. Он имеет поле зрения 20°, и на нем могут отображаться данные о скорости и чис-



1—дублирующие приборы УКВ радиостанции дециметрового диапазона и инструментальной системы посадки; 2—приборы контроля работы двигателя и топливной системы; 3—дисплей обстановки в горизонтальной плоскости (HSD); 4—дисплей состояния систем самолета (MMD); 5—передняя панель управления; 6—коллиматорный индикатор; 7—многофункциональный индикатор; 8—резервные приборы

Рис. 14. Схема расположения приборов в кабине самолета F/A-18

ле М горизонтального полета, вертикальной скорости, пространственном положении, угле атаки, высоте, курсе, перегрузке и т. д. Коллиматорный индикатор обеспечивает информацию, необходимую для применения оружия, которая представляется в виде прицельных сеток, данных целеуказания и захвата, траекторий падения бомб, величин дальности, сигналов о сбрасывании боевой нагрузки и т. д. [2, 5, 7].

Передняя панель управления UFC (Up-Front Control), которая находится непосредственно под коллиматорным индикатором между дисплеями MFD и MMD (рис. 17), позволяет с помощью ЭВМ выводить на коллиматорный индикатор и дисплей HSD информацию от системы посадки по приборам ARA-63, линии передачи данных RT-1379/ASW, навигационной системы ARN-118 TACAN, радиомаяка APN-202, автопилота, двух УКВ радиостанций (метрового и дециметрового диапазонов) APC-182, радиокомпаса R-1623/APN, системы опознавания APX-100, радиовысотомера APN-194. С помощью нижнего ряда кнопок летчик запрашивает требующуюся информацию; в верхней части находятся устройства для считывания данных, клавишная панель управления и пять световых табло с кнопками управления.

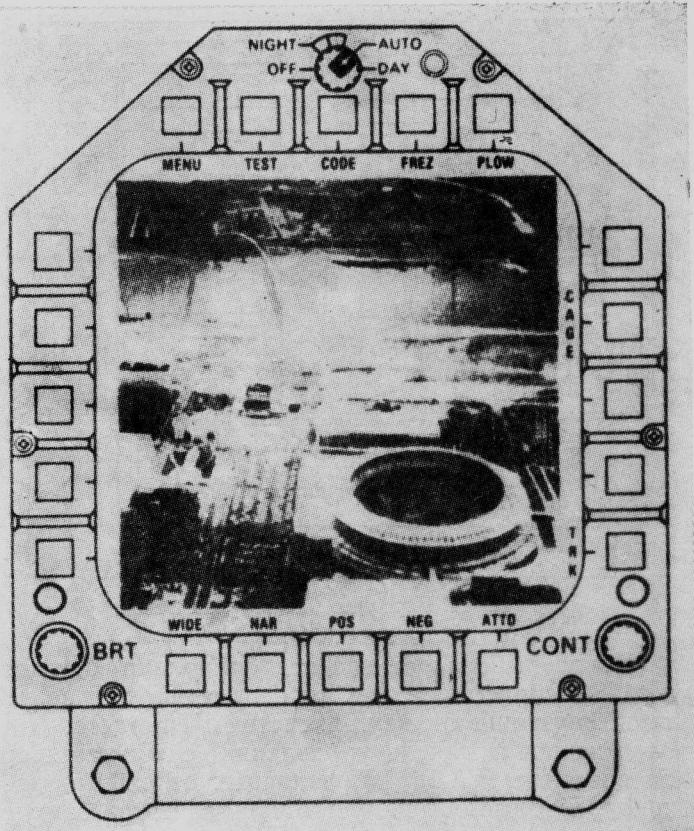
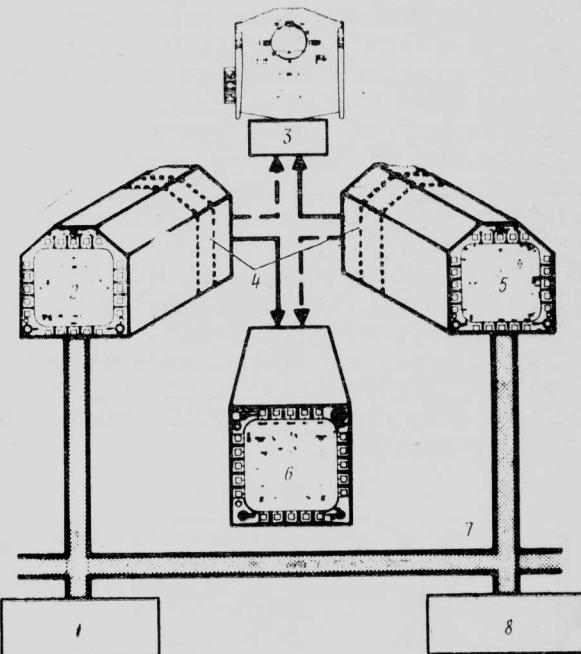


