



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Многоцелевой истребитель Дассо-Бреге „Мираж“ F-1 . . .	1
Разработка законов управления статически неустойчивого истребителя с передним горизонтальным оперением . .	6
Десятый полет многоразового воздушно-космического аппарата „Спейс Шаттл“	21
Стоимостные показатели американских военных авиационных программ	26

УДК 629.735.33 : 623.746.3 (44) Дассо-Бреге «Мираж» F-1

МНОГОЦЕЛЕВОЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ ДАССО-БРЕГЕ „МИРАЖ“ F-1

Самолет Дассо-Бреге «Мираж» F-1 поступил на вооружение ВВС Франции в 1974 г. и является в настоящее время основным истребителем ПВО. Кроме выполнения задач ПВО, он может также осуществлять ударные операции и широко поставляется на экспорт.

Самолет «Мираж» F-1 является одним из истребителей семейства F (нормальной схемы со стреловидным крылом), проработывавшихся фирмой Дассо-Бреге наряду с другими проектами, начиная с 1962 г., для замены самолетов «Мираж» III. Исходный самолет «Мираж» F-2 был двухместным с ТРДД SNECMA (Пратт-Уитни) TF-306 и предназначен в основном для непосредственной поддержки наземных войск.

Первый полет опытного самолета «Мираж» F-2 состоялся в июне 1966 г. Однако этот самолет так же, как и одноместный самолет «Мираж» F-3 с двигателем TF-306, постройка которого не была окончена, не удовлетворял изменившимся в середине 1960-х годов требованиям ВВС Франции, и в 1967 г. было решено принять на вооружение одноместный самолет «Мираж» F-1 с двигателем SNECMA «Атар» 9К. Этот самолет разработан фирмой Дассо-Бреге на собственные средства и предназначался прежде всего для выполнения задач всепогодного перехвата.

Первый полет первого опытного самолета «Мираж» F-1 состоялся в декабре 1966 г. В мае 1967 г. этот самолет потерпел катастрофу вследствие флаттера. Программа разработки самолета и постройка трех предсерийных самолетов были задержаны в связи с выяснением причин флаттера и поиском решения по его предотвращению. Первый полет серийного самолета состоялся в феврале 1973 г., поставки ВВС Франции начались в марте 1973 г. [1]. Более подробные сведения о начальном этапе программы самолета «Мираж» F-1 приведены в «ТИ» № 2, 1973 г.

Самолет «Мираж» F-1 выпускается в следующих вариантах, отличающихся в основном составом оборудования и вооружения:

F-1A — вариант, снабженный системой оружия для выполнения ударных операций;

F-1B — двухместный учебно-боевой вариант;

F-1C — исходный вариант, оптимизированный для выполнения задач ПВО и перехвата воздушных целей;

F-1CR — разведывательный вариант;

F-1E — экспортный многоцелевой вариант, снабженный наиболее полным комплектом прицельно-навигационного оборудования [2].

К апрелю 1983 г. было заказано 690 самолетов «Мираж» F-1, в том числе 252 самолета для ВВС Франции (варианты F-1C, F-1B и F-1CR) и 438 самолетов для ВВС Эквадора (F-1B и C), Греции (F-1C), Ирака (F-1B и E), Иордании (F-1B, C и E), Кувейта (F-1B и C), Ливии (F-1A, B и E), Марокко (F-1C и E), Катара (F-1E), ЮАР (F-1A и C) и Испании (F-1B, C и E) [3]. К марту 1984 г. поставлено 590 самолетов. Производство осуществляется с темпом 4—5 самолетов в месяц [2] и будет продолжаться по крайней мере до конца 1986 г. Постройка самолетов ведется фирмой Дассо-Бреге в сотрудничестве с фирмами SABCA (Бельгия) и CASA (Испания) [3].

Самолет «Мираж» F-1C (рис. 1 и 2) предназначен в основном для выполнения задач ПВО, но может также применяться для осуществления ударных операций. Является исходным и основным вариантом самолета F-1 и поставляется ВВС Франции с марта 1973 г. Первая эскадрилья самолетов F-1C (авиабаза в Реймсе) достигла стадии боевой готовности в начале 1974 г. К середине 1983 г. на вооружении ВВС Франции находилось 120 самолетов F-1C в составе восьми эскадрилий [4].

Самолет F-1C имеет высокорасположенное стреловидное крыло с небольшим отрицательным углом поперечного V. На 1/3 размаха каждой консоли имеется уступ. Крыло двухлонжеронное, кессонной конструкции. Механизация включает предкрылки по всему размаху крыла, отклоняющиеся вручную при взлете и посадке и автоматически при ведении воздушного боя, и двухщелевые закрылки, которые могут отклоняться дифференциально. Имеются элероны и по две секции интерцепторов на каждой консоли крыла. Фюзеляж полумонококовой конструкции. Стабилизатор цельноповоротный. Привод поверхностей управления гидравлический. В конструкции применены алюминиевые, титановые (элементы шасси, противопожарная перегородка двига-



Рис. 1. Самолет «Мираж» F-1C с двумя УР Матра R.530 и двумя УР Матра 550 «Мажик»

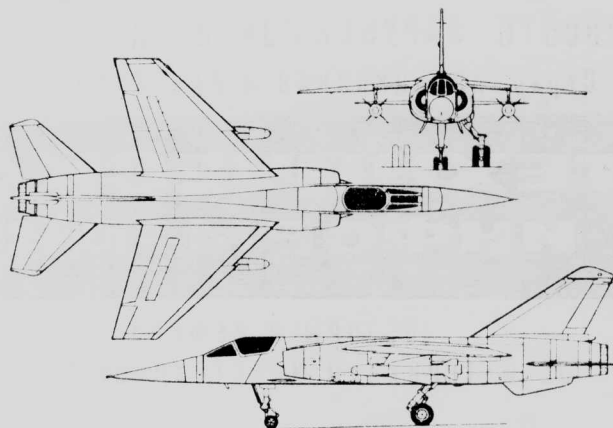


Рис. 2. Схема самолета «Мираж» F-1C

теля и т. д.) и стальные (узлы крепления консолей крыла) сплавы. Силовая установка состоит из ТРДФ SNECMA «Атар» 9К-50 [3].

Оборудование включает импульсную РЛС Томсон-CSF «Спрано» IV, оптимизированную для выполнения задач воздух—воздух. РЛС имеет антенну Кассегрена диаметром 57 см; потребляемая мощность 200 кВт. РЛС может осуществлять поиск, сопровождение и захват воздушных целей с углом обзора $\pm 60^\circ$ по азимуту и $\pm 30^\circ$ по углу места, расчет оптимальной траектории полета самолета, выработку команд на пуск ракет и т. д. Дальность обнаружения цели с ЭПР 2 м^2 при отсутствии помех составляет 60 км*, дальность сопровождения цели 45 км [5, 6]. В состав бортового оборудования входят также коллиматорный индикатор, радионавигационная система «Такан», автопилот SFENA 505, центральный вычислитель воздушных данных, два УКВ передатчика и т. д. Первые самолеты F-1C имели катапультируемое кресло Мартин—Бейкер FIRM4. На самолетах более позднего выпуска установлены кресла Мартин—Бейкер F10M [3]. Более подробные сведения о конструкции и оборудовании самолета F-1C приведены в «ТИ» № 2, 1973, № 19—20, 1974.

Самолет F-1C вооружен двумя встроенными пушками DEFA 553 калибром 30 мм с боезапасом по 125 снарядов на пушку. Для выполнения задач воздух—воздух на нем устанавливаются УР Матра «Супер» 530 (на внутренних подкрыльных узлах) и/или УР Матра 550 «Мажик» (на концах крыла). ВВС Франции планировали начать в 1982 г. тренировки летчиков по выполнению операций воздух—поверхность (вспомогательная задача) с применением не только пушек, которые использовались для этого ранее, но и бомб калибром 400, 250 и 125 кгс и НУР калибром 68 мм (пусковые установки LFR1 [8]). Для выполнения ударных операций боевая нагрузка может включать одну УР AS.30, до 14 бомб весом по 250 кгс, 8 бомб весом по 450 кгс, или 4 пусковые установки с НУР. На внешних узлах могут также подвешиваться три топливных бака емкостью по 1200 л и контейнеры с различным оборудованием. Максимальная нагрузка на внешних узлах (четыре под крылом, один под фюзеляжем и два на концах крыла) составляет 6300 кгс.

25 самолетов «Мираж» F-1C ВВС Франции были модифицированы в вариант, получивший обозначение F-1C-200 и отличающийся установкой системы заправки топливом в полете. Впервые заправка топливом в полете самолета F-1C была осуществлена в феврале 1978 г. В январе 1980 г. четыре самолета

F-1C с заправкой топливом в полете от самолета C-135F совершили беспосадочный перелет на расстояние ~ 5000 км за 6 ч.

Самолеты F-1C-200 с системой заправки топливом в полете заказаны также Марокко и Испанией [3].

За годы эксплуатации самолета F-1C его надежность и характеристики обслуживания были улучшены. Если вначале регламентные работы по самолету проводились каждый год (или через каждые 300 ч налета), а капитальный ремонт планировалось проводить каждые восемь лет, то начиная с 1980 г. как регламентные работы, так и капитальный ремонт было решено выполнять каждые четыре года (или через каждые 1200 ч налета) со сдвигом по времени этих работ относительно друг друга. Регламентные работы по двигателю вначале выполнялись через каждые 75 ч наработки. К концу 1981 г. период проведения работ для «горячих» деталей двигателя увеличился до 300 ч, для «холодных» деталей — до 400 ч. Боеготовность парка самолетов F-1C французских ВВС составляла в 1981 г. $\sim 80\%$ [8]. Такая же боеготовность отмечается и у самолетов F-1C ВВС других стран, например Греции [9].

Характеристика самолета «Мираж» F-1C [3]

Размеры	
Размах крыла	8,4 м
Площадь крыла	25,0 м ²
Угол стреловидности крыла по передней кромке	47,5°
Длина самолета	15,3 м
Высота самолета	4,5 "
База шасси	5,0 "
Колея шасси	2,5 "
Двигатель	
Число и тип	1 ТРДФ SNECMA «Атар» 9К-50
Статическая тяга форсажная/безфорсажная	7200/5020 кгс
Статический удельный расход топлива на форсаже/без форсажа	1.96/0,97 кгс/кгс.ч
Веса и нагрузки	
Максимальный взлетный вес	16 200 кгс
Взлетный вес без подвесных грузов	10 900 "
Вес пустого самолета	7400 "
Запас топлива во внутренних баках	4300 л
Летные данные	
Максимальное число М полета на большой высоте	2,2
Максимальная индикаторная скорость на малой высоте	1480 км/ч
Скорость захода на посадку	260 "

* В источнике [7] указана дальность обнаружения 100 км.

Посадочная скорость	230 км/ч
Максимальная скороподъемность на уровне моря	213 м/с
Практический потолок	18 500—20 000 м
Длина разбега:	
при взлетном весе 11 500 кгс	450 м
при выполнении типичного задания перехвата	640 "
Длина пробега:	
при взлетном весе 8500 кгс	500 "
при выполнении типичного задания перехвата	610 "
Продолжительность полета без дозаправки в полете	3 ч 45 мин

Самолет «Мираж» F-1A оснащен оборудованием для выполнения ударных операций и отличается меньшими возможностями при выполнении задач воздух—воздух по сравнению с другими вариантами самолета F-1. В частности, вместо РЛС «Сирано» IV на нем установлен радиолокационный дальномер EMD «Аида» 2 с дальностью действия 35 км [6]. В результате он не может быть вооружен УР Матра 530 и «Супер» 530, возможно лишь использование УР «Мажик» ближнего воздушного боя.

Прицельно-навигационная система самолета F-1A включает: доплеровский измеритель скорости фирмы EMD; лазерный дальномер фирмы Томсон—CSF; центральную гировертикаль фирмы SFIM; две ЭВМ фирм Крузе и Томсон—CSF; коллиматорный индикатор фирмы Томсон—CSF 121 [10].

Самолет «Мираж» F-1CR. В 1979 г. ВВС Франции заказали фирме Дассо-Бреге разведывательный вариант самолета «Мираж» F-1C, получивший сначала обозначение F-1R, а затем F-1CR. Самолет F-1CR (рис. 3) предназначен для выполнения разведывательных и ударных операций и должен заменить самолеты «Мираж» III R и III RD 33-й разведывательной эскадрильи (авиабаза в Страсбурге), которые находятся на вооружении ВВС более 20 лет. Первый опытный самолет F-1CR, представлявший собой переоборудованный самолет F-1C-200, совершил первый полет в ноябре 1981 г. в летно-испытательном центре в Истре [11].

Первый полет первого серийного самолета состоялся 10 ноября 1982 г. на заводе фирмы Дассо-Бреге в Бордо—Мериньяк [12]. Поставки самолетов ведутся с начала 1983 г.; темп производства составляет два самолета в месяц. К середине сентября 1983 г. на авиабазу в Страсбурге было поставлено семь самолетов, к концу 1983 г. первая эскадрилья должна была получить 15 самолетов и достигнуть стадии боевой готовности. Вторая эскадрилья получит самолеты F-1CR в 1984 г. Всего ВВС Франции заказали 64 самолета «Мираж» F-1CR (из них два опытных).

По сравнению с исходным вариантом F-1C самолет F-1CR имеет увеличенный вес пустого самолета (8,7 тс вместо 7,4 тс). Взлетный вес самолета

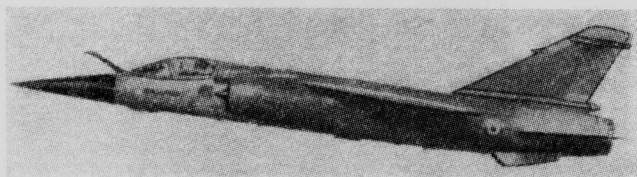


Рис. 3. Разведывательный самолет «Мираж F-1CR

F-1CR составляет 11,5 тс, его максимальная скорость соответствует числу $M=2,2$ на высоте более 6000 м и числу $M=1,2$ на малой высоте.

Установленная на самолете F-1CR прицельно-навигационная и разведывательная система SNAR (système de navigation d'armement et le reconnaissance) включает центральную ЭВМ, РЛС «Сирано» IV MR и инерциальную навигационную систему SAGEM ULISS 47. Центральная ЭВМ M182-84 фирмы ESD обеспечивает навигацию, выполнение задач воздух—поверхность, управление оборудованием и вооружением. В системе обработки информации используются 32-разрядные слова. Потребляемая мощность составляет ~200 Вт [13].

РЛС «Сирано» IV MR (рис. 4) была разработана фирмой Томсон—CSF в 1982 г. на основе многофункциональной РЛС «Сирано» IV M. Она может работать в режимах воздух—воздух (поиск, сопровождение на проходе, непрерывное сопровождение, автоматический захват цели) и воздух—поверхность (картографирование, следование рельефу местности, измерение дальности, поиск и сопровождение надводных целей) [6].

В состав бортового оборудования входят также коллиматорный индикатор фирмы Томсон—CSF, многофункциональный дисплей, радиовысотометр, система опознавания, радионавигационная система «Такан», автопилот. Разведывательное оборудование включает фотокамеры OMERA 33 (рис. 5) (формат кадра 114×114 мм, сменные объективы с фокусным расстоянием от 44 до 600 мм) и

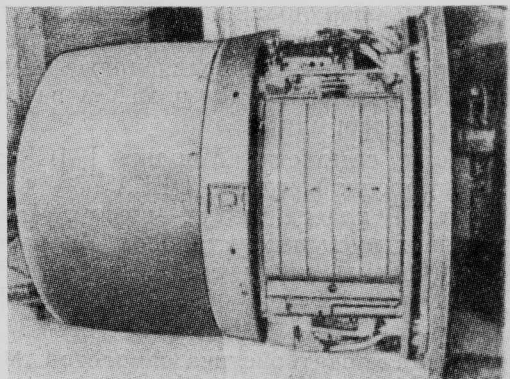


Рис. 4. РЛС «Сирано» IV MR фирмы Томсон—CSF

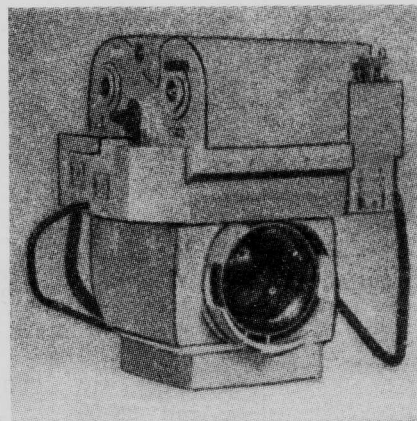


Рис. 5. Фотокамера OMERA 33

OMERA 40 (рис. 6) (панорамная, формат кадра 57×250 мм), ИК датчик SCM 2400 «Супер Циклоп» (рис. 7) фирмы SAT, работающий в диапазоне волн 9—11 мк. ИК датчик соединен с магнитным устройством, которое хранит ИК снимки в течение 60 мин, и с передатчиком, который передает разведывательную информацию на наземную станцию, где она выдается через 40 с.

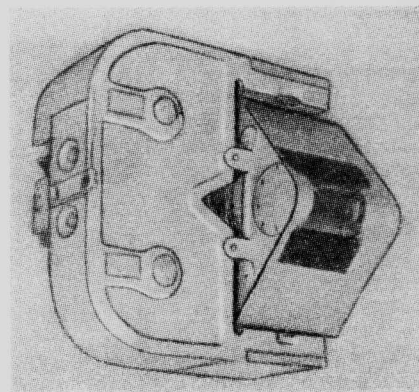


Рис. 6. Фотокамера OMERА 40

На самолете могут быть установлены контейнерные системы:

«Рафаэль» с РЛС бокового обзора фирмы Томсон — CSF, имеющей дальность действия ~100 км и обеспечивающей разрешающую способность 3 м на расстоянии 50 км и 6 м на расстоянии 100 км;

ASTAC (analyseur super-hétérodyne tactique) — тактический супергетеродинамный анализатор, предназначенный для обнаружения и подавления поисковых РЛС противника;

«Гарольд» с длиннофокусным оптическим оборудованием;

NORA (nacelle de capteurs optroniques de reconnaissance aérienne), включающая оптоэлектронные разведывательные датчики.

Три последние системы находятся в разработке.

Для обеспечения быстрой обработки информации предполагается использовать наземные мобильные станции SARA (station aérotransportable pour la reconnaissance aérienne) фирмы Матра, первую из которых намечалось поставить на авиабазу в Страсбурге в конце 1983 г. Станция состоит из восьми модулей.

Использование самолетов «Мираж» F-1CR и нового наземного оборудования позволит в два раза повысить вероятность успешного выполнения разведывательного задания (по сравнению с самолетом «Мираж» III R) и почти в два раза уменьшить время обработки информации.

Вооружение самолета «Мираж» F-1CR состоит из одной встроенной пушки DEFA 553 калибром 30 мм, двух УР класса воздух—воздух Матра 550 «Мажик», двух пусковых установок Матра тип F4 с 36 НУР (68 мм) и/или бомб (шесть калибром 50 кг, четыре — 125 кг, две — 250 кг) [13].