Рис. 15. Многофункциональный дисплей



1—ЭВМ № 1; 2—дисплей состояния систем самолета MMD; 3—коллиматорный индикатор; 4—генератор символов; 5—многофункциональный дисплей; 6—дисплей обстановки в горизонтальной плоскости; 7—мультиплексная шина передачи данных; 8—ЭВМ № 2

Рис. 16. Взаимозаменяемость дисплеев

На рис. 17 показан случай, когда летчик затребовал с помощью клавишной панели UFC информацию от навигационной системы TACAN. На пяти световых табло отображаются обозначения режимов работы системы TACAN, и летчик с помощью кнопок управления выбирает нужный режим.

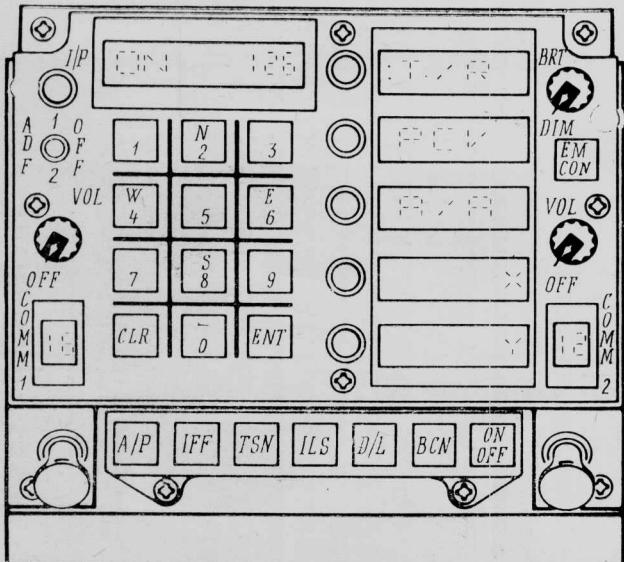


Рис. 17. Передняя панель управления

После выбора режима вся символика на панели UFC сбрасывается, и панель готова для запроса информации от другой системы самолета.

Дисплеи и панель управления UFC заменили на самолете F/A-18 12 различных отдельных датчиков, которые обычно устанавливались на самолетах прежних поколений, а электронный индикатор для контроля работы двигателей заменил 10 стандартных датчиков [2, 7].

Расположенные на ручке управления самолетом и РУД органы управления бортовыми системами и вооружением позволяют летчику выполнять атаку целей в режиме воздух—воздух и воздух—поверхность, не убирая рук с основных органов управления, а также управлять основными системами самолета во время маневрирования с большими перегрузками и при большом дефиците времени (рис. 18, 19).

В соответствии с концепцией HOTAS на РУД и ручке управления самолетом размещены следующие основные органы управления: трехпозиционный переключатель для выбора оружия класса воздух—воздух, четырехпозиционный переключатель управления режимами работы РЛС и кнопка управления целеуказателем.

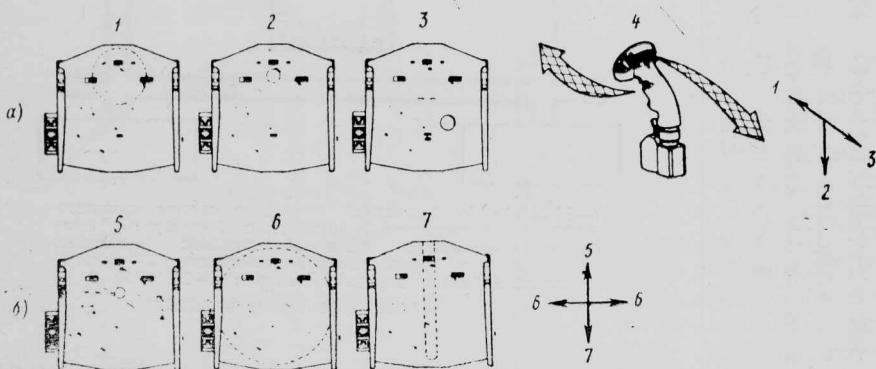
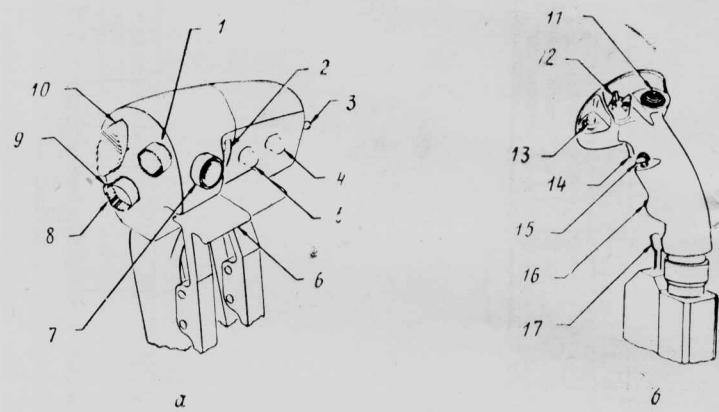


Рис. 19. Выбор оружия класса воздух—воздух с помощью трехпозиционного переключателя и радиолокационных режимов автоматического захвата с помощью четырехпозиционного переключателя

При выборе типа оружия класса воздух—воздух в РЛС автоматически поступают сигналы о дальности поиска, азимуте, угле места и частоте повторения импульсов, соответствующие условиям применения выбранного оружия.

При захвате цели на коллиматорном индикаторе и многофункциональном дисплее загорается метка «захват». Кнопка управления целеуказателем служит для перемещения в любом направлении символов системы целеуказания на экране дисплеев. Кроме того, эта кнопка может выполнять те же функции, что и кнопки по периферии экранов дисплеев. Это не только повышает эффективность действий летчика, но также делает ненужным сложный пульт управления РЛС, а благодаря резервированию управления дисплеями увеличивается надежность системы в целом.



а—РУД; б—ручка управления
1—кнопка управления контейнером с отражателями и трассерами; 2—регулятор управления приводом антенны РЛС по углу места; 3—выключатель бортовых сигнальных огней; 4—переключатель системы опознавания целей NCTR и управления полем зрения системы FLIR; 5—выключатель автоматической компенсации мощности при включениях и выключениях систем; 6—клавиши включения форсажа; 7—кнопка управления целеуказателем; 8—кнопка управления воздушными тормозами (выпускание, выключение, убирание); 9—кнопка арретирования и разарретирования; 10—кнопка управления системой связи; 11—кнопка триммеров каналов тангажа и крена; 12—четырехпозиционный переключатель датчиков (управление радиолокационным режимом автозахвата); 13—кнопка оружия класса воздух—поверхность; 14—кнопка управления пушечным огнем и пуском ракет; 15—трехпозиционный переключатель оружия класса воздух—воздух; 16—кнопка стопорения носового колеса; 17—кнопка отключения управления носовым колесом иautopilota

Рис. 18. Расположение органов управления на РУД и ручке управления

Для атаки наземных целей летчик нажимает кнопку оружия класса воздух—поверхность, и на приборной панели автоматически указывается вид оружия и программа его применения, которая вводится в вычислительное устройство, выдаются команды перехода на соответствующие режимы РЛС, ИК системы FLIR или комбинированной системы LST/SCAM; на дисплее и коллиматорном индикаторе отображается соответствующая индикация.