Сравнительная характеристика самолетов «Мираж» F-1CR и «Мираж» III RD [14]

	«Мираж» F-1CR	«Мираж» III RD
Максимальное число М на большой высоте	2,2	2
Максимальная скорость на уровне моря, км/ч	1470	1350
Крейсерское число М	0,9	0,9
Скороподъемность на уровне моря, м/с	213	198
Практический потолок, м	20 000	16 800
Продолжительность полета, ч	3,75 (3 ч 45 мин)	2,83 (2 ч 50 мин)
Система заправки топливом в полете	Есть	Нет
Двигатель	ТРД SNECMA «Атар» 9К-50	ТРД SNECMA «Атар» 9с
Тяга форсажная/бесфорсажная, кгс	7200/5200	5900/4500

Самолет «Мираж» F-1B (рис. 8 и 9) представляет собой двухместный учебно-боевой самолет, который может использоваться для боевых действий против воздушных и наземных целей. Первый полет самолета F-1B состоялся в мае 1976 г. Поставки серийных самолетов на экспорт начались в 1977 г., ВВС Франции — в 1980 г. К январю 1983 г. было заказано 46 самолетов F-1B восемью странами, в том числе 20 самолетов для ВВС Франции, поставки которых должны были завершиться в 1983 г.

Самолеты F-1B французских ВВС находятся в составе эскадрильи 3/5 (авиабаза в Оранже) и предназначены для обеспечения следующих задач: переподготовка летчиков для полетов на самолетах F-1; повышение квалификации летчиков, уже имеющих право полетов на самолетах F-1. По окончании курса обучения на самолете F-1B летчик должен быть способен осуществить взлет по тревоге за короткое время, успешно выполнить перехват воздушной цели и возвратиться на базу в плохих погодных условиях. До поступления самолетов F-1B подготовка летчика до этого уровня требовала выполнения курса продолжительностью 16 месяцев с налетом 230 ч. С использованием самолетов F-1B требуется, по предварительной оценке, курс продолжительностью 11—12 месяцев с налетом 170—180 ч.

В составе эскадрильи 3/5 должно находиться 12 самолетов F-1B и три одноместных самолета F-1.

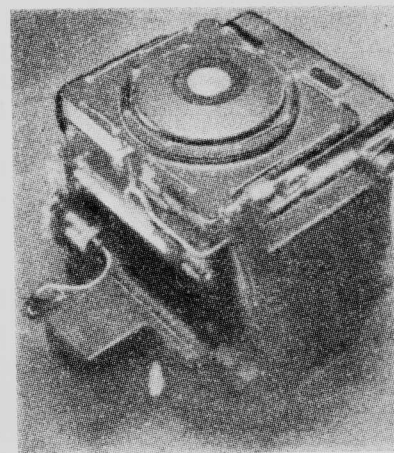


Рис. 7. ИК датчик «Супер Циклоп»

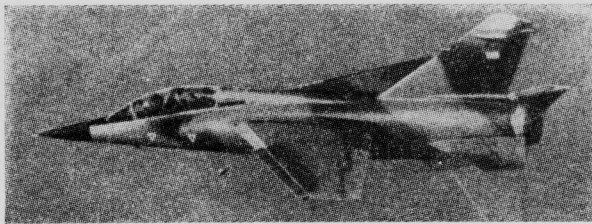
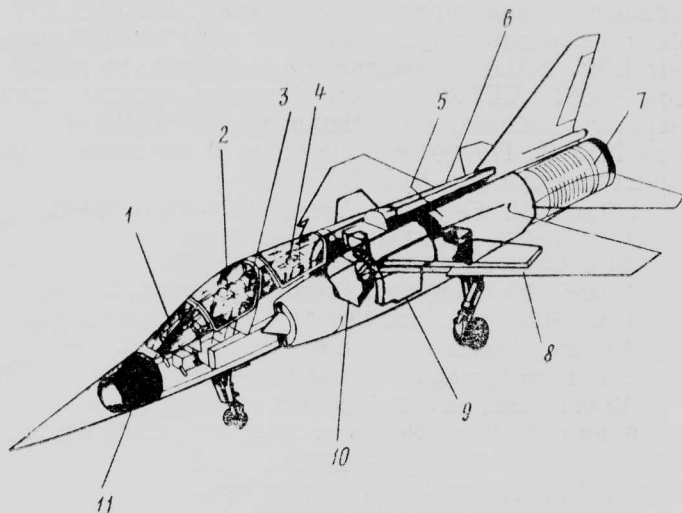


Рис. 8. Двухместный учебно-боевой самолет «Мираж» F-1B



1—коллиматорный индикатор; 2—переднее сиденье; 3—повторитель коллиматорного индикатора; 4—заднее сиденье; 5—боковые топливные баки; 6—задний топливный бак; 7—ТРД «Атар» 9К-50; 8—крыльевой топливный бак; 9—передний боковой фюзеляжный топливный бак; 10—центральный передний топливный бак; 11—РЛС

Рис. 9. Компоновка самолета «Мираж» F-1B

Остальные восемь самолетов F-1B из 20 заказанных ВВС Франции предназначены для восполнения потерь.

Самолет F-1B создан на основе самолета F-1C и имеет в основном аналогичные летные характеристики. Отличия самолета F-1B вызваны использованием двухместной кабины экипажа вместо одноместной и заключаются в следующем: удлинение

фюзеляжа на 0,3 м, увеличение веса пустого самолета на 250 кгс, уменьшение запаса топлива во внутренних баках на 450 л, отказ от встроенных пушек.

Переднее кресло (курсанта) на самолете F-1B размещено на 0,2 м ниже и сдвинуто на 0,3 м вперед по сравнению с креслом летчика самолета F-1C (рис. 10). Это обеспечивает хороший обзор заднему члену экипажа (инструктору) и требуемую центровку самолета. Расстояние между креслами составляет 1,65 м, заднее кресло на 0,3 м выше переднего.

Основные органы управления поверхностями управления, двигателем и бортовым оборудованием дублированы. Инструктор может осуществить повторный запуск двигателя в полете (запуск двигателя на земле осуществляется только из передней кабины), привести в действие систему катапультирования, может контролировать выбор курсантом типа применяемого оружия (запуск ракет инструктор производить не может). В передней кабине имеется ТВ-камера, в задней — дисплей камеры, на который выводится изображение, имеющееся на коллиматорном индикаторе передней кабины. Таким образом устраняется недостаточность обзора с кресла инструктора. Яркость дисплея регулируется вручную.

На самолете F-1B установлены два катапультируемых кресла Мартин—Бейкер F10M, обеспечивающих покидание самолета на нулевой высоте при нулевой скорости.

Самолет F-1B не имеет системы заправки топливом в полете, но может быть оборудован штангой для имитации и выполнения заправки (отработка техники пилотирования самолета при заправке вплоть до осуществления контакта с самолетом-заправщиком).

Возможные варианты подвесного вооружения и оборудования самолета F-1 приведены на рис. 11. Самолет может также нести подвесные контейнеры с пушками [15].

Самолет «Мираж» F-1E (рис. 12) представляет собой всепогодный многоцелевой самолет, предназначенный для завоевания превосходства в воздухе, перехвата самолетов и нанесения ударов по наземным целям. Его первый полет состоялся в декабре 1974 г.

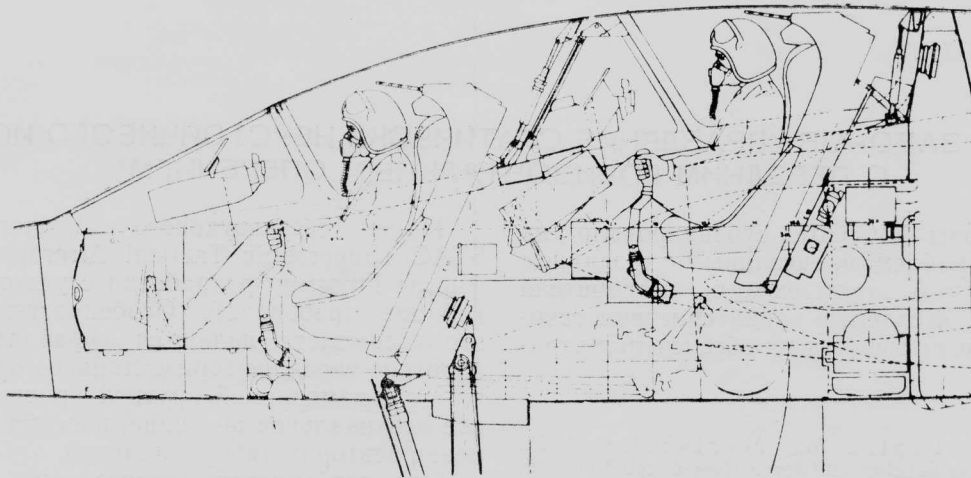
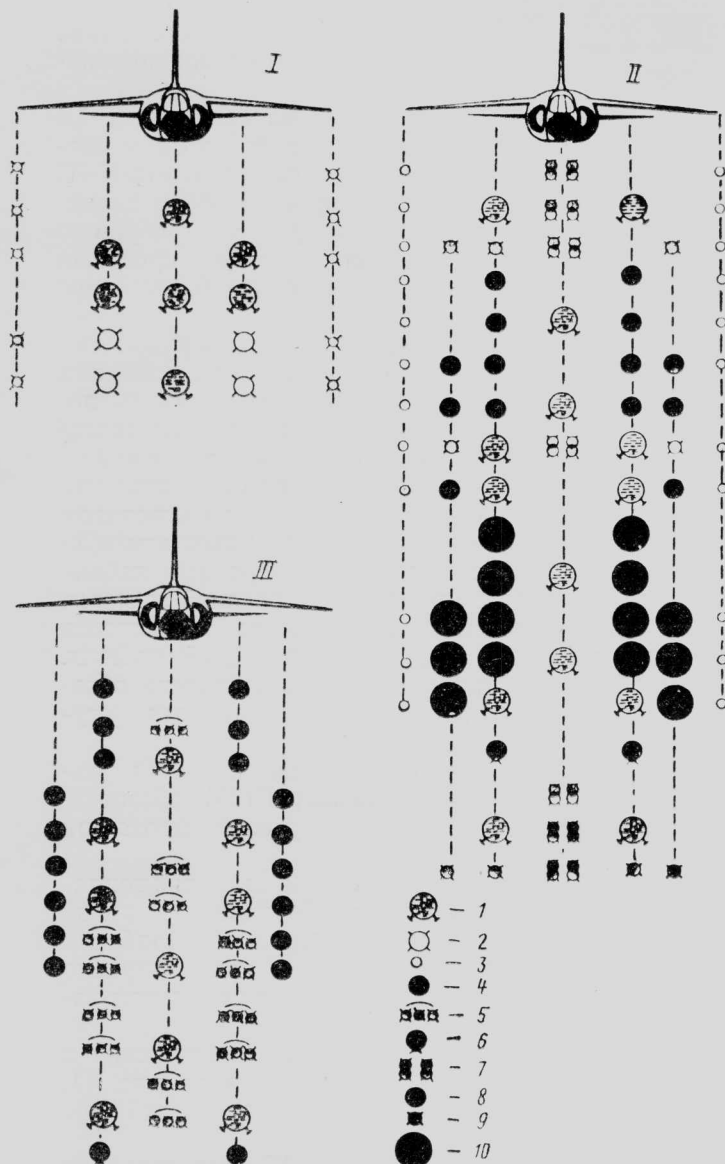


Рис. 10. Схема размещения кресел в кабине самолета «Мираж» F-1B



1—подвесной бак; 2—УР Матра «Супер» 530; 3—УР Матра 550 «Мажик»; 4—пусковая установка с НУР RLF. 2; 5—бомбодержатель «Алкан» 65; 6—бомбовая кассета SEM-1; 7—двойные подвески бомб; 8—пусковая установка с НУР M. 155; 9—бомба; 10—пусковая установка с НУР RLF. 1
Рис. 11. Варианты нагрузки на внешних узлах самолета «Мираж» F-1 при выполнении I—заданий воздух—воздух, II—заданий воздух—поверхность, III—учебно-тренировочных полетов

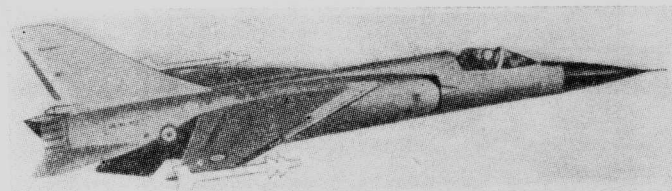


Рис. 12. Самолет «Мираж» F-1E

Самолет F-1E отличается усовершенствованным бортовым оборудованием, которое включает: инерциальную навигационную систему SAGEM-Кирфотт 40; центральную цифровую ЭВМ тип 182 фирмы EMD/SAGEM, коллиматорный индикатор Томсон — CSF VE120, мультиплексную систему шин передачи данных, модифицированную РЛС «Сирано» IV [10]. Подробные сведения о самолете F-1E приведены в «ТИ» № 5, 1975 г.

1. Jane's All the World's Aircraft, 1977—78, p. 52—53.
2. Dassault-Breguet: Les avions de combat. Air et Cosmos, 1983, 28/V, N 956, p. 97—101.
3. Jane's All the World's Aircraft, 1983—84, p. 62—63.
4. The Military Balance, 1983/84. Air Force Magazine, 1983, v. 66, XII, N 12, p. 87.
5. Le radar Cyrano IV de Thompson—CSF. Air et Cosmos, 1977, 23/IV, N 668, p. 38.
6. Interavia World Review of AAA, 1981, v. 36, III, N 3, p. 237.
7. La famille de „Mirage“ F-1. Air et Cosmos, 1979, 9/VI, N 769, p. 71.
8. Le principal atout du „Mirage“ F-1: sa polyvalence. Air et Cosmos, 1981, 12/XII, N 885, p. 23—25, 27—30.
9. Cardey J.-L. Creil à l'heure grecque. Aviation Magazine, 1982, 1/VIII, N 831, p. 23—25.
10. Morisset J. Vers une famille F-1 complete. Air et Cosmos, 1977, 23/IV, N 668, p. 33—37.
11. Air et Cosmos, 1982, 6/III, N 897, p. 15.
12. Interavia Air Letter, 1982, 29/XI, N 10139, p. 3.
13. Galard J. L'Armée de L'Air met en service le Mirage F-1CR. Air et Cosmos, 1983, 17/IX, N 967, p. 23—33.
14. Brosselin S. Du „Mirage“ IIIRD au „Mirage“ F-1CR. Aviation Magazine, 1983, 1/I, N 841, p. 34—39.
15. Chambost G. Mirage F-1B. International Defense Review, 1982, v. 15, V, N 5, p. 569—571.

Референт Л. И. Ковалева.
Редактор М. А. Левин.

УДК 629.735.33.01 : 623.746.3

РАЗРАБОТКА ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ СТАТИЧЕСКИ НЕУСТОЙЧИВОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ С ПЕРЕДНИМ ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ ОПЕРЕНИЕМ*

В последние годы ВВС США субсидировали ряд исследований по проблемам, связанным с созданием усовершенствованного тактического истребителя 1990-х годов ATF. Желаемые характеристики такого самолета и некоторые пути их обеспечения отражены в таблице.

* Klein R. W., Lapins M., Martorella R. P., Sturm M. Control law development for a close-coupled canard, relaxed static stability fighter. AIAA Paper N 82—0180.

Проект сверхзвукового тактического самолета STAC (Supersonic Tactical Aircraft Configuration) фирмы Грумман разработан с учетом указанных в таблице требований. Особенности компоновки этого самолета являются управляемое цельноподвижное переднее горизонтальное оперение (ПГО), крыло с изменяемой круткой/кривизной, двухкильевое вертикальное оперение, плоские сопла и управление вектором тяги двигателей.

Эти особенности обеспечивают самолету возможность эффективного крейсерского полета на

Требования к усовершенствованному тактическому истребителю

Требуемые характеристики	Средства обеспечения характеристик
Экономичный сверхзвуковой крейсерский полет	Применение крыла, обладающего улучшенными характеристиками при сверхзвуковом полете Использование оптимальной конфигурации самолета Улучшение характеристик двигателей Согласование характеристик воздухозаборника и сопла Применение перспективных материалов и технологии производства
Высокая маневренность	Адаптивное крыло Уменьшенный запас статической устойчивости и применение перспективной системы управления Использование ПГО
Гибкость базирования	Управление вектором тяги и применение реверса тяги Применение плоских сопел
Высокая степень объединения вооружения с самолетом, гибкость применения вооружения, хорошие характеристики отделения	Применение конформной подвески
Наличие оборонительного радиоэлектронного бортового оборудования, уменьшенная заметность самолета	Моностатические системы создания радиоэлектронных помех Применение малоотражающих аэродинамических форм, радиопоглощающих материалов

сверхзвуковых скоростях ($\frac{MK}{c_p} \approx 8$) и достаточный уровень маневренности в трансзвуковом диапазоне скоростей (установившиеся виражи с $n_y = 3,5 \div 4$ при $M = 0,9$ и $H = 11$ км).

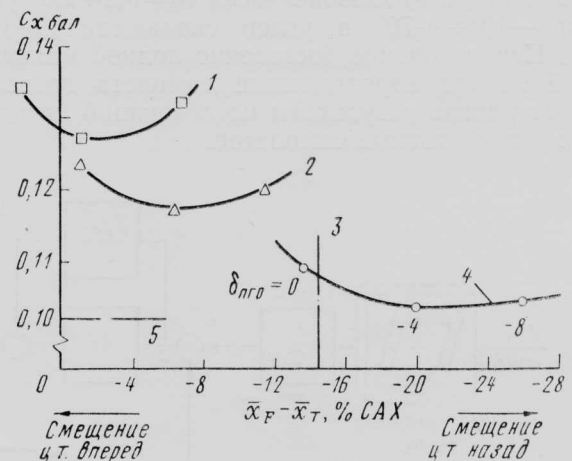
Хорошие характеристики самолета STAC на различных режимах полета (сверх-, транс- и дозвуковых) в значительной мере обусловлены применением адаптивного крыла, обеспечивающего оптимальное аэродинамическое качество для каждого режима полета. Однако полные возможности этого крыла могут быть реализованы, только если самолет является статически неустойчивым, так как при этом уменьшаются нагрузки на ПГО, необходимые для уравнивания создаваемого крылом большого пикирующего момента.

На рис. 1 показана зависимость балансирующего коэффициента сопротивления от величины продольной статической неустойчивости самолета для трех конфигураций крыла и нескольких положений ПГО (по результатам испытаний модели в АДТ). Видно, что наилучшие характеристики получаются при маневренной конфигурации крыла (большая кривизна профиля) и степени продольной неустойчивости самолета, соответствующей $\bar{x}_F - \bar{x}_T = \sim 20\%$ САХ ($\sim 23\%$ САХ на малой скорости). Обеспечение тех же летных характеристик при нейтральной устойчивости самолета потребовало бы увеличения тяги двигателя на 25%, что эквивалентно увеличению взлетного веса на $\sim 10\%$.

Статически неустойчивый самолет имеет также лучшие характеристики и на сверхзвуковых режимах. На рис. 2 показано, что уменьшение статической устойчивости при малых скоростях приводит к снижению балансирующего сопротивления при

числе $M = 2$. Дополнительные усовершенствования аэродинамики крыла могут обеспечить подобный эффект при несколько меньшем уровне статической неустойчивости. Однако можно сделать вывод, что для рассматриваемого класса самолетов (типа STAC) достаточно большой уровень продольной статической неустойчивости обеспечивает значительное улучшение летных характеристик.