Как показала практика, несмотря на большое количество переключателей и кнопок на РУД и ручке управления, летчики довольно-

но быстро привыкают к такому расположению органов управления, поскольку переключатели и кнопки располагаются непосредственно под пальцами летчика, и любое переключение сопровождается высвечиванием на ЭЛТ дисплеев соответствующего указания, играющего роль обратной связи [2, 7].

В нижнем левом углу приборной панели располагаются приборы контроля за работой топливной системы и двигателей, которыми летчик пользуется во время автономного запуска двигателей от аккумуляторного питания.

В правом нижнем углу приборной панели располагаются датчики воздушной скорости, высоты, вертикальной скорости и командный авиагоризонт диаметром 7,6 см, имеющий автономный гироскоп на случай выхода из строя системы энергоснабжения или системы индикации.

Установленный на самолете автопилот имеет режимы стабилизации курса, угла тангажа, барометрической или измеренной с помощью РЛС высоты, автоматической посадки на авианосец, выдерживания скорости захода на посадку и т. д.

Самолет F/A-18 оборудован навигационной системой ASN-130, которая обеспечивает летчика информацией о пространственной ориентации самолета, его угловых скоростях, курсе, скорости, ускорении и местонахождении.

Для увеличения точности навигации, доставки оружия к цели, коррекции данных скорости, полученных от РЛС, и вычисления упреждения при стрельбе из стрелкового оружия эти данные вводятся в систему вооружения самолета.

Система вычисления воздушных параметров позволяет получить такие показатели, как угол атаки, скорость, высота, температура и давление воздуха, которые отображаются на соответствующих индикаторах и используются для программирования работы системы управления. Корректировка данных навигационной системы может осуществляться с помощью РЛС, навигационной системы TACAN, ИК системы FLIR и визуально.

Оборудование РЭП самолета F/A-18 включает приемник предупреждения о радиолокационном облучении ALR-67, передатчик ALQ-126, контейнерную систему ALE-39 для разбрасывания дипольных отражателей, ИК целей и активных радиосредств.

Переговоры между летчиком и наземными командными пунктами осуществляются с помощью кодирующей системы KY-58, которая используется также для радиопеленгации в системе навигации.

Система внутренней связи обеспечивает голосовую связь со вторым членом экипажа (на тренировочном самолете TF/A-18) и с наземным персоналом техобслуживания. Кроме того, с ее помощью летчику передаются звуковые предупредительные и рекомендательные сигналы.

Информация о дальности и курсе, полученная от навигационной системы TACAN, обрабатывается ЭВМ для последующего использования в системе управления при полете к любой заданной опорной точке на маршруте или к цели.

Оборудование линии передачи данных, установленное на самолете F/A-18, совместно с принятой в ВМС и корпусе морской пехоты США системой тактической информации TDS (Tactical Data System) предназначено для передачи информации о местонахождении цели и наведения самолета.

С авианосца могут передаваться сигналы для предварительной выставки инерциальной системы, координаты ориентиров на маршруте и сигналы для автоматической посадки на палубу авианосца.

В системе опознавания («свой — чужой») ARX-100 предусматривается шифровка сигналов, которая обеспечивается оборудованием KIT-IA/TSEC [2, 7].

Отличительной особенностью программы разработки самолета F/A-18 явилось обеспечение, паряду с высокими летными характеристиками, гарантированных характеристик надежности и технического обслуживания как самолета в целом, так и отдельных его подсистем.

С этой целью специалисты фирмы Макдоннелл-Дуглас выработали четыре принципа, в соответствии с которыми должна была вестись разработка самолета и его систем:

уменьшение числа модулей оборудования и агрегатов;

проектирование и изготовление каждого компонента с учетом требований повышенной надежности;

обеспечение условий эксплуатации, при которых вероятность выхода из строя оборудования была бы наименьшей;

оборудование должно эксплуатироваться только в случае необходимости.

Разработка истребителя-бомбардировщика F/A-18 в соответствии с указанными принципами привела к следующему:

в пять раз уменьшилось количество блоков системы управления и индикации;

инерциальная навигационная система используется для вычислений упреждения при прицеливании;

воздух в системе охлаждения электронного оборудования ($t_{\max}^0 = 4,4^{\circ}\text{C}$) осушается в водяном сепараторе высокого давления;

при стоянке для охлаждения бортового оборудования используется вентилятор, имеющий блокировочное термореле;

в кабине летчика установлены дублированные воздушные вентиляторы;

применены высоконадежные защищенные электроразъемы;

уменьшено время работы электронного оборудования на стоянке благодаря разделению электрических цепей;

автоматическое выключение электропитания интерфейсных блоков узлов подвесных грузов, когда отпадает необходимость их использования.

Надежность подсистемы была повышена за счет:

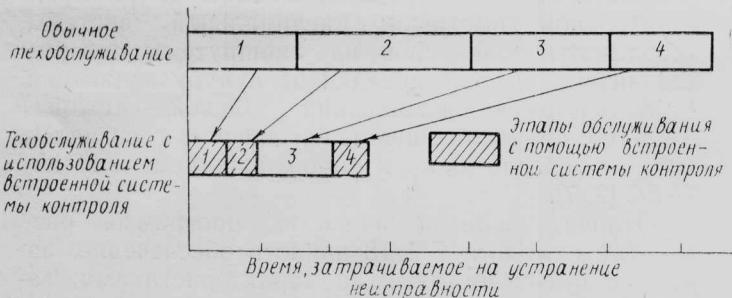
установления требований к рабочей температуре и мощности отдельных подсистем ниже уровня, заданного NASA для космического оборудования; значительного уменьшения числа деталей;

строгого отбора и экранирования деталей;

создания конструкций, обеспечивающих более эффективный отвод тепла;

испытаний оборудования в условиях, соответствующих критическим условиям полета [2].

В процессе двухнедельных демонстрационных полетов самолета F/A-18 в 1981 г., проходивших в летно-испытательном центре ВМС Патаксент-Ривер (шт. Мэриленд), были зафиксированы лишь три отказа бортового радиоэлектронного оборудования. Надежность самолета F/A-18 оказалась зна-



1—поиск неисправности; 2—изоляция неисправности; 3—замена неисправных агрегатов и узлов; 4—проверка функционирования систем

Рис. 20. Сокращение времени на выявление и устранение неисправностей оборудования самолета F/A-18

чительно выше (время наработка на отказ 33 ч), чем у самолетов F-4 и A-7 (соответственно ~ 3 и менее 1 летного часа) [8].

Высокая надежность самолета F/A-18 сочетается с низкими затратами на техобслуживание [2]. К середине июня 1982 г., когда налет парка самолетов превысил 9000 ч, трудоемкость техобслуживания самолета F/A-18 оказалась в 2—3 раза ниже, чем у самолетов F-4 и A-7, и составила 6,5 чел.-ч на 1 ч полета [9].

На рис. 20 представлены типовые задачи, решаемые при техобслуживании самолета, и показано уменьшение трудозатрат на техобслуживание систем самолета F/A-18A. Благодаря встроенной системе контроля BIT (Built-In-Test) значительно упростились поиск и изоляция неисправностей в системах, а также проверка их функционирования.

Быстрота и легкость замены неисправных блоков обеспечивается:

наличием быстросъемных люков и панелей для доступа к оборудованию;

креплением блоков оборудования с помощью самоконтрящихся болтов;

установкой блоков «в один слой»;

размещением аппаратуры на уровне груди человека (при стоянке самолета на земле);

длинные направляющие для выдвижения РЛС для техобслуживания.

Встроенная система контроля спроектирована для обнаружения до 98% и изоляции до 99% неисправностей. Проверка работы органов управления и индикаторов в кабине летчика осуществляется с помощью дисплея состояния систем MMD как в полете, так и на земле. Для оценки летчиком возможности выполнения боевого задания на индикаторах автоматически представляется информация о работоспособности оборудования и вспомогательные данные.