Освоение перспективных компоновок с высокими летно-техническими характеристиками связано



1—крыло в крейсерской конфигурации («чистое»); 2—крыло в крейсерской конфигурации (с закрылками); 3—номинальная конфигурация самолета ($\bar{x}_F - \bar{x}_T = -18\%$ САХ при $M = 0,4$); 4—крыло в маневренной конфигурации; 5—располагаемая тяга (полный форсаж)

Рис. 1. Зависимость балансирующего коэффициента сопротивления модели самолета от степени продольной статической неустойчивости ($M = 0,9$, $c_y = 0,71$)

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИЕМ

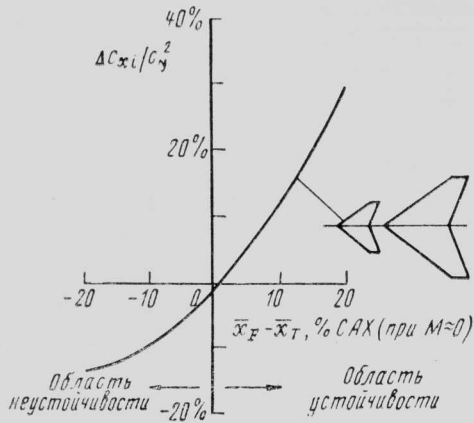


Рис. 2. Зависимость потерь на балансировку самолета при $M=2,0$ от степени статической устойчивости при малых скоростях

с разработкой цифровых электродистанционных систем управления. Фирма Грумман начала исследования по перспективным системам управления в 1979 г. При проведении исследований ставились следующие цели:

- разработка законов управления по всем каналам; определение требований к скорости отклонения ПГО;

- разработка ограничителей командных сигналов летчика.

При этом ставилась также задача удовлетворить уровню I требований к пилотажным характеристикам (MIL-8785) и обеспечить сопротивляемость самолета сваливанию без чрезмерного ухудшения аэродинамических характеристик планера самолета. Несмотря на то, что исследования проводились для конкретного самолета (STAC), основное внимание было уделено решению общей задачи — разработке системы управления самолета с большой степенью продольной неустойчивости. На основании испытаний в АДТ объемом ~ 500 ч была сформирована математическая модель аэродинамики самолета в диапазоне чисел $M=0,2 \div 2,0$, углов атаки $-10^\circ \div +70^\circ$ и углов скольжения $-10^\circ \div +20^\circ$. Использование достаточно полной математической модели аэродинамики самолета позволяет распространить результаты исследований на целый класс перспективных самолетов.

Для управления продольным движением самолета были разработаны два варианта системы управления: система управления нормальной перегрузкой и система управления углом атаки. В качестве номинальной была принята конфигурация самолета с аэродинамической продольной неустойчивостью, соответствующей $\bar{x}_F - \bar{x}_T = -18\%$ САХ и площадью ПГО, равной $6,5 \text{ м}^2$.

На рис. 3 показана блок-схема системы управления нормальной перегрузкой. В данной системе ступенчатой команде с ручки управления соответствует приращение нормальной перегрузки Δn_y , а импульсной команде — изменение угла наклона траектории полета. Управление скоростью полета осуществляется изменением тяги двигателя. Система управления перегрузкой установлена в настоящее время на нескольких самолетах (F-16, F-111). Префильтр с частотой среза несколько выше, чем частота пропускания замкнутой системы, установлен для фильтрации командного сигнала и способствует уменьшению скорости отклонения ПГО при резких изменениях командного сигнала. Обратная связь по перегрузке обеспечивает необходимую частоту короткопериодического движения, а обратная связь по угловой скорости тангажа — соответствующее демпфирование. Интегратор в прямой цепи устраняет статическую ошибку управления. Дополнительно подается сигнал на программное изменение балансировочного угла ПГО в зависимости от угла атаки. Этот сигнал обеспечивает опережающую информацию для отклонения ПГО при резких изменениях угла атаки. Привод ПГО моделировался звеном с запаздыванием и ограничениями по скорости и перемещению ПГО. Пунктирной линией на схеме показан сигнал управления вектором тяги двигателя.

Особое внимание было уделено обеспечению маневрирования самолета на больших углах атаки. Для получения удовлетворительных пилотажных характеристик был применен специальный алгоритм с использованием эталонной модели динамики самолета на больших углах атаки (рис. 4). При этом уравнения движения линеаризовались относительно балансировочного положения для получения соответствующих уравнений состояния. Аэродинамиче-

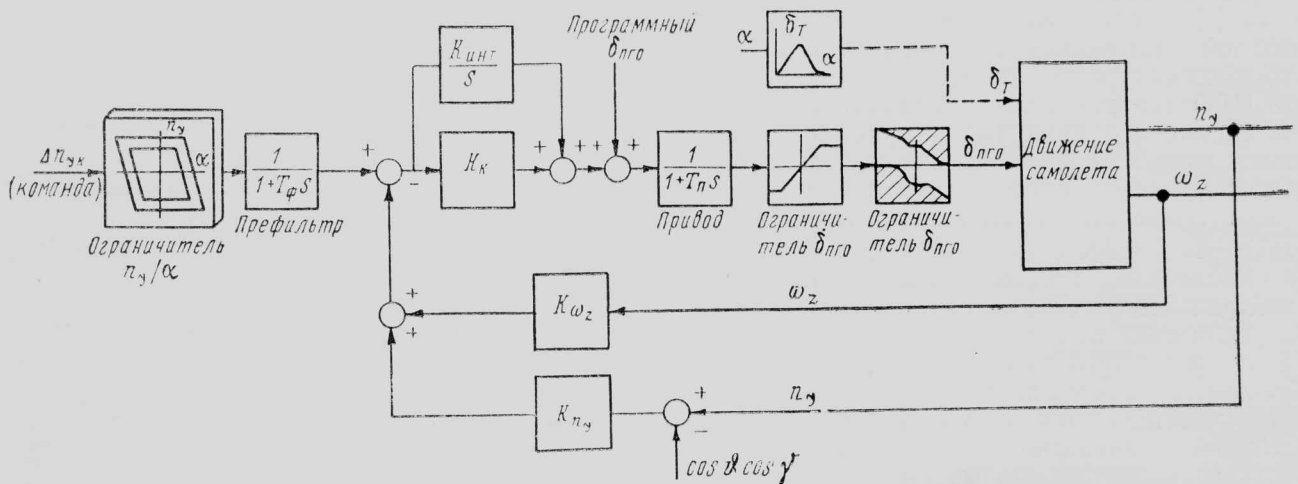


Рис. 3. Блок-схема системы продольного управления по перегрузке

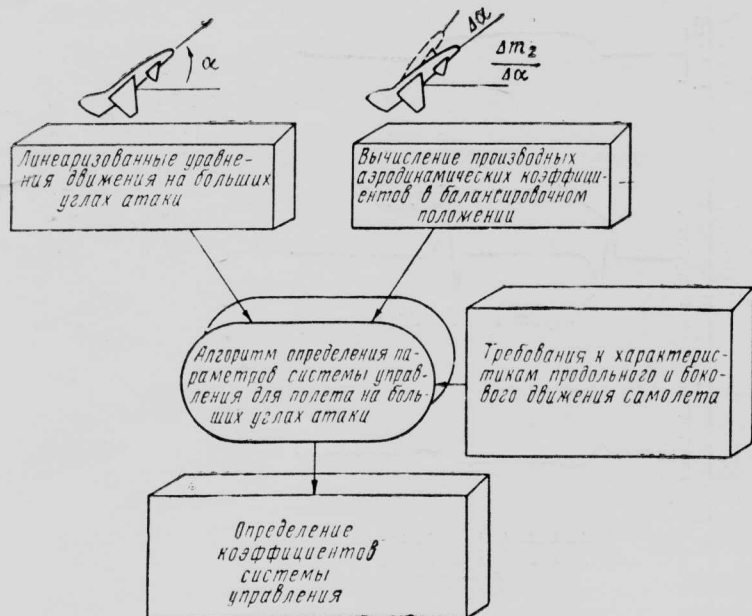


Рис. 4. Блок-схема алгоритма определения параметров системы управления с использованием модели динамики самолета при больших углах атаки

ские характеристики самолета также линеаризовались для получения производных устойчивости в виде непрерывных функций угла атаки. Затем вычислялись коэффициенты системы управления из условий обеспечения нормируемых характеристик в короткопериодическом движении (частота, демпфирование и т. д.).

На рис. 5 представлены производные аэродинамических коэффициентов самолета в зависимости от угла атаки (номинальная конфигурация, $M=0,4$, программное отклонение носков крыла). На левом графике видно, что для исследуемой компоновки характерны собственная продольная устойчивость на углах атаки выше 53° и значительное уменьшение приращения нормальной силы после срыва потока на углах атаки $\sim 40^\circ$. На правом графике видно, что при $\alpha=0$ имеет место сильное аэродинамическое взаимодействие крыла и ПГО — подъемная сила, созданная ПГО, теряется вследствие скаса потока на крыле. Кроме того, заметно ухудшение

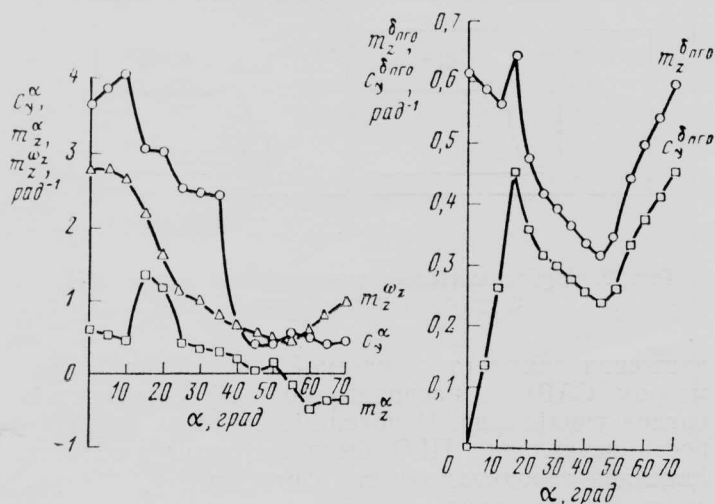


Рис. 5. Зависимость аэродинамических коэффициентов самолета от угла атаки

эффективности управления по тангажу с помощью ПГО с ростом угла атаки.

Передаточная функция по перегрузке замкнутой системы, показанной на рис. 3, имеет следующий вид:

$$\frac{n_y}{n_{yк}} = \frac{b_3 S^3 + b_2 S^2 + b_1 S + b_0}{S^3 + a_2 S^2 + a_1 S + a_0}$$

Числитель этой передаточной функции можно свести к произведению двух множителей, один из которых определяет нуль, равный отношению $K_{\text{инт}}/K_k$, а другой — два высокочастотных нуля:

$$\frac{n_y}{n_{yк}} = \frac{b_3 \left(S + \frac{K_{\text{инт}}}{K_k} \right) (S^2 + 2\zeta_1 \omega_1 S + \omega_1^2)}{S^3 + a_2 S^2 + a_1 S + a_0}$$

Если в знаменателе выделить полюс, соответствующий отношению коэффициентов интегратора и прямой цепи ($K_{\text{инт}}/K_k$), и пренебречь высокочастотными нулями, то можно получить передаточную функцию второго порядка, удобную для применения требований к характеристикам короткопериодического движения самолета:

$$\frac{n_y}{n_{yк}} = \frac{b_3 \left(S + \frac{K_{\text{инт}}}{K_k} \right) (S^2 + 2\zeta_1 \omega_1 S + \omega_1^2)}{\left(S + \frac{K_{\text{инт}}}{K_k} \right) (S^2 + 2\zeta_{\text{кп}} \omega_{\text{кп}} S + \omega_{\text{кп}}^2)} \approx \frac{\omega_{\text{кп}}^2}{S^2 + 2\zeta_{\text{кп}} \omega_{\text{кп}} S + \omega_{\text{кп}}^2}$$

Накладывая ограничения на параметры передаточной функции (нулевая статическая ошибка, а также заданные значения частоты $\omega_{\text{кп}}$ и демпфирования $\zeta_{\text{кп}}$), можно получить простые алгебраические соотношения для определения коэффициентов системы управления $K_{\text{инт}}$, K_k , K_{n_y} , K_{ω_z} . Отношение $K_{\text{инт}}/K_k$, необходимое для сокращения нуля и полюса в передаточной функции $n_y/n_{yк}$, является также неустойчивым корнем разомкнутой системы. Поэтому в течение полета соотношение $K_{\text{инт}}/K_k$ изменяется в зависимости от угла атаки и скорости полета и ограничено снизу величиной 0,8.

На рис. 6 показана типичная реакция самолета с системой управления по перегрузке на ступенчатый командный сигнал при фиксированной скорости ($M=0,4$). Необходимо отметить номинально-фазовую реакцию ПГО, что является характерным для всех неустойчивых компоновок. Положительное отклонение ПГО (задняя кромка отклонена вниз) необходимо для начала движения, отрицательное отклонение — для приведения самолета к балансирующему состоянию.

Было проведено исследование влияния характеристик замкнутой системы самолет—система управления и степени статической неустойчивости на требования к скорости перекладки ПГО. Для этого были измерены скорости начального отклонения и обратного движения ПГО в ответ на ступенчатый входной сигнал, соответствующий $n_y=0,5$ при числе $M=0,4$.

В процессе исследования оценивалось влияние таких параметров, как степень статической неустойчивости, эффективность ПГО, а также величины, определяющих характеристики управляемости замкнутой системы (САР и $\zeta_{\text{кп}}$). Параметр САР определяется как отношение углового ускорения по тангажу к установившемуся приращению перегрузки на ступенчатое отклонение руля высоты. Это

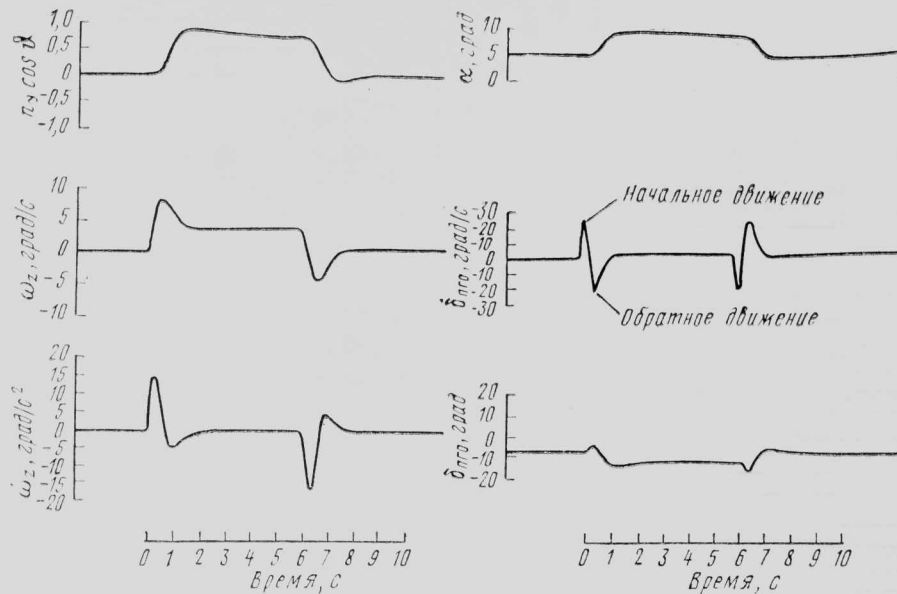


Рис. 6. Реакция самолета с системой управления по перегрузке и автоматом тяги на команду $\Delta n_y = 1$

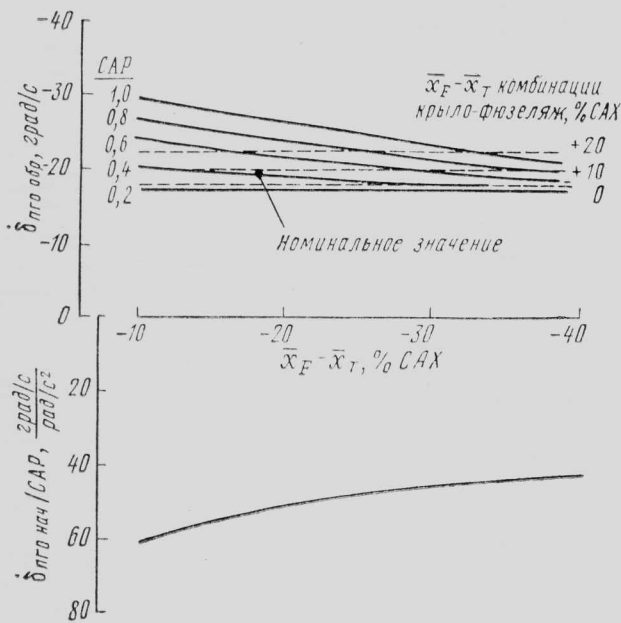


Рис. 7. Зависимость максимальной скорости отклонения ПГО от степени статической неустойчивости самолета ($\zeta_{\text{кп}} = 0,7$, $M = 0,4$, $H = 0$, $\Delta n_y \text{ к} = 1$)

определение было расширено для статически неустойчивых самолетов с высоким уровнем автоматизации, при этом вместо ступенчатого отклонения руля высоты принималось во внимание ступенчатое перемещение ручки управления. Для обычного устойчивого самолета CAP определяется также как полоса пропускания в передаточной функции короткопериодического движения:

$$\omega_{\text{кп}} = \sqrt{(CAP) n_y^z}; \quad n_y^z = \frac{q S c_y^z}{G}$$

Данные, приведенные на рис. 7 для $\zeta_{\text{кп}} = 0,7$, показывают, что требования к скорости перекладки ПГО мало чувствительны к изменению степени статической неустойчивости и в основном определяются полосой пропускания для короткопериодического

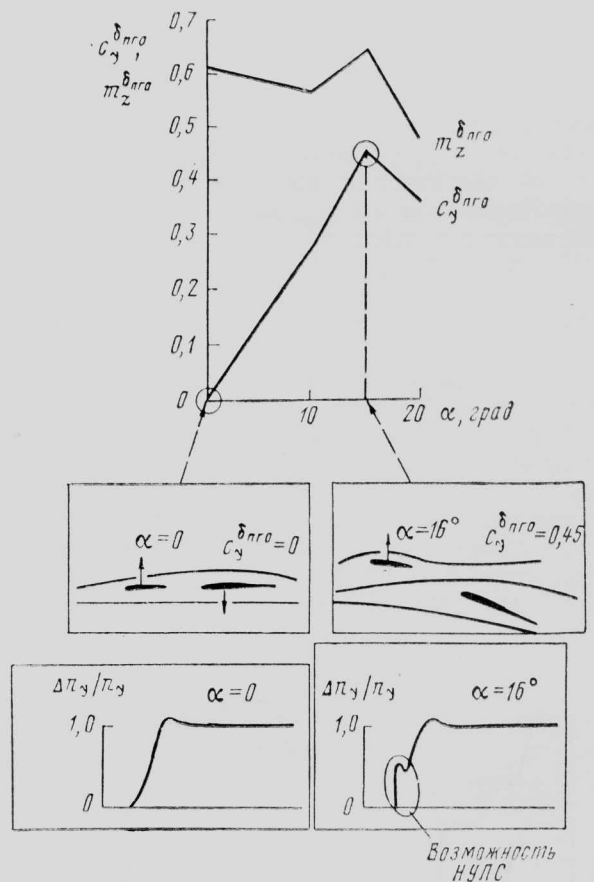
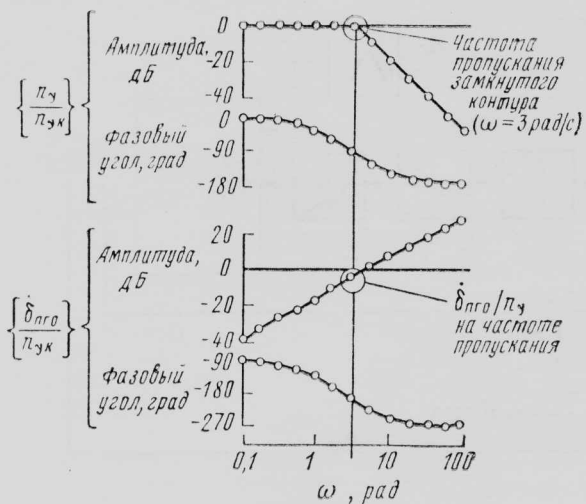


Рис. 8. Аэродинамическая интерференция между ПГО и крылом при $\alpha = 0$ и $\alpha = 16^\circ$

движения самолета с системой управления (параметром CAP) и располагаемой эффективностью органа управления. Необходимо заметить, что скорости перекладки ПГО были измерены в области линейной аэродинамики самолета, поэтому следует соблюдать осторожность при распространении этих результатов для более высоких приращений перегрузки Δn_y .



$\delta_{пго} / \nu_y$ при $\omega = 3 \text{ рад/с}$

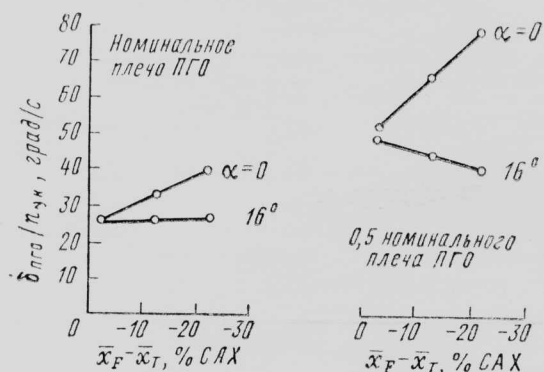
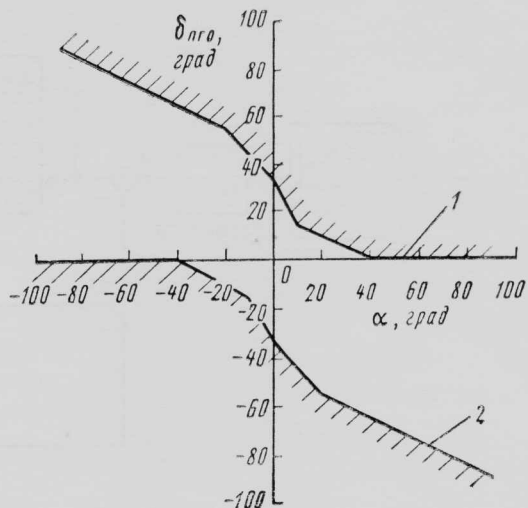


Рис. 9. Влияние угла атаки, степени статической неустойчивости самолета и плеча ПГО на требования к скорости отклонения ПГО

На рис. 8 показано влияние аэродинамической интерференции между ПГО и крылом на реакцию самолета при управлении. Возможность непосредственного управления подъемной силой при отклонении ПГО может быть реализована на посадочном угле атаки ($\alpha = 16^\circ$), что улучшает управление траекторией при заходе на посадку.

На рис. 9 показано влияние аэродинамической интерференции между ПГО и крылом на требуемые скорости перекадки ПГО. Передаточные коэффициенты для каждой конфигурации были определены из условий обеспечения $\omega_{нп} = 3 \text{ рад/с}$ и $\zeta_{нп} = 0,7$ для короткопериодического движения самолета с системой управления. Была проведена оценка отношений требуемой скорости отклонения ПГО к командному сигналу по перегрузке на указанной частоте.

Левый график на рис. 9 показывает влияние степени статической неустойчивости на требуемые скорости отклонения для номинального плеча ПГО. Если центр тяжести (ЦТ) самолета при $\alpha = 0$ передвигается назад, то изменения величины $m_z^{\delta_{пго}}$ нет (так как $c_y^{\delta_{пго}} = 0$). Поэтому увеличение статической неустойчивости приводит к увеличению требуемых скоростей отклонения ПГО. При $\alpha = 16^\circ$ движение ЦТ назад увеличивает $m_z^{\delta_{пго}}$ (так как плечо ПГО увеличивается и $c_y^{\delta_{пго}}$ положительно).



1—максимальный момент на кабрирование; 2—максимальный момент на пикирование

Рис. 10. Зависимость предельных углов отклонения ПГО от угла атаки

Результирующий эффект состоит в том, что увеличению статической неустойчивости соответствует увеличение эффективности управления, и требуемые скорости отклонения ПГО почти не зависят от степени статической неустойчивости. Этот эффект более резко выражен для конфигурации самолета с уменьшенным наполовину плечом ПГО (правый график на рис. 9).

Для каждого угла атаки существуют предельные углы отклонения ПГО, при превышении которых теряется его эффективность ($m_z^{\delta_{пго}} = 0$). На рис. 10 показаны в зависимости от угла атаки предельные углы отклонения ПГО, соответствующие достижению максимального кабрирующего и максимального пикирующего моментов. Если отклонение ПГО при маневрировании самолета выходит на предельное, то происходит отключение входного сигнала интегратора в системе управления. Без этого отключения интегратор давал бы дополнительный сигнал на отклонение ПГО, выходящее за предельное, и балансировка с помощью ПГО была бы замедлена остаточным сигналом на интеграторе. Аналогичные причины приводят к необходимости отключения интегратора в системе управления при насыщении скорости перекадки ПГО (100 град/с). Эти модификации существенны для обеспечения правильного функционирования системы управления.

СИСТЕМА ПРОДОЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПО УГЛУ АТАКИ

Наряду с системой управления по перегрузке в качестве альтернативной была разработана система управления по углу атаки. Эти системы обеспечивают самолету существенно различные характеристики. В то время как система управления по перегрузке не обеспечивает устойчивость по скорости, система управления по углу атаки обеспечивает обычную реакцию устойчивого самолета: управление скоростью полета осуществляется с помощью продольного перемещения ручки управления, а скорость набора высоты — с помощью перемещения РУД.

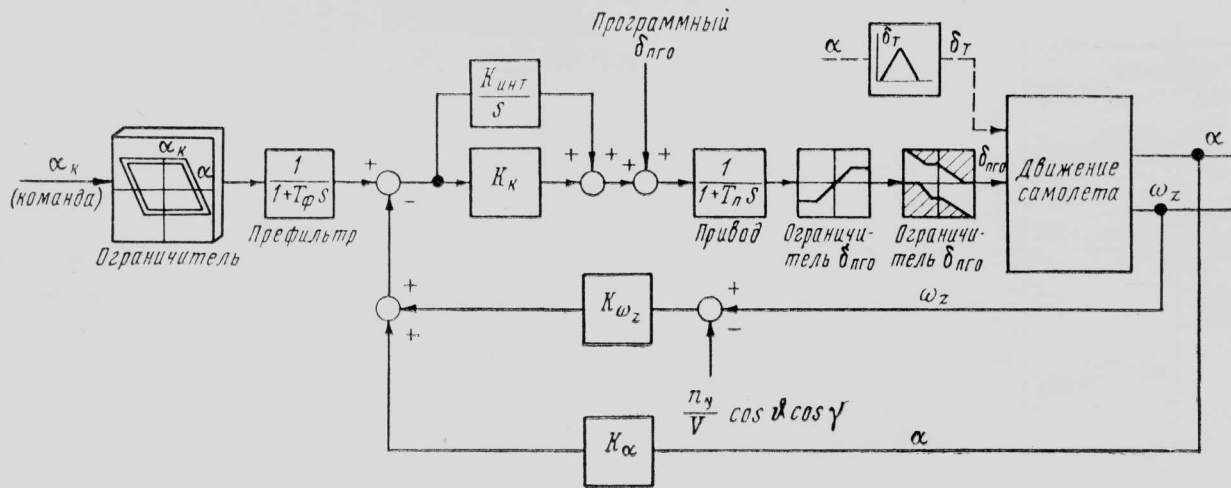


Рис. 11. Блок-схема системы управления по углу атаки

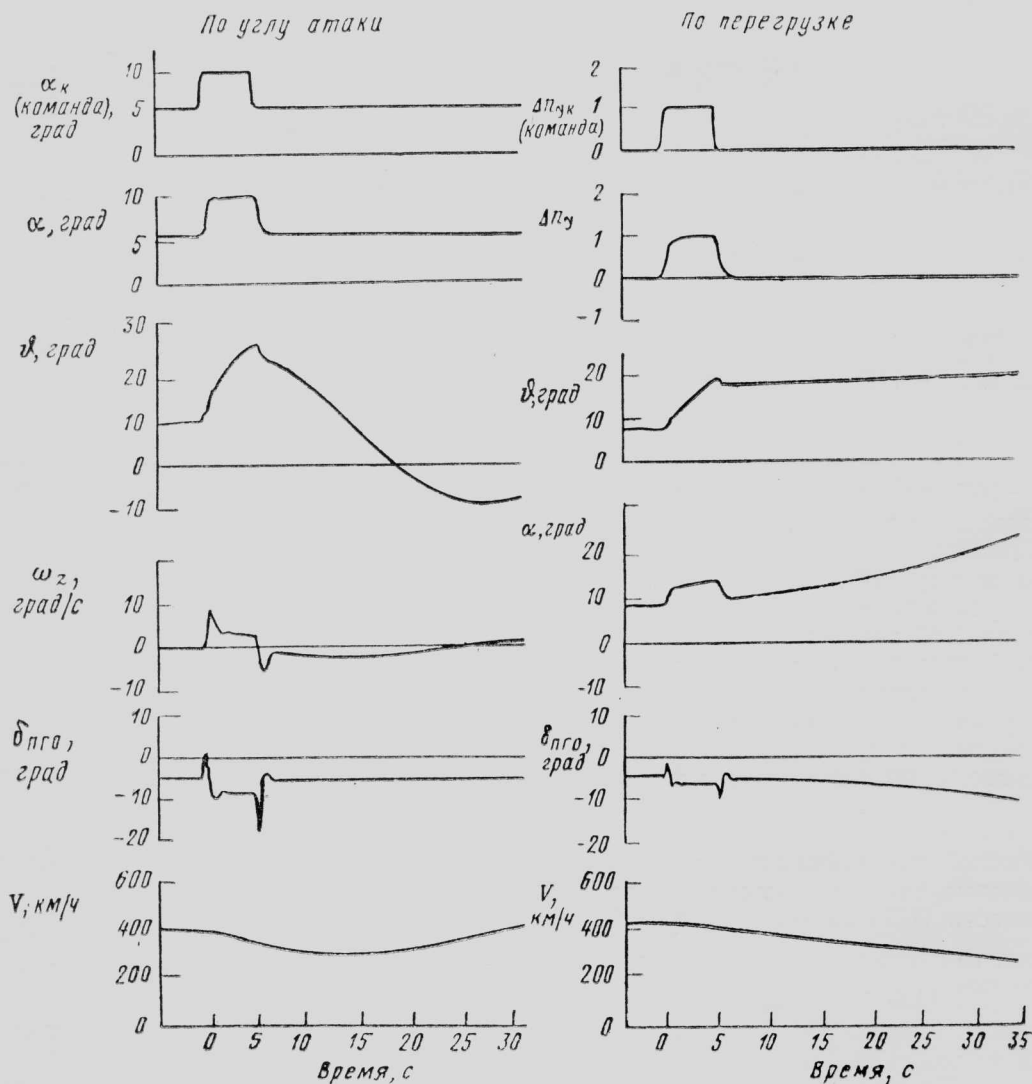


Рис. 12. Сравнение систем управления по перегрузке и по углу атаки (без автомата управления тягой)

По структуре система управления углом атаки идентична системе управления перегрузкой (рис. 11). Командный сигнал проходит через функциональный ограничитель и префильтр. Ограничитель обеспечивает соответствие командных сигналов и эффективности органов управления самолета. Префильтр сглаживает сигналы летчика и уменьшает скорости отклонения ПГО. В системе имеются обратные связи по углу атаки и модифицированной угловой скорости тангажа для улучшения демпфирования движения самолета. Как и в системе управления по перегрузке, в системе управления по углу атаки предусматривается управление вектором тяги (δ_T — функция угла атаки) для увеличения располагаемого пикирующего момента.

На рис. 12 показано сравнение реакции самолета с системой управления по перегрузке и системой управления по углу атаки на ступенчатый командный сигнал при одинаковом ограничении эффективности управления. Видно, что самолет с системой управления по углу атаки обладает устойчивостью по скорости, а самолет с системой управления по перегрузке аperiodически неустойчив по скорости и по углу атаки (так как система стремится обеспечить полет с $n_y = 1$).

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПО КРЕНУ

На рис. 13 показана блок-схема системы управления по крену. Ступенчатому перемещению ручки управления по крену соответствует угловая скорость крена, импульсному перемещению — приращение угла крена. Низкочастотный префильтр в цепи командного сигнала уменьшает начальные скорости перемещения привода элеронов. Интегратор в системе управления по крену работает, когда скорость и перемещение привода элеронов еще не достигли своего насыщения, и обеспечивает нулевую статическую ошибку по угловой скорости крена, а также стабилизацию заданного угла крена в возмущенной атмосфере. Привод элеронов моделировался аperiodическим звеном с ограничениями на скорость перемещения и углы отклонения элеронов. В системе управления движением крена возможно использование дополнительного сигнала перекрестной связи между дифференциальным от-

клонением ПГО и элеронов. Элероны при этом отклоняются так, чтобы компенсировать момент крена от дифференциального отклонения ПГО.

Доминирующим параметром при оценке системы управления является постоянная времени движения крена T_{ω_x} (время, в течение которого угловая скорость достигает 63% заданной величины). Для неавтоматизированного самолета постоянная времени движения крена обратно пропорциональна скорости и уменьшается с уменьшением высоты полета:

$$T_{\omega_x} \approx \frac{-1}{M_x^{\omega_x}} = \left[\frac{4I_x m_x^{\omega_x}}{Sl^2} \right] \frac{1}{\rho V}$$

В первом приближении реакция самолета с системой управления по крену определяется передаточной функцией:

$$\frac{\omega_x}{\omega_{xк}} = \frac{A_1 \left(S + \frac{K_{\omega_x \text{ инт}}}{K_{\omega_x к}} \right)}{S^2 + 2\zeta_2 \omega_2 S + \omega_2^2}$$

Ее можно свести к передаточной функции первого порядка, если определить передаточные коэффициенты в системе управления так, чтобы можно было произвести сокращения нуля и полюса и обеспечить, чтобы один из множителей имел полюс, равный $\frac{1}{T_{\omega_x}}$. Хранимые в

памяти величины $m_x^{\delta_\alpha}$ и $m_x^{\omega_x}$ используются для вычисления таких передаточных коэффициентов, которые позволяют получить желаемую величину постоянной времени движения крена. Эта величина задается программно пропорционально величине $\frac{1}{\rho V} \left(T_{\omega_x} = \frac{T_{\omega_x 0}}{\rho V} \right)$. При этом

характеристики управляемости самолета по крену удовлетворяют требованиям MIL-F-8785C во всей области режимов полета. На рис. 14 показана реакция по крену самолета на командный сигнал при числе $M = 0,4$.

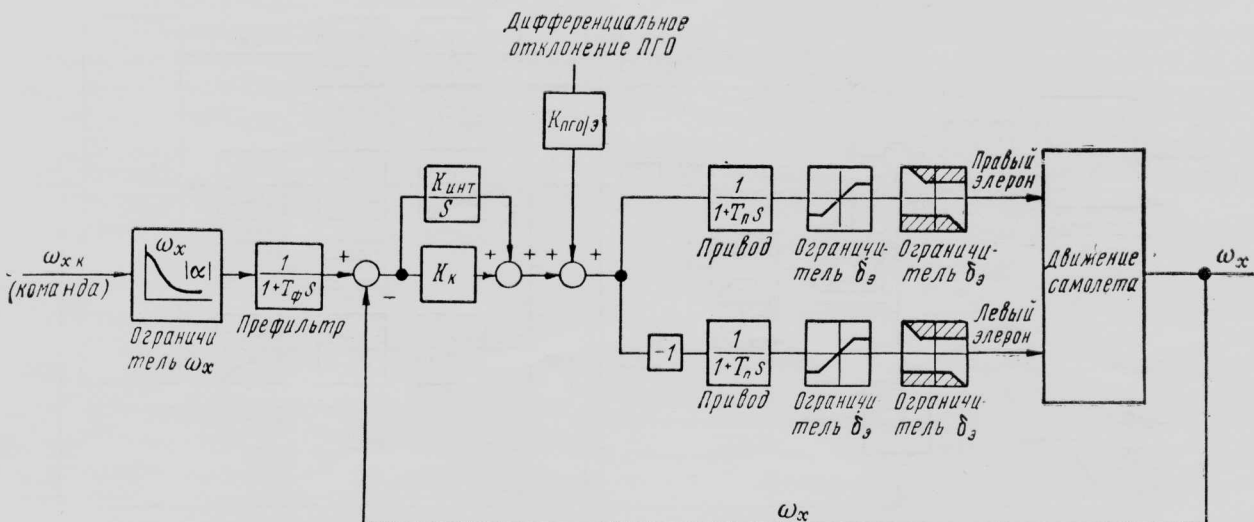


Рис. 13. Блок-схема системы управления по крену

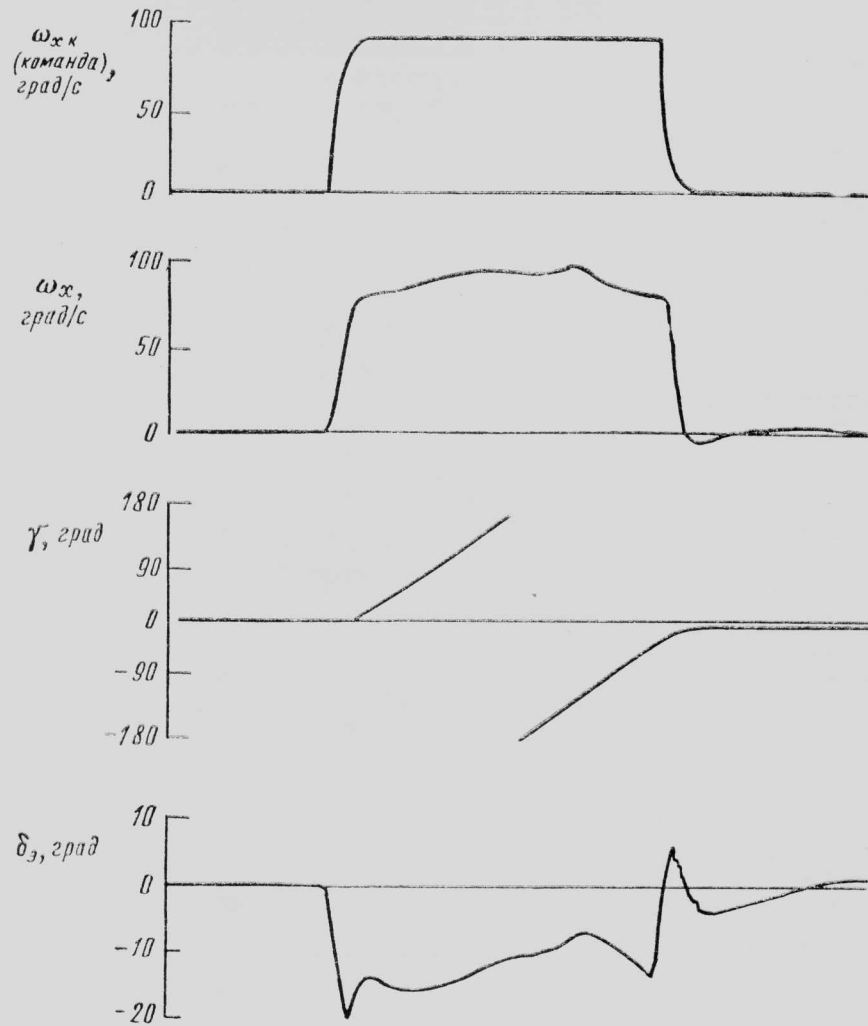


Рис. 14. Реакция самолета при управлении по крену ($M=0,4$)

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ РЫСКАНИЯ

Блок-схема системы управления движением рыскания показана на рис. 15. Необходимо отметить, что в системе отсутствует обратная связь по боковой перегрузке. Поскольку самолет STAC

имеет путевую устойчивость до $\alpha=70^\circ$ (рис. 16), нет необходимости вводить в систему обратную связь по боковой перегрузке для увеличения путевой устойчивости. Благоприятное протекание характеристики $m_{\dot{\gamma}}(\alpha)$ (линеаризованной в диапазоне $0 \leq \beta \leq 6^\circ$) отражается также в зависимостях от

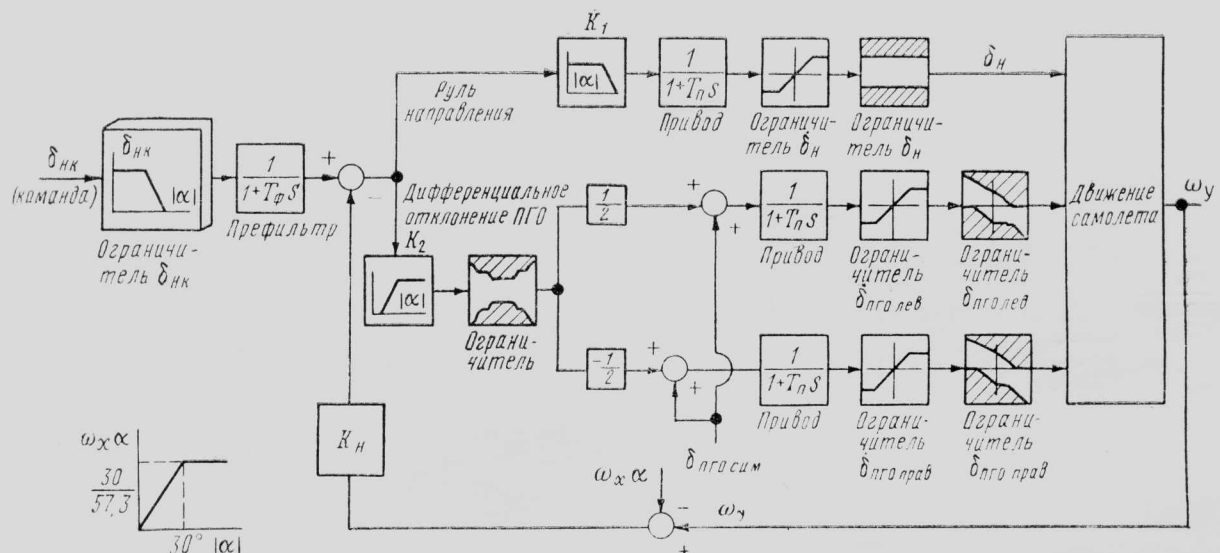


Рис. 15. Блок-схема системы управления по рысканию

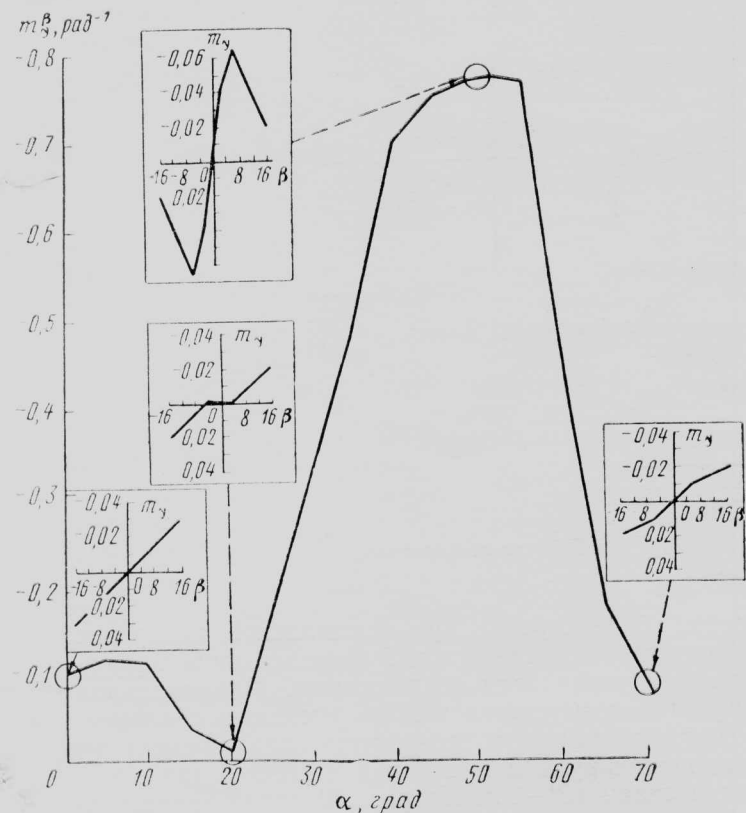


Рис. 16. Зависимость путевой устойчивости самолета от угла атаки ($\bar{x}_F - \bar{x}_T = -18\%$ САХ; программно отклоняемые предкрылки; $M=0,4$; область линеаризации $0 < \beta < 6^\circ$)

угла атаки параметров дивергенции рыскания $m_{y \text{ дин}}^\beta$ и крена LCDP, показанных на рис. 17:

$$m_{y \text{ дин}}^\beta = m_y^\beta \cos \alpha + \frac{I_y}{I_x} m_x^\beta \sin \alpha;$$

$$\text{LCDP} = m_y^\beta - m_x^\beta \frac{m_{y^{\delta \alpha}}}{m_{x^{\delta \alpha}}}.$$

Параметр $m_{y \text{ дин}}^\beta$ является отрицательным до угла атаки $+70^\circ$. Параметр LCDP отрицателен до угла атаки 57° . Система управления движением

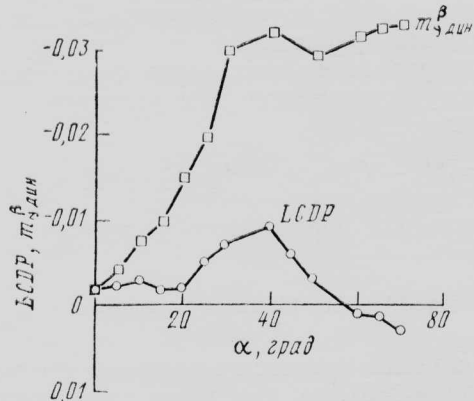


Рис. 17. Зависимости параметра поперечной управляемости LCDP и коэффициента динамической устойчивости по углу скольжения $m_{y \text{ дин}}^\beta$ от угла атаки

рыскания должна обеспечивать улучшение демпфирования бокового колебательного движения и координацию разворота по крену относительно вектора скорости. Значения угловой скорости рыскания ω_y и произведения $\omega_x \alpha$ используются с этой целью для получения обратной связи по β .

Дополнительная координация движения обеспечивается перекрестной связью между управлением по крену и по рысканию. На рис. 18 представлена типичная реакция самолета на отклонение педалей при числе $M=0,4$. Изменение угла скольжения отражает хорошее демпфирование колебаний типа «голландский шаг» и быструю реакцию самолета при управлении по рысканию.

Обеспечение управляемости по рысканию на углах атаки свыше 30° потребовало особого решения. Результаты испытаний модели самолета STAC в аэродинамических трубах показали, что эффективность руля направления начинает уменьшаться с угла атаки, равного 25° , и полностью теряется при $\alpha=35^\circ$. Тем не менее с помощью дифференциального отклонения ПГО можно обеспечить необходимую эффективность управления по рысканию до $\alpha=70^\circ$.

На рис. 19 представлены результаты определения в аэродинамической трубе момента рыскания (относительно связанной оси) при дифференциальном отклонении ПГО. Положительное дифференциальное отклонение ПГО, определяемое как

$$\delta_{\text{ПГО диф}} = \delta_{\text{ПГО л}} - \delta_{\text{ПГО пр}},$$

соответствует отклонению задней кромки левой консоли ПГО вверх, а правой — вниз. При этом создается приращение момента рыскания вправо. Эффективность управления по рысканию при дифференциальном отклонении ПГО зависит нелинейно от α и β .

Зависимость от угла атаки величины дифференциального отклонения ПГО, соответствующего

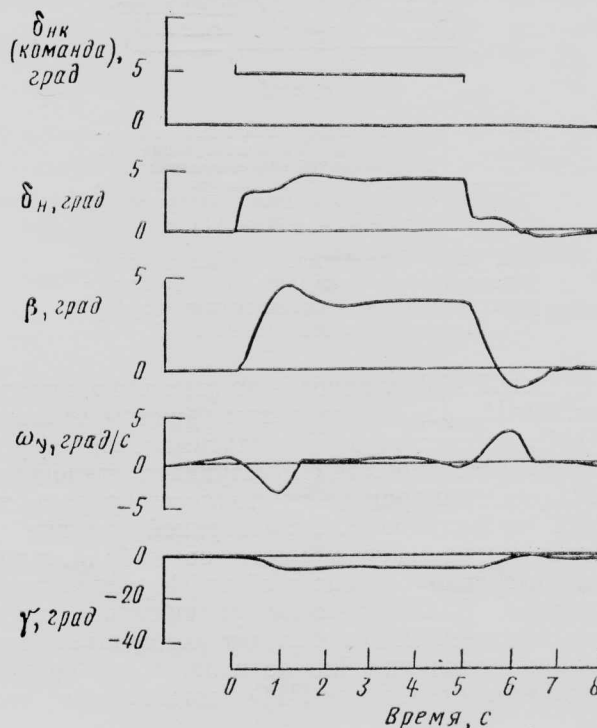


Рис. 18. Реакция самолета на управление по рысканию ($M=0,4$)

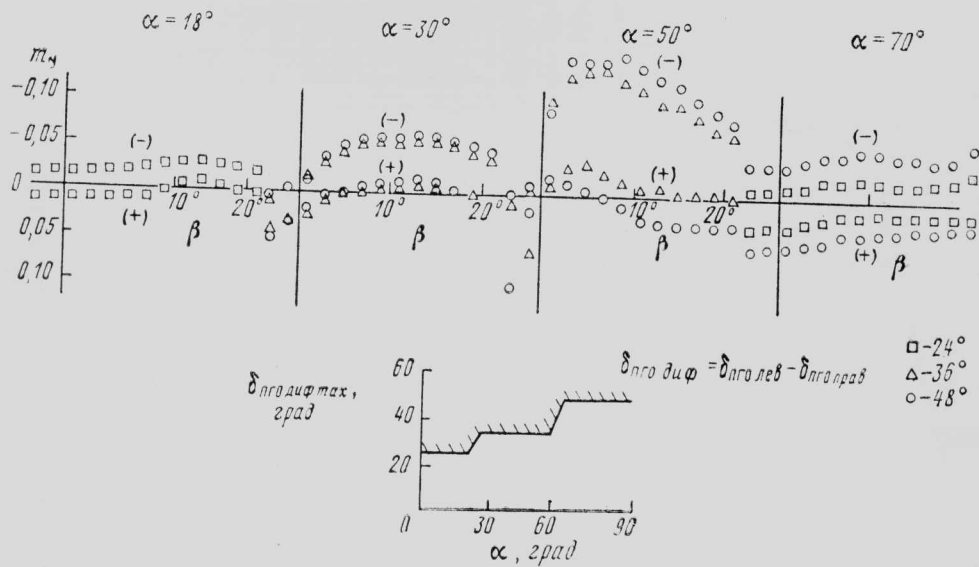


Рис. 19. Эффективность дифференциального отклонения ПГО по результатам испытаний в АДТ

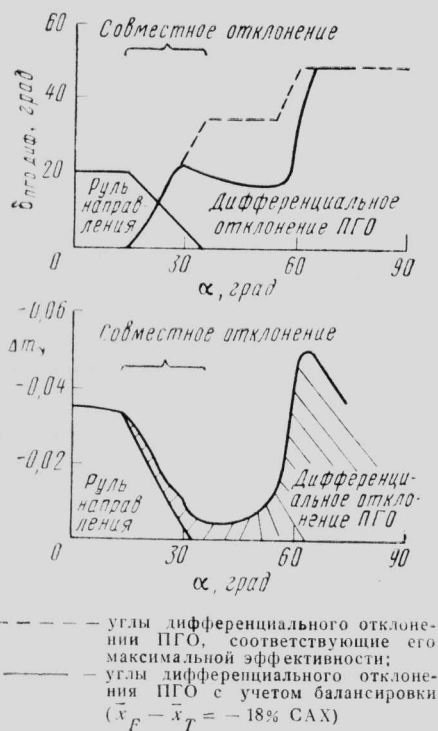


Рис. 20. Увеличение эффективности управления по рысканию на больших углах атаки при использовании дифференциального отклонения ПГО

максимальной эффективности по рысканию, показана на рис. 19. На рис. 10 показаны границы отклонения ПГО, соответствующие максимальной эффективности управления при симметричном отклонении ПГО. На нижней границе не создается приращение момента на пикирование, на верхней границе не создается приращение момента на кабрирование. Момент рыскания, создаваемый дифференциальным отклонением ПГО, начинает уменьшаться, когда одна из консолей ПГО переходит указанные границы, и изменяется линейно до нуля, когда среднее значение угла отклонения ПГО достигает этих границ.

На рис. 20 показана зависимость от угла атаки величины дифференциального отклонения ПГО (с

учетом балансировки при номинальной центровке самолета), соответствующей максимальной эффективности управления по рысканию. Максимальная эффективность управления по рысканию сбалансированного самолета получается при совместном отклонении руля направления и ПГО в диапазоне углов атаки 15°—34°. Из рис. 20 видно значительное увеличение эффективности управления по рысканию с ростом угла атаки при использовании дифференциального отклонения ПГО.

РАЗРАБОТКА ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ОГРАНИЧИТЕЛЕЙ КОМАНДНЫХ СИГНАЛОВ

В процессе исследований стало ясно, что одной из центральных проблем при разработке системы управления для статически неустойчивого самолета является обеспечение устойчивости самолета при выполнении пространственных маневров с большими перегрузками и угловыми скоростями. Поэтому при рассмотрении полной системы нелинейных уравнений движения самолета должно быть исследовано влияние всех факторов, в особенности тех, которые определяют кинематическое, инерционное и аэродинамическое взаимодействие при управлении самолетом. Влияние этого взаимодействия на управление по тангажу усиливается с увеличением степени статической неустойчивости. Кроме того, на эффективность управления по тангажу влияет также распределение масс вдоль фюзеляжа.

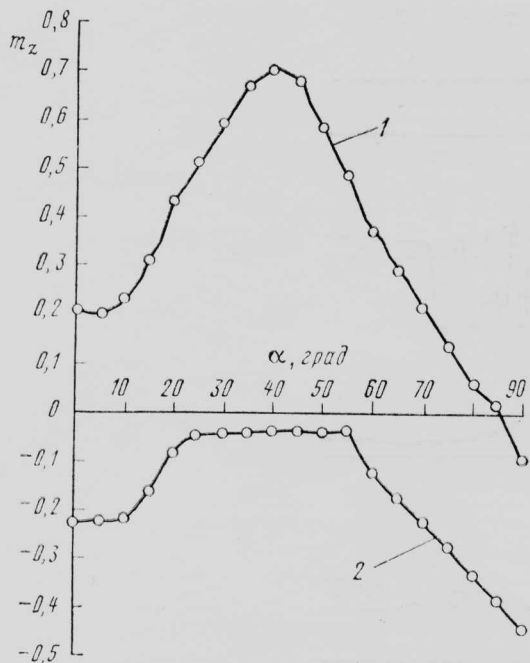
Рассмотрим уравнение для углового ускорения по тангажу

$$\dot{\omega}_z = [(I_x - I_y)\omega_x\omega_y + I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) + M_z]/I_z$$

и уравнение для нормального ускорения в связанных осях

$$\dot{V}_y = \omega_x V_z - \omega_z V_x - g \cos \vartheta \cos \gamma + F_y/m.$$

Если самолет кренится с внешним скольжением ($V_z < 0$ при $\omega_x > 0$), то, как видно из уравнения для V_y , кинематическое взаимодействие неблагоприятно. Кренение с внутренним скольжением обычно приводит к ухудшению реакции по крену. Влияние кинематического члена $\omega_x V_z$ в уравнении для V_y



1—максимальный кабрирующий момент; 2—максимальный пикирующий момент

Рис. 21. Зависимость от угла атаки максимального кабрирующего и максимального пикирующего моментов для самолета

может быть устранено, если обеспечить с помощью системы управления координированное движение крена относительно вектора скорости с $V_z=0$ ($\beta=0$).

При вращении самолета относительно вектора скорости с угловой скоростью Ω_x $\omega_x = \Omega_x \cos \alpha$, $\omega_y = \Omega_x \sin \alpha$ и если $I_{xy} = 0$, то

$$\omega_z = [(I_x - I_y) \Omega_x^2 \sin 2\alpha + M_z] / I_z.$$

В то время как для статически устойчивого самолета имеет место благоприятное возрастание пикирующего момента с ростом угла атаки, для статически неустойчивого самолета с ростом угла атаки уменьшается величина располагаемого момента на пикирование. Поэтому для обеспечения управляемости неустойчивого самолета при маневрировании на больших углах атаки необходим запас пикирующего момента. Если это требование не удовлетворяется, необходимо ограничение командных сигналов.

На рис. 21 показана зависимость от α коэффициентов максимальных пикирующего и кабрирующего моментов самолета STAC при малых скоростях полета. Видно, что в диапазоне углов атаки $30^\circ-55^\circ$ запас пикирующего момента мал, что определяет трудность предотвращения сваливания. При выполнении маневров, сопровождающихся заметным кинематическим и инерционным взаимодействием, которые начинают выполняться на меньших углах атаки, самолет может легко попасть в этот диапазон углов атаки. По этой причине были разработаны функциональные ограничители командных сигналов в системе управления самолета.

На рис. 22 показана схема регулирования ограничителем сигналов по нормальной перегрузке и углу атаки для системы управления по перегрузке в продольном канале. По существу это двумерный

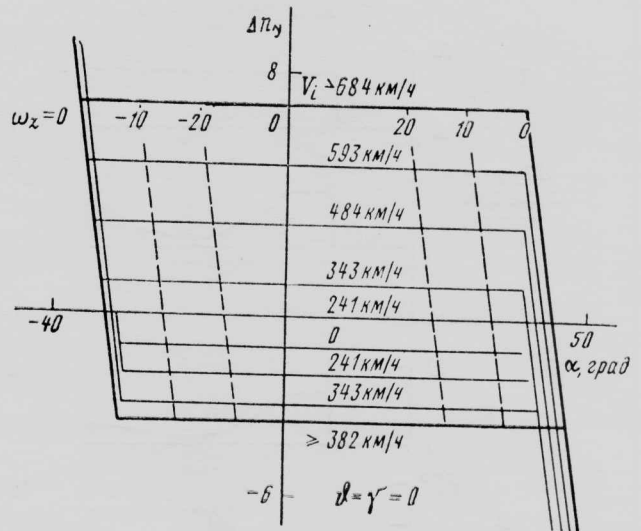


Рис. 22. Ограничитель командных сигналов по перегрузке и углу атаки в системе продольного управления

функционал, который ограничивает командные сигналы с ручки продольного управления. Верхний и нижний пределы управляющих сигналов запрограммированы в функции скоростного напора так, чтобы ограничить заданную перегрузку величиной, соответствующей углам атаки, близким к $c_{y \max}$. Если для нормального (неперевернутого) полета скорость падает до нуля, то ограничитель формирует сигнал на отрицательное приращение перегрузки ($\Delta n_y = -1$ при $V=0$). Для перевернутого полета линия нулевой скорости ($V=0$) смещается вверх, и ограничитель дает командный сигнал на положительное приращение перегрузки. Правая и левая границы, показанные на рис. 22, запрограммированы в функции угловой скорости тангажа. Эти ограничения необходимы для того, чтобы предотвратить динамический заброс на большие углы атаки.

На рис. 23 показано улучшение характеристик маневренности и сопротивляемости сваливанию при применении ограничителя по нормальной перегрузке и углу атаки. Самолет номинальной конфигурации был сбалансирован при числе $M=0,4$. На режиме форсажа был дан сигнал на ступенчатое перемещение полностью на себя ручки продольного управления. В левой части рис. 23 показан случай, когда сигнал управления был ограничен только предельной перегрузкой $n_{y \max} = \frac{q S c_{y \max}}{G}$.

Отмечено достижение угла атаки $\alpha=64^\circ$ при выполнении петли. В правой части рис. 23 показано выполнение того же самого маневра с ограничителем по n_y и α . Угол атаки не превышает значения $\alpha=35^\circ$ (что соответствует $\sim c_{y \max}$). При этом значительно улучшается сопротивляемость сваливанию. Параметры ограничителя были сначала выбраны без учета скоростей отклонения ПГО. Дополнительная нелинейность была введена впоследствии; максимальная скорость отклонения ПГО была ограничена величиной ± 100 град/с.

Значительное инерционное взаимодействие движений крена и тангажа и большая эффективность элеронов определили необходимость введения ограничителя командных сигналов управления по крену (рис. 24).

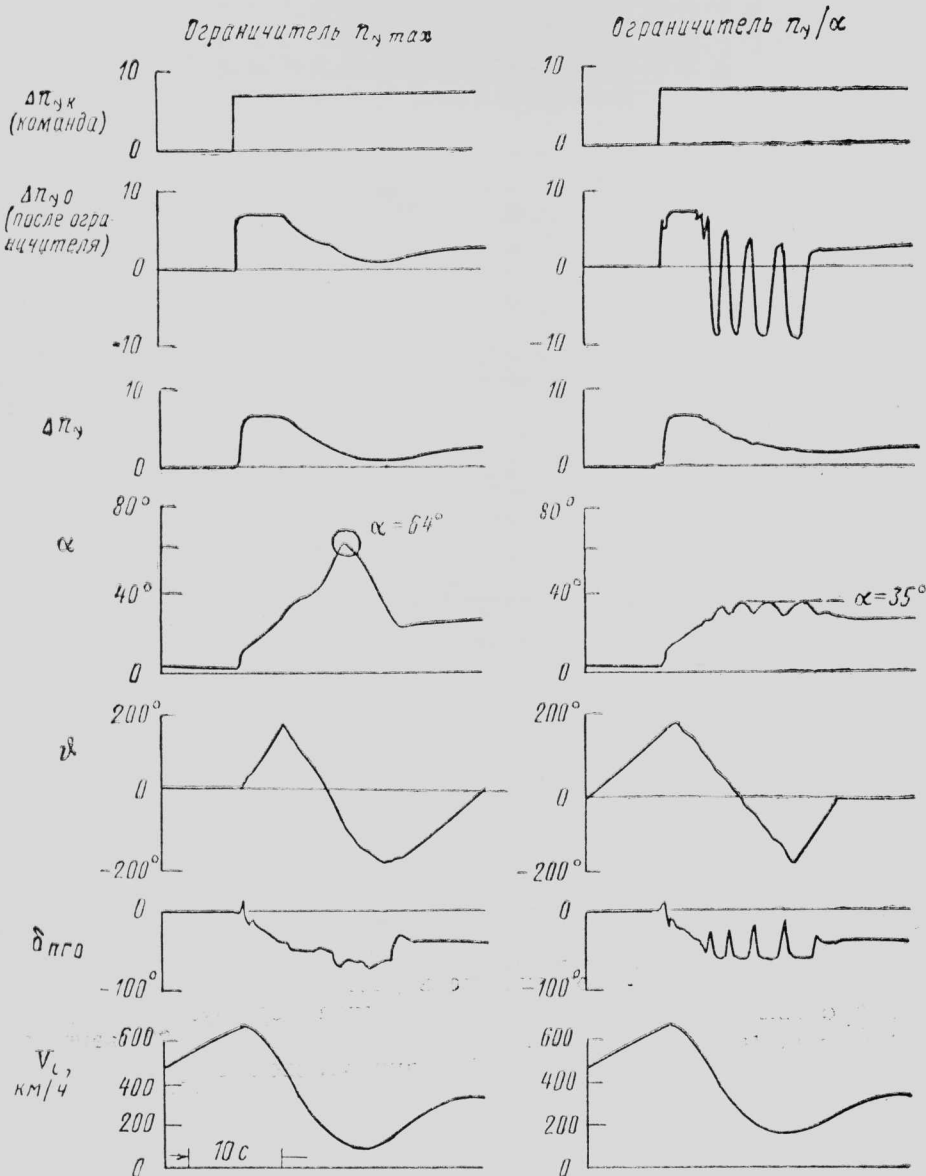


Рис. 23. Улучшение маневренности с ограничителем командных сигналов по перегрузке и углу атаки ($M=0,4$, форсажный режим работы двигателя, $\bar{x}_F - \bar{x}_T = -18\%$ САХ, $S_{ПГО} = 6,51 \text{ м}^2$)

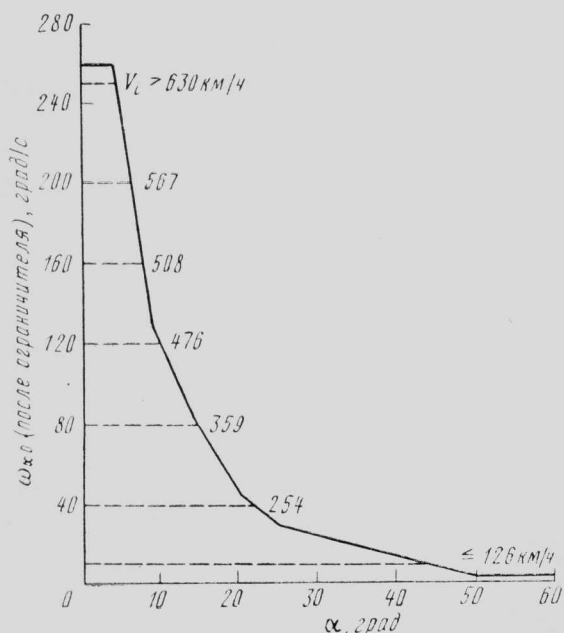


Рис. 24. Ограничитель командных сигналов управления по крену ($\bar{x}_F - \bar{x}_T = -18\%$ САХ, $M=0,4$)

На рис. 25 показана работа системы управления с ограничителем командных сигналов по угловой скорости крена и без него. Самолет с работающим в системе продольного управления ограничителем по n_y и α был сбалансирован при числе $M=0,4$. Было дано полное перемещение ручки по крену с последующим перемещением ручки управления полностью на себя. Видно, что без ограничителя угловой скорости крена самолет достигает угла атаки $\alpha=90^\circ$. С ограничителем скорости крена достигнутые углы атаки значительно меньше, и самолет не сваливается.

Для предотвращения кинематического взаимодействия продольного и бокового движений в дополнение к ограничителю по n_y и α и ограничителю угловой скорости крена был разработан ограничитель входных сигналов в системе путевого управления, работа которого иллюстрируется на рис. 26. На рис. 27 показано существенное влияние этого ограничителя на работу системы управления (с работающим ограничителем по n_y и α и ограничителем угловой скорости крена). Вслед за отклонением ручки управления по крену последовала команда на полное отклонение руля направления в сторону крена. Без ограничителя командных сигна-

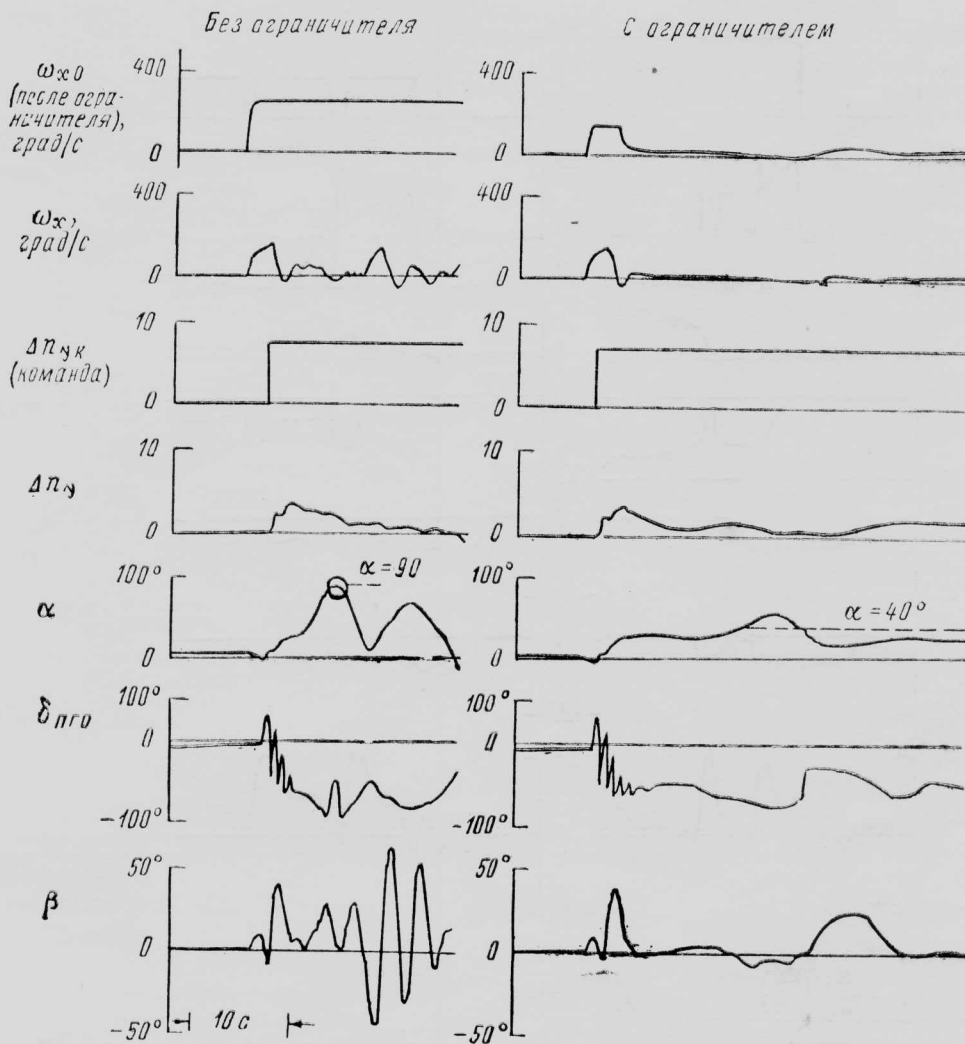


Рис. 25. Улучшение сопротивляемости сваливанию самолета STAC с ограничителем командных сигналов по угловой скорости крена

лов в системе путевого управления самолет сваливается и достигает $\alpha=90^\circ$. С ограничителем командных сигналов на руль направления максимальный угол атаки значительно уменьшается.

Ограничители командных сигналов позволили обеспечить самолету сопротивляемость сваливанию. Необходимо, однако, подчеркнуть, что при выполнении сложных пространственных маневров нельзя полностью гарантировать предотвращение сваливания даже при достаточно исчерпывающем модели-

ровании. Поэтому планер самолета должен обеспечивать необходимый момент для восстановления равновесия. При разработке конфигурации самолета STAC это предусмотрено: самолет приобретает собственную устойчивость при больших углах атаки.

ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ

Одним из требований к перспективному истребителю является обеспечение коротких взлета и посадки. Для того чтобы обеспечить короткие дистанции взлета и посадки (<305 м), целесообразно использование симметрично отклоняемых поворотных сопел двигателей. Управление вектором тяги может применяться и для управления самолетом в воздушном бою. На рис. 28 показана возможность увеличения эффективности продольного управления самолета при использовании управления вектором тяги. Например, при отклонении вектора тяги на 10° момент на пикирование в критическом диапазоне углов атаки ($30^\circ-55^\circ$) увеличивается вдвое.

На рис. 29 показано улучшение реакции самолета при использовании управления вектором тяги двигателей. Сбалансированному при числе $M=0,4$ самолету ($x_F-x_T=-24\%$ САХ) была дана коман-

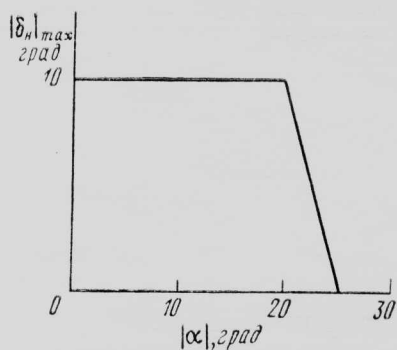


Рис. 26. Регулирование угла отклонения руля направления ограничителем ($x_F-x_T=-18\%$ САХ, $M=0,4$)

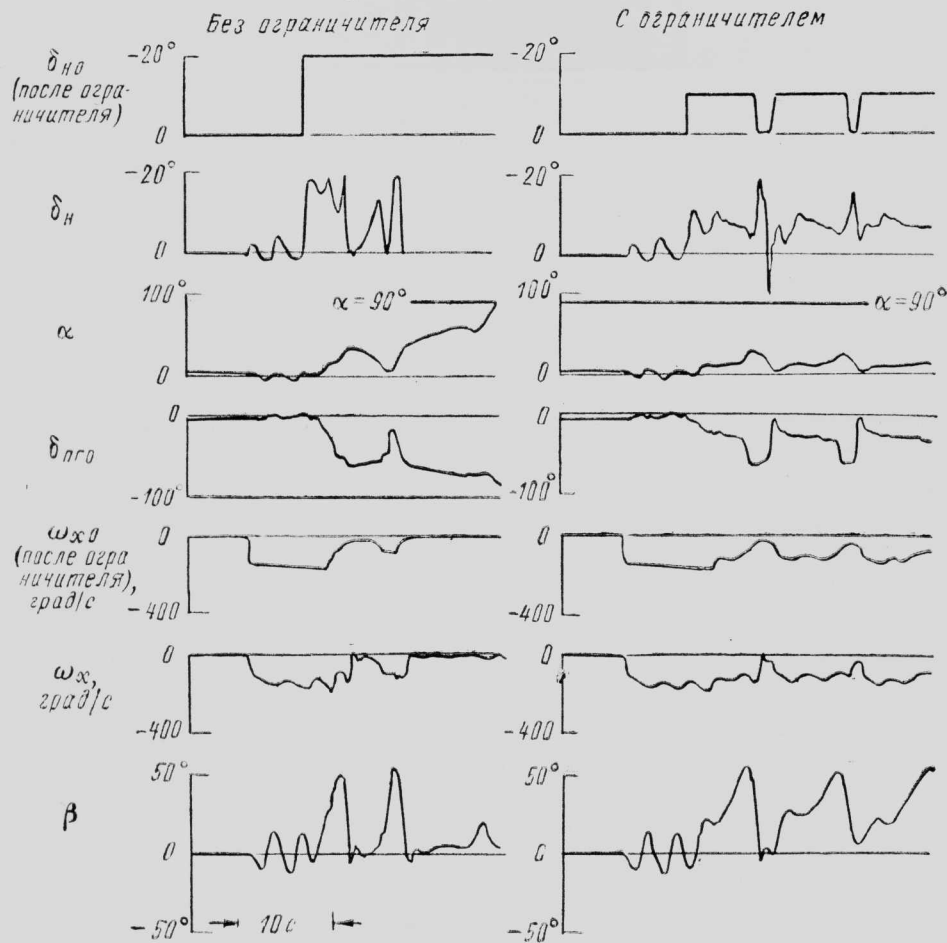


Рис. 27. Улучшение сопротивляемости сваливанию с ограничителем командных сигналов управления по рысканию

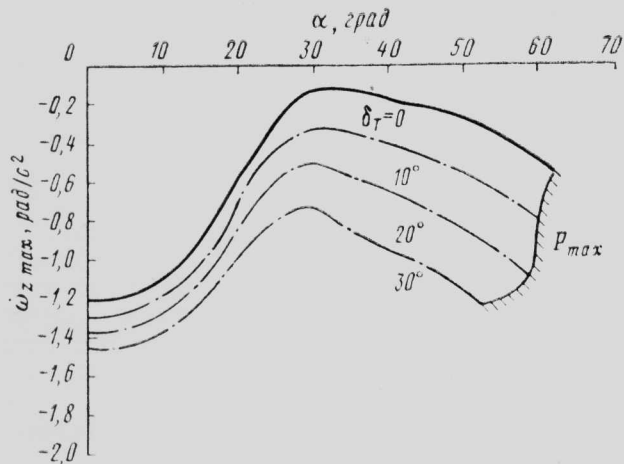


Рис. 28. Улучшение эффективности продольного управления при отклонении вектора тяги двигателя ($n_y=1$, $H=0$)

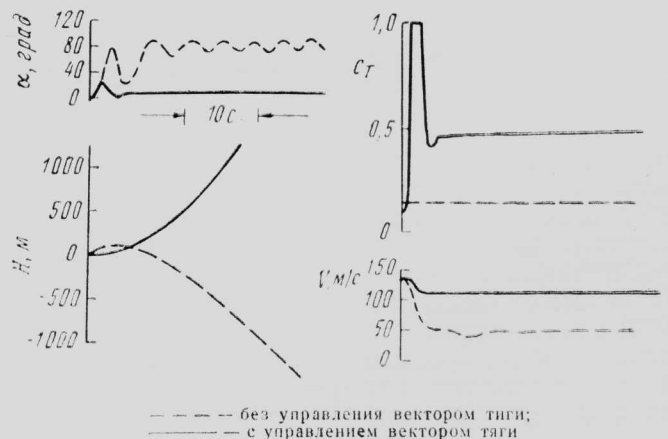


Рис. 29. Использование управления вектором тяги для улучшения сопротивляемости глубокому срыву

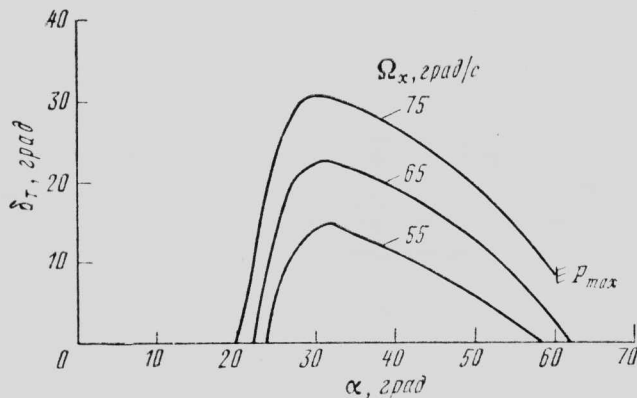
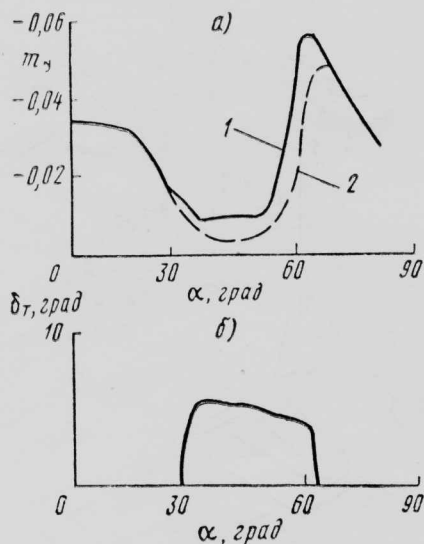


Рис. 30. Улучшение вращения по крену относительно вектора скорости при управлении вектором тяги ($n_y=1$, $H=0$)



a —максимальный балансирующий момент по рысканию; b —необходимый угол отклонения вектора тяги;
1—с управлением вектором тяги; 2—без управления вектором тяги
Рис. 31. Улучшение эффективности управления по рысканию при отклонении вектора тяги

да на приращение перегрузки $\Delta n_y = 4$, длительность сигнала составляла 2 с. Без управления вектором тяги самолет сваливается и попадает в штопор. Картина меняется при управлении вектором тяги и

использовании идеального автомата тяги. При моделировании отклонение сопл было запрограммировано так, что оно менялось линейно от нуля до максимума, равного $33,5^\circ$, при увеличении угла атаки от 18° до 28° .

Несмотря на то, что автомат тяги был запрограммирован так, чтобы поддерживать постоянную величину скорости, заметно уменьшение скорости вследствие ограничения величины тяги максимальной располагаемой (на режиме форсажа). Управление вектором тяги с включенным автоматом тяги дало при моделировании положительные результаты — самолет возвращался в сбалансированный полет в соответствии с командным сигналом.

На рис. 30 показаны углы отклонения вектора тяги, необходимые для получения требуемой угловой скорости крена на углах атаки до $\alpha \approx 60^\circ$. Видно, что потребные углы отклонения вектора тяги не превышают 15° на границе области, соответствующей угловой скорости крена 55 град/с.

Отклонение вектора тяги увеличивает эффективность управления по рысканию с помощью ПГО, так как дополнительный момент на пикирование позволяет также увеличить момент рыскания от дифференциального отклонения ПГО (до отрыва потока). Улучшение эффективности управления по рысканию показано на рис. 31.

Референт В. А. Сыроватский.
Редактор М. А. Левин.

УДК 629.782 (73). «Спейс Шаттл»

ДЕСЯТЫЙ ПОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА „СПЕЙС ШАТТЛ“

В период с 3 по 11 февраля 1984 г. проходил десятый полет многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» с воздушно-космическим самолетом (ВКС) «Челленджер» (предыдущие полеты описаны в «ТИ» № 15, 1981 г., № 10, 13—14, 21—22, 1982 г., № 7—8, 14, 21, 1983 г., № 1, 6, 1984 г.). Данный полет явился шестым эксплуатационным полетом МВКА и четвертым полетом ВКС OV-099 «Челленджер».

Экипаж МВКА состоял из пяти космонавтов: В. Бранд (командир), Р. Гибсон (пилот), Р. Макнейр, Б. Маккэндлесс и Р. Стюарт (специалисты по операциям на орбите). Бранд (52 года) — офицер ВМС в отставке, в отряде космонавтов с 1966 г., совершил два космических полета: в июле 1975 г. по программе «Союз—Аполлон» и в ноябре 1982 г. по программе «Спейс Шаттл». Гибсон (37 лет) — капитан III ранга ВМС, совершил 56 боевых вылетов во время войны в Юго-Восточной Азии, в отряде космонавтов с 1978 г. Макнейр (33 года) — специалист по лазерам, в отряде космонавтов с 1978 г. Маккэндлесс (46 лет) — капитан I ранга ВМС, в отряде космонавтов с 1966 г. Стюарт (41 год) — налетал 1035 ч во время войны в Юго-Восточной Азии, в отряде космонавтов с 1978 г.

Основные задачи полета включали: выведение на орбиту индонезийского спутника связи «Палапа» В-2 с межорбитальным буксиром РМ-Д (вес

спутника и буксира 3,3 тс) и американского спутника «Уэстар» 6 с межорбитальным буксиром РМ-Д; отработка сближения ВКС с надувным спутником-мишенью; выход двух членов экипажа в открытый космос для отработки индивидуальных ранцевых реактивных установок и операций по замене электронных блоков, которые будут проводиться в одиннадцатом полете МВКА при ремонте спутника SMM (Solar Maximum Mission) для исследования Солнца в период максимальной активности; проведение научных исследований и технических экспериментов с использованием оборудования на западногерманском спутнике-платформе SPAS-02; выполнение первой посадки ВКС на бетонированную ВПП в космическом центре им. Кеннеди (шт. Флорида).

На участке выведения МВКА Бранд, Гибсон, Макнейр и Стюарт находились в кабине ВКС, а Маккэндлесс — в нижней секции помещения для экипажа. Через 126 с после старта на высоте 53 км отделились стартовые РДТТ, которые приводнились в Атлантическом океане в 240 км от стартового комплекса. Через 540 с после старта были выключены основные ЖРД SSME и произведено отделение внешнего топливного бака, обломки которого упали в расчетной зоне Индийского океана. Через 47 мин после запуска ВКС был переведен на рас-

четную рабочую орбиту высотой ~300 км с наклоном 28,5°.

В соответствии с программой полета 4 февраля было произведено отделение от ВКС спутника «Уэстар» 6 с межорбитальным буксиром РАМ-D. Перед отделением спутник с буксиром были раскручены до 50 об/мин, а затем с помощью шести пружинных толкателей выведены из отсека полезной нагрузки ВКС. Через 45 мин после отделения спутника, когда его удаление от аппарата составило 13 км, должен был включиться РДТТ буксира РАМ-D. Однако в центр управления полетом (ЦУП) сигнал о включении двигателя не поступил и связь со спутником была потеряна.

Через двое суток радиолокационные станции ВВС США в Калифорнии и Флориде обнаружили спутник среди облака осколков, обращающихся по орбите с параметрами 488×285 км. В это время апогей орбиты ВКС составлял 315 км, а перигей — 306 км. Все бортовые системы спутника работали нормально, но перевести его на расчетную геостационарную орбиту оказалось невозможно. По данным предварительного анализа, от межорбитального буксира РАМ-D, видимо, отделилось сопло, что имело место и в наземных испытаниях одного из образцов этого буксира.

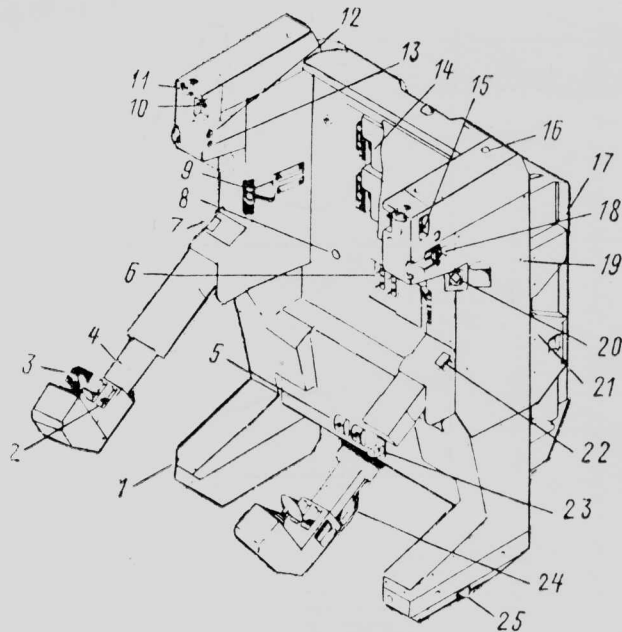
5 февраля от ВКС было произведено отделение контейнера с надувным спутником-мишенью диаметром 2 м и баллоном со сжатым азотом для наполнения спутника. Когда контейнер удалился от ВКС на расстояние 1 км, началось наполнение оболочки спутника. Оболочка была изготовлена из майларовой пленки с металлизированным покрытием для отражения радиолокационных сигналов бортовой РЛС. При наполнении оболочка лопнула, так как, по-видимому, своевременно не отсоединились удерживающие ее фиксаторы. Специалисты вначале рассматривали возможность использования обрывков лопнувшей оболочки в качестве мишени, однако уровень отраженного от обрывков радиолокационного сигнала оказался недостаточным для эффективной работы бортовой РЛС аппарата.

6 февраля на 50-м витке было произведено отделение от ВКС индонезийского спутника связи «Палапа» В-2 с межорбитальным буксиром РАМ-D. Через 45 мин после удаления на безопасное расстояние был включен РДТТ буксира для перевода спутника на геостационарную орбиту.

Поскольку при запуске спутника «Уэстар» 6 произошел отказ межорбитального буксира, экипаж по указанию ЦУП вел телевизионную съемку спутника «Палапа» В-2 с буксиром в момент включения двигателя. При этом космонавты не вели визуального наблюдения.

ВКС был развернут так, чтобы панели остекления кабины экипажа не были обращены к спутнику, поскольку твердые частицы окиси алюминия в истекающей струе РДТТ буксира могли вызвать эрозию стекол.

Вместо расчетного времени работы 80 с двигатель фирмы Мортон Тиokol проработал только 15 с, так как в камере сгорания было зарегистрировано резкое падение давления. Спутник был выведен на нерасчетную орбиту с апогеем 1200 км вместо 36 000 км, в связи с чем оказалось невозможным выполнить предусмотренные для него задачи.



1—боковые ограничители; 2—переключатель гироблока; 3—вращающаяся ручка управления; 4—выдвижные подлокотники; 5—переключатели внешнего источника питания; 6—автоматический предохранитель электроцепи; 7—замок для фиксации подлокотника в выдвинутом положении; 8—кнопка индивидуальной системы жизнеобеспечения; 9—замок крепления индивидуальной системы жизнеобеспечения; 10—переключатель основного источника питания; 11—вытяжное кольцо; 12—датчик давления сжатого азота; 13—тумблер реактивных микродвигателей; 14—аккумуляторные батареи; 15—переключатель индикаторных лампочек; 16—реактивные микродвигатели; 17—баллоны сжатого азота; 18—клапан переключения системы подачи сжатого азота; 19—точки крепления вспомогательного оборудования (по 3 с каждой стороны установки); 20—разъем системы быстрой подзарядки сжатого азота; 21—точки крепления к наземному тренажеру; 22—замок для фиксации углового положения подлокотника; 23—разъем внешнего источника питания; 24—рукоятка регулировки углового положения подлокотника; 25—индикаторные лампочки

Рис. 1. Реактивная установка ММУ для маневрирования космонавта

7 февраля был осуществлен выход космонавтов Маккэндлесса и Стюарта в открытый космос для испытания индивидуальных реактивных установок ММУ (Manned Maneuvering Unit). Установка ММУ (рис. 1) разработана фирмой Мартин-Мариэтта и обеспечивает маневрирование космонавта за бортом ВКС со средней относительной скоростью 0,3—0,6 м/с. Вес установки ММУ составляет 154 кгс [1]. По форме она напоминает кресло, в спинке которого смонтировано 24 реактивных микродвигателя с тягой по 0,77 кгс, работающих на сжатом азоте, и два баллона со сжатым азотом.

При среднем расходе запас азота в двух баллонах установки ММУ обеспечивает маневрирование космонавта в течение 1—2 ч. Баллоны имеют габариты 0,25×0,76 м и содержат ~6 кгс азота при давлении 21 кгс/см². При движении космонавта в одном направлении и полном расходовании рабочего тела максимальная относительная скорость достигает 20 м/с, а максимальная перегрузка — 0,01.

Заправка баллонов после выработки рабочего тела может осуществляться в отсеке полезной нагрузки ВКС в течение 15 мин. Максимальная расчетная продолжительность работы установки составляет 6 ч. После этого периода необходимо производить подзарядку аккумуляторных батарей в кабине ВКС.

На подлокотниках установки ММУ установлены органы управления. На правом подлокотнике — для обеспечения вращения относительно центра масс,

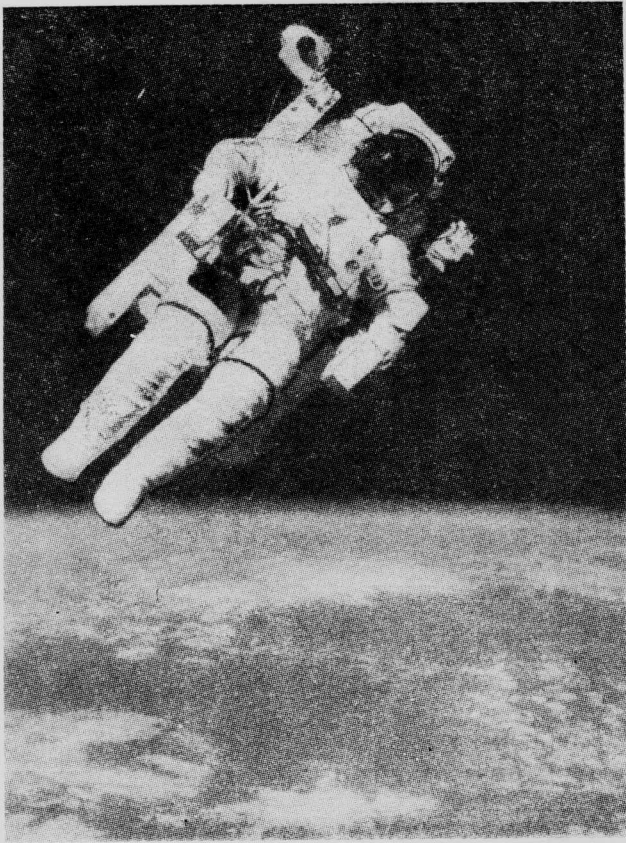


Рис. 2. Автономный полет космонавта Маккэндлесса на реактивной установке MMU без страховочного фала

на левом — для обеспечения линейного перемещения вперед—назад, вверх—вниз и влево—вправо. Установка оснащена миниатюрным вычислителем, гироскопами и может автоматически удерживать космонавта в заданном положении в пространстве. Для повышения надежности все системы установки MMU резервированы.

Общие затраты на разработку реактивной установки составили 45 млн. долл., стоимость одной установки 10 млн. долл. По условиям контракта фирма поставила NASA три установки MMU, две из которых проходили летные испытания в десятом орбитальном полете ВКС.

Отработка операций передвижения в открытом космосе с помощью установки MMU проводится в наземных условиях на тренажере фирмы Мартин-Мариэтта. Продолжительность курса обучения космонавта составляет 18 ч [2, 3].

Программа работы Маккэндлесса и Стюарта в открытом космосе предусматривала поочередный автономный полет космонавтов без страховочного фала. В случае возникновения неисправности в установке MMU космонавта, совершающего автономный полет, второй космонавт с индивидуальной реактивной установкой должен был находиться в готовности в отсеке полезной нагрузки ВКС.

Первый автономный полет без страховочного фала совершил Маккэндлесс, постепенно удалившийся от корабля на расстояние 91 м (рис. 2) [4]. Средняя относительная скорость перемещения составила 3 км/ч. С помощью ТВ камеры на установке MMU производилась съемка ВКС. Продолжительность полета Маккэндлесса составила

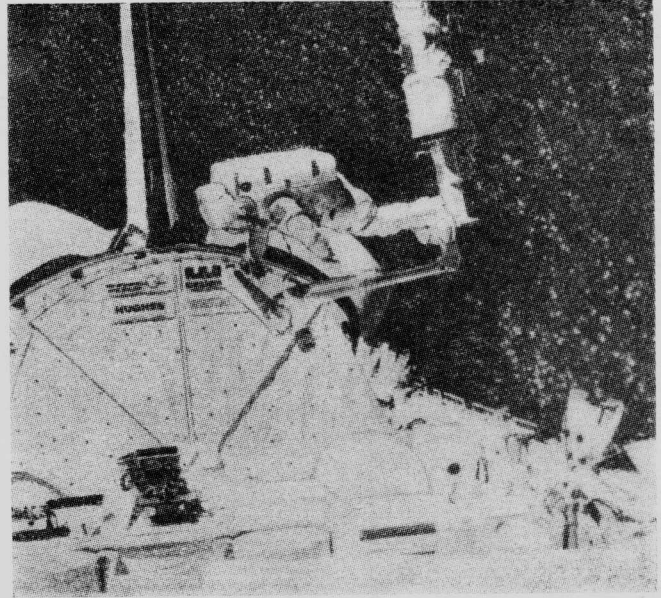


Рис. 3. Отработка космонавтом Маккэндлессом операций по замене имитируемого электронного блока спутника SMM с помощью рабочей платформы, перемещаемой дистанционно-управляемым манипулятором ВКС

90 мин. Возвратившись на ВКС, космонавт подключил страховочный фал и с помощью специального устройства закрепил установку MMU в отсеке полезной нагрузки.

Затем автономный полет продолжительностью 65 мин совершил Стюарт. Космонавт удалился от ВКС на 92 м, а возвратившись, имитировал отвертывание болтов. Эта операция будет производиться в 11-м полете МВКА «Спейс Шаттл» при запланированном орбитальном ремонте спутника SMM.

На специальной рабочей платформе фирмы Грумман, перемещаемой дистанционно-управляемым манипулятором, космонавт Маккэндлесс имитировал проведение операции по замене электронного блока спутника SMM (рис. 3). Заменяемый блок был установлен на западногерманском спутнике SPAS-02, находившемся в отсеке полезной нагрузки. С помощью манипулятора Маккэндлесс перемещался над спутником SPAS-02. Ноги космонавта находились в специальных фиксаторах рабочей платформы, прикрепленной к манипулятору. В верхней части рабочей платформы был закреплен специальный держатель инструментов, который находился перед космонавтом (рис. 4) [5].

Во время первого выхода в открытый космос космонавты произвели также ремонт одного из научных приборов в отсеке полезной нагрузки и листа теплозащитного покрытия на корпусе ВКС. В грузовом отсеке была демонтирована и перенесена в кабину экипажа вышедшая из строя съемочная камера. Первый выход в открытый космос продолжался 5 ч 55 мин.

8 февраля проводились научные исследования и технические эксперименты с помощью оборудования, в основном установленного на спутнике SPAS-02. Вначале некоторые приборы на спутнике работали со сбоями, в связи с чем было принято решение обесточить спутник. После часового перерыва ток был включен и все приборы, кроме двух, начали работать нормально. Проводившиеся на бор-

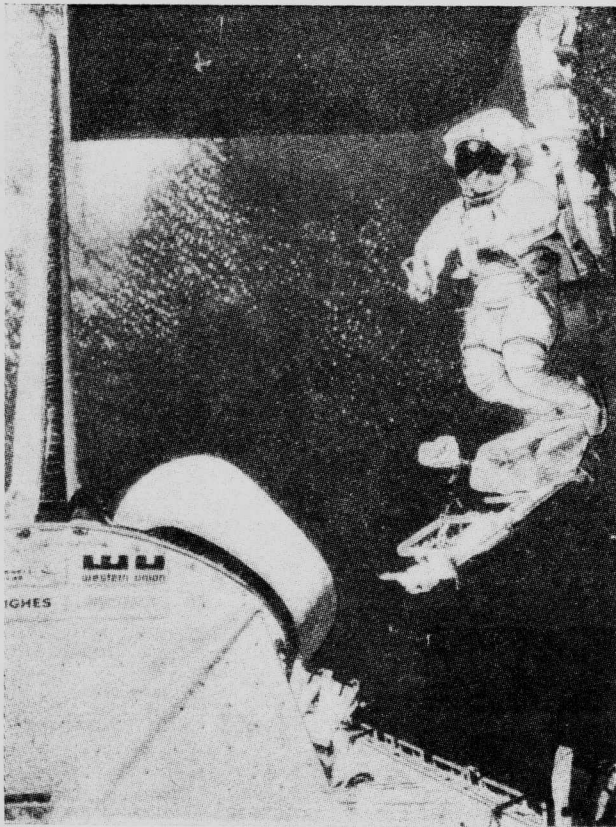


Рис. 4. Использование рабочей платформы фирмы Грумман, соединенной с дистанционно-управляемым манипулятором, для перемещения космонавтов при проведении различных операций за бортом ВКС

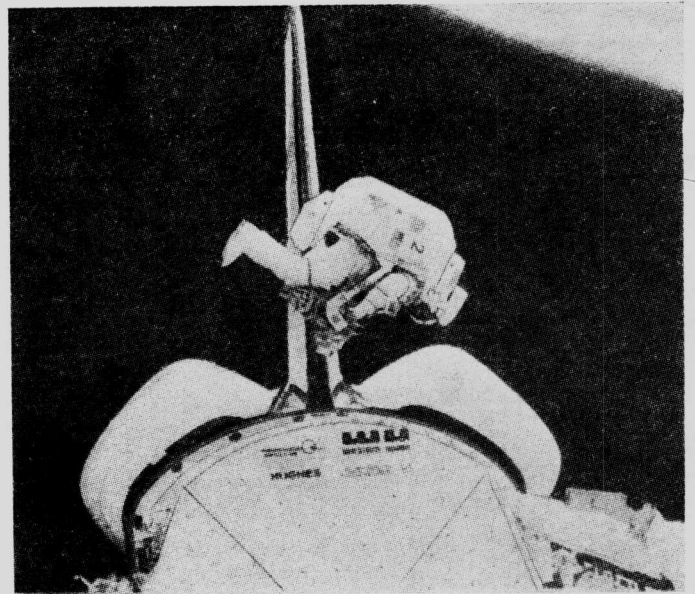


Рис. 5. Отработка операции стыковки космонавта со спутником SPAS-02, неподвижно закрепленным в грузовом отсеке ВКС, с помощью специального стыковочного устройства

ту ВКС эксперименты включали, в частности, съемку отдельных районов Земли с высокой разрешающей способностью, получение сплавов и выращивание кристаллов в условиях невесомости.

9 февраля был осуществлен второй выход в открытый космос Маккэндлесса и Стюарта. Основной задачей космонавтов являлась имитация ремонта спутника SMM с использованием спутника-платформы SPAS-02. Планировалось вывести западногерманский спутник из грузового отсека ВКС с помощью манипулятора и осуществить его закрутку с угловой скоростью 6 об/мин, что соответствует угловой скорости вращения спутника SMM. После этого Маккэндлесс должен был сблизиться со спутником SPAS-02, уравнять собственную угловую скорость со скоростью вращения спутника и произвести стыковку. Однако в связи с обнаруженной неисправностью «кистевого» элемента манипулятора от этого эксперимента пришлось отказаться. Космонавты отрабатывали операцию стыковки со спутником SPAS-02, неподвижно закрепленным в грузовом отсеке ВКС, с помощью специального стыковочного устройства стоимостью 1 млн. долл. (рис. 5). С помощью специального Т-образного стыковочного устройства проводилась отработка стыковки установки MMU со штифтом, установленным вертикально на правой стенке отсека полезной нагрузки.

Проводились дополнительные испытания установок MMU, на которых космонавты совершали полеты рядом с ВКС. Максимальное удаление от аппарата достигало 3 м [1, 5, 6]. Суммарное время

двух выходов космонавтов в открытый космос составило 12 ч [6].

В процессе работы в грузовом отсеке был осуществлен незапланированный эксперимент. Один из фиксаторов для ног открепился и начал медленно удаляться от ВКС. Командир экипажа Бранд решил захватить удалявшееся устройство. Были включены двигатели ориентации и ВКС сблизился с фиксатором, находившимся на расстоянии 15 м. В это время Маккэндлесс находился в районе хвостовой части грузового отсека ВКС и был соединен страховочным фалом с направляющей левого борта аппарата. После сближения он поймал фиксатор рукой. Аналогичный маневр предусматривается программой орбитального полета в аварийной обстановке, когда одному из космонавтов необходимо оказать помощь [5].

10 февраля была произведена проверка бортовых систем ВКС, обеспечивающих управление на участке спуска в атмосфере. Были включены газотурбинные вспомогательные силовые установки (ВСУ) и выполнены отклонения аэродинамических поверхностей управления. Производилось включение некоторых двигателей реактивной системы управления (РСУ). Все бортовые системы функционировали нормально.

11 февраля начался завершающий этап программы полета — спуск ВКС в атмосферу и посадка на бетонированную ВПП № 15 в районе стартового комплекса космического центра им. Кеннеди. Когда ВКС находился над районом Индийского океана с координатами 24,2° ю. ш. и 95,1° в. д. в нескольких сотнях километров западнее Австралии, были автоматически включены два ЖРД системы орбитального маневрирования тягой по 2,7 тс. После отработки тормозного импульса продолжительностью 169 с скорость ВКС уменьшилась на 96,3 м/с, и он начал сходить с орбиты. Через наземную станцию слежения в Яррагади (Австралия) Бранд сообщил в ЦУП о штатной отработке тормозного импульса перед входом ВКС в атмосферу.

На участке торможения в атмосфере было выполнено 10 испытательных маневров, предусматривающих изменение пространственного положения аппарата для определения его некоторых летно-технических характеристик при боковом смещении центра тяжести. Смещение центра тяжести ВКС при входе в атмосферу было достигнуто за счет того, что в баках правого ЖРД OMS находилось на 816 кг топлива больше, чем в баках левого ЖРД OMS.

Наряду с испытательными маневрами при спуске ВКС было выполнено четыре штатных S-образных разворота с креном на гиперзвуковой и сверхзвуковой скоростях. Проекция траектории спуска аппарата прошла через полуостров Калифорния, северную часть Мексики, южнее г. Пресидио (шт. Техас), над рекой Рио-Гранде в районе национального парка (шт. Техас), южнее г. Сан-Антонио (шт. Техас), над г. Фрипорт (шт. Техас), Мексиканским заливом и затем вышла к шт. Флорида. Когда ВКС на высоте 59,2 км со скоростью, соответствующей числу $M=15$, пролетал над г. Фрипорт, наблюдатели в районе г. Галвестон (шт. Техас) в течение 60 с видели в небе яркий желтооранжевый след.

Чтобы ликвидировать боковое отклонение плоскости орбиты от космического центра им. Кеннеди, составлявшее 969 км, при пролете побережья Мексиканского залива в районе г. Фрипорт была выдана команда на выполнение левого разворота с креном.

При числе $M=12,9$ на высоте 54,7 км, когда ВКС находился южнее г. Новый Орлеан, был выполнен правый разворот с креном и проведена серия переключений аппарата по крену. Носок ВКС попеременно отклонялся влево и вправо от курса на ВПП.

При пролете над центральным районом Мексиканского залива ВКС вышел из зоны радиомолчания. В этот момент скорость соответствовала числу $M=11$. В соответствии с программой полета из центра управления должны были сообщить Бранду точные данные о параметрах траектории и энергетическом состоянии ВКС. Для этого требовалось, чтобы аппарат был захвачен на сопровождение двумя РЛС на о. Мерритт, работающими в С-диапазоне. Поскольку к этому времени ВКС был захвачен на сопровождение только одной РЛС, необходимые данные из ЦУП переданы не были. Бранду порекомендовали сравнить характеристики ВКС с данными наземной радионавигационной системы «Такан». Все параметры оказались в норме.

Когда ВКС находился южнее г. Панама-Сити (шт. Флорида), высота полета уменьшилась до 42,7 км, а скорость аппарата соответствовала числу $M=6,6$. В этот момент была выполнена переключенка по крену влево. На высоте 44,2 км при скорости, соответствующей числу $M=3,4$, аппарат прошел севернее г. Орlando (шт. Флорида). На этом участке полета была выполнена переключенка по крену вправо. В этот же момент при скорости полета, соответствующей числу $M=3$, ВКС был захвачен на сопровождение второй РЛС С-диапазона, после чего Бранду были переданы точные данные о параметрах траектории и энергетическом состоянии ВКС.

На высоте 16,8 км, когда дальность до ВПП составляла 46,7 км, ВКС был визуально обнаружен специалистами в космическом центре им. Кеннеди.

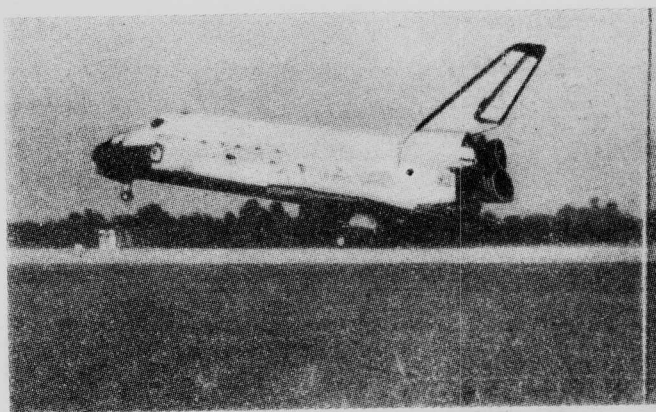


Рис. 6. Касание бетонированной ВПП № 15 в космическом центре им. Кеннеди колесами основного шасси ВКС «Челленджер»

В этот момент аппарат совершал полет со сверхзвуковой скоростью и представлял собой яркую белую точку, летящую над инверсионным следом самолета сопровождения Т-38, с которого производилась ТВ съемка.

На высоте 15,2 м ВКС прошел над ВПП, стартовой площадкой 39В и затем начал выполнять левый разворот для входа в цилиндр выверки курса (ЦВК). При прохождении звукового барьера в момент выполнения левого разворота последовали два хлопка. При числе $M=0,9$ Бранд перешел на режим ручного управления, выполнил разворот и вывел ВКС на конечный участок траектории. Когда ВКС выполнял левый разворот, начала использоваться наземная микроволновая система посадки со сканирующим лучом MSBLS (Microwave Scanning Beam Landing System).

При полете аппарата по крутой глиссаде с углом наклона 19° скорость встречного ветра достигала 5,1 м/с. В связи с этим Бранд перевел ВКС на пологую посадочную глиссаду на дальности 1982 м от входной кромки ВПП, в то время как стандартная точка перехода на пологую глиссаду находится на 305 м ближе к ВПП.

Предварительное выравнивание ВКС было произведено на высоте 534 м [4].

При полете по посадочной глиссаде на высоте 152 м Бранд увидел прямо по курсу стаю небольших птиц, с одной из которых произошло столкновение ВКС. В результате столкновения около лобовой панели остекления аппарата осталось несколько птичьих перьев [5].

Посадка производилась на бетонированную ВПП длиной 4575 м и шириной 90 м. Касание полосы колесами основного шасси (рис. 6) аппарата произошло в 589 м от входной кромки ВПП в расчетной зоне протяженностью 174 м. Посадочная скорость составила 351,5 км/ч. Касание полосы носовым колесом (рис. 7) произошло в 1769 м от входной кромки. На расстоянии 3873 м от входной кромки аппарат остановился. Длина пробега составила 3285 м.

Небольшой туман в районе ВПП практически полностью рассеялся к моменту посадки. В следующих полетах МВКА «Спейс Шаттл» при ухудшении видимости в районе космического центра им. Кеннеди после отработки тормозного импульса экипаж будет осуществлять заход на посадку по



Рис. 7. Касание бетонированной ВПП № 15 носовым колесом ВКС «Челленджер»

УДК 629.7.01.003.1 (73)

СТОИМОСТНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ АМЕРИКАНСКИХ ВОЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ПРОГРАММ*

Бурное развитие техники за последние десятилетия привело к столь большому числу возможных решений поставленной военной задачи, что стоимость новых систем оружия становится одним из основных, возможно, доминирующим фактором в военном планировании и закупках вооружений, в том числе военных летательных аппаратов (ЛА).

Стоимостные показатели систем оружия в США рассчитываются в ходе процесса планирования, программирования и финансирования военных программ правительственными органами. Многие из этих показателей распространяются средствами массовой информации и используются при дебатах в конгрессе, причем очень часто они неправильно интерпретируются.

Любая система оружия характеризуется многими стоимостными показателями. В министерстве обороны США для нужд планирования, программирования и финансирования разработана стандартная терминология, которая строго определяет все составляющие стоимости системы оружия.

Связь между различными терминами, определяющими стоимость авиационной системы оружия, показана в табл. 1.

Термин «стоимость оборудования ЛА» (flyaway cost) характеризует стоимость ЛА с пушками и всем бортовым оборудованием. Вместе со стоимостью наземного эксплуатационного оборудования и начального комплекта запчастей этот показатель дает «закупочную стоимость ЛА» (procurement cost). Если дополнительно учитывается стоимость предварительных исследований, разработки, испытаний и оценки, а также затраты на строительство

приборам в ручном режиме. Первое испытание автоматической системы посадки ВКС запланировано на лето 1984 г.

После остановки аппарата были проведены штатные операции послеполетного обслуживания. Экипаж вышел из ВКС через 40 мин после посадки.

Предварительный послеполетный анализ показал на необходимость замены 31 теплозащитной плитки. Четыре плитки на левой гондole системы орбитального маневрирования были потеряны или разрушены. При посадке серьезные повреждения получило тормозное устройство правой стойки основного шасси [4].

1. New York Times, 1984, 13/II.
2. Flight International, 1984, v. 125, 28/I, N 3899, p. 276.
3. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 23/I, N 4, p. 42—44, 49—52, 56.
4. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 20/II, N 8, p. 18—23.
5. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 27/II, N 9, p. 18—23.
6. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 13/II, N 7, p. 16—19.

Референты Н. Н. Новичков, О. Н. Пешков.
Редактор Н. Н. Новичков.

необходимых инженерных сооружений, то показатель именуется «стоимостью программы» (program cost). Еще один (не используемый далее) показатель — «стоимость жизненного цикла» (life cycle cost) — равен сумме стоимости программы и эксплуатационных расходов за срок службы. Эти термины относятся к определенному числу ЛА (общее число ЛА в программе, число ЛА, закупаемых в данном финансовом году, или некоторая конкретная партия ЛА), если не указывается, что речь идет об одном ЛА, например, «стоимость программы на один ЛА» (program unit cost) равна стоимости программы, деленной на число запланированных к постройке ЛА (включая образцы для испытаний).

Если в заявлении представителя военных кругов указывается, что «такой-то самолет обойдется ВВС США в X млн. долл. за экземпляр», то это обычно воспринимают следующим образом: каждый самолет, сходящий со сборочной линии, стоит X млн. долл. Согласно табл. 1, этому понятию ближе всего термин «стоимость оборудованного самолета», однако он относительно редко используется министерством обороны США. Основным применяемым показателем системы оружия является стоимость программы.

Поскольку стоимость одного ЛА многим представляется наиболее содержательным экономичным показателем, естественным является желание разделить общую стоимость программы на число запланированных ЛА для получения удельной стоимостной характеристики. Путаница возникает тогда, когда широко распространяемые данные о стоимости программы забывают сопроводить уточнением: «приходящаяся на один ЛА». Вместо этого используются вводящие в заблуждение выражения «X долл. за изделие» или «X долл. на один ЛА».

* Marx H. F. Comparative costs of military aircraft: fiction vs. fact.
AIAA Paper N 83-2565.

Таблица 1

Стоимостные показатели авиационной системы оружия

Термин	Содержание
1. Стоимость оборудованного ЛА (flyaway cost)	Стоимость планера, двигателей и электронного оборудования плюс соответствующая доля стоимости производственного оборудования и управленческих расходов
2. Стоимость средств обеспечения эксплуатации (support cost)	Стоимость наземного эксплуатационного оборудования, технической документации, обучения летчиков и технического персонала и тренировочного оборудования
3. Стоимость системы оружия (weapon system cost)	Сумма составляющих 1 и 2
4. Стоимость начального комплекта запасных частей (initial spares)	Запасные двигатели и части, требуемые для начала военной эксплуатации
5. Закупочная стоимость (procurement cost)	Сумма составляющих 1, 2 и 4
6. Стоимость исследований, разработки, испытаний и оценки (RDT&E cost)	Стоимость разработки новой системы оружия от формулирования концепции до разработки опытного и предсерийных образцов ЛА включительно
7. Стоимость военного строительства (military construction cost)	Стоимость постройки специальных инженерных объектов
8. Стоимость программы (program cost)	Сумма составляющих 1, 2, 4, 6 и 7

Часто цитируемую стоимость программы ошибочно принимают за стоимость каждого ЛА, сходящего со сборочной линии. В качестве примеров ошибочного употребления терминов можно привести две выдержки из печати:

«По оценкам, сделанным ВМС США, они должны будут заплатить 24 млрд. долл. за 1377 самолетов F-18, которые будут закупаться в 1980-х годах, или 17,4 млн. долл. за один самолет».

«При стоимости одного самолета F-18 36—38 млн. долл. он окажется дороже истребителя F-14»...

В обоих случаях читатель и не подозревает, что речь идет не только об одном самолете, но и о запасных частях, наземном вспомогательном оборудовании и аэродромных сооружениях.

Информационная система министерства обороны США такова, что широко распространяются только совокупные стоимостные показатели каждой крупной программы, такие как полная стоимость программы. Многие репортеры по незнанию или умышленно пересчитывают стоимость программы в удельный показатель (поскольку обычно известно число закупаемых самолетов), что дезинформирует читателя, который считает публикуемые цифры стоимостью ЛА. Часто говорят «Истребитель FXX стоимостью X долл.» или «по X долл. за изделие», или «по X долл. за один самолет» вместо употребления точного выражения: «стоимость программы на один самолет равна X долл.» с расшифровкой этого термина и указанием, что стоимость определена в «долларах такого-то года».

Чаще всего публикуемые в печати стоимостные показатели систем оружия берутся из отчета SAR (Selected Acquisition Report), ежеквартально составляемого министерством обороны для конгресса США. Эти официальные сведения нередко искажаются или неправильно трактуются средствами массовой информации, конгрессменами и другими «пользователями» этих данных.

Идея выпуска такого периодического отчета с систематизированными данными по стоимости основных военных программ была реализована в 1967 г. Основная цель отчета — показать изменение стоимостного статуса каждой из основных программ и причины этих изменений за время с момента выхода предыдущего отчета.

Отчет SAR был внутренним документом министерства обороны США до 1969 г., когда было решено использовать его для информации конгресса. В 1975 г. отчет SAR был официально утвержден в новой роли.

Отчет SAR составляется по каждой основной военной программе (для которой расходы на НИОКР превышают 200 млн. долл. или расходы на закупку более 1 млрд. долл.). Полный отчет SAR по всем основным программам представляется только правительству. Сводка текущих стоимостных показателей всех основных программ является единственным публикуемым извлечением из отчета SAR*.

В табл. 2 в качестве примера дается выдержка из сводки по отчету SAR на 30 июня 1982 г. В ней приводятся расходы на каждую программу сначала в постоянных долларах «базового» года (base year) — года начала разработки опытного или предсерийного образца (full scale development). С поправкой на инфляцию общая стоимость программы в переменных долларах будущих лет (then — year dollars) приводится в графе «итого».

Эти данные часто неправильно используются