В нише передней стойки шасси самолета F/A-18 располагается контрольный пульт техобслуживания MMP (Maintenance Monitor Panel). На пульте отображается 114 показателей состояния различных сменных электронных блоков системы вооружения самолета, указывающих номер люка доступа к отказавшему оборудованию.

Кроме того, отображается дополнительно 131 показатель работы неэлектронных блоков бортового оборудования и 7 показателей объема расходуемых рабочих жидкостей в системах самолета. Пульт MMP может работать от переносных

аккумуляторов и от бортового источника электропитания.

К другим средствам, позволяющим снизить трудозатраты на техобслуживание, относятся: самописец показателей работы двигателей и усталостных циклов нагружения конструкции планера и электронный блок оптической юстировки ряда бортовых систем.

Специалисты фирмы Макдонаелл-Дуглас считают, что дальнейшее развитие электронного оборудования боевых самолетов будет направлено на уменьшение вероятности обнаружения самолетов, обеспечение прорыва зоны ПВО противника, более эффективного поражения целей и на увеличение выживаемости самолета в условиях ПВО. Будущие многорежимные РЛС с активной апертурой смогут выполнять большее число функций и будут более надежны. Считается, что благодаря улучшенным характеристикам РЛС станут обычными полеты на малой высоте в режимах следования рельефу местности и обхода препятствий при плохих погодных условиях; повысится разрешающая способность РЛС при картографировании местности. Благодаря разработке вычислителей с увеличенной скоростью обработки данных, поступающих от РЛС, электронно-оптических и ИК датчиков, возможно будет осуществлять поиск и классификацию цели в автоматическом режиме. Повышение боевой эффективности и выживаемости самолета будет осуществляться путем более полного объединения бортового электронного оборудования с системой управления полетом и силовой установкой.

Большое значение придается средствам командования, управления, связи и разведки, которые должны повысить эффективность навигации, ударных операций и увеличить выживаемость самолета. Предполагается разработать новые органы управления и средства визуализации в кабине летчика, что позволит ему справиться с непрерывно возрастающим потоком информации. Будут использоваться речевое управление, дисплеи с цветным изображением и с сенсорным управлением.

Будущие системы бортового оборудования потребуют применения, наряду с обычными, специальных методов обработки данных. Использование арсенида галлия позволит создать интегральные схемы, способные осуществлять обработку данных с большой скоростью [2].

1. Tkach M. J. F/A-18 weapon system development. Canadian Aeronautics and Space Journal, 1981, v. 27, VII—IX, N 3, p. 242—252.

2. Drummond R. C. F/A-18A weapon system 1976 state of the art. AIAA Paper N 81—2215.

3. Stein K. J. Pilot feedback, test data shaped F/A-18A software. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 26/IV, N 17, p. 169, 171—172.

4. Flight International, 1981, v. 119, 2/V, N 3756, p. 1228—1229.

5. Gilson Ch. F/A-18 Hornet one aircraft, one man, multiple missions. International Defence Review, 1980, v. 13, N 2, p. 211—218.

6. Flight International, 1981, v. 119, 25/IV, N 3755, p. 1166.

7. Adam E. C. F/A-18 „Hornet“—one man operability. AIAA Paper N 81—2206.

8. Interavia Air Letter, 1980, 10/XII, N 9647, p. 2.

9. Interavia Air Letter, 1982, 15/VI, N 10021, p. 2.

Референт А. В. Левиков.

„ТИ“, ЦАГИ, 1984, № 5, 1—32.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров Е. С. Вождаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов, Р. Д. Иродов,
А. Г. Мунин, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилов (ответственный редактор)

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор Л. Д. Курдюкова

Сдано в набор 27.01.84.
Высокая печать.

Подписано в печать 16.03.84.
Бум. л. 2,0.

Формат бумаги 60×90 $\frac{1}{8}$.
Усл. печ. л. 4,0.

Типографская № 1.
Уч.-изд. л. 4,96.

Литературная гарнитура
Тираж 2872 экз.

Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ Заказ. 1923

Индекс 6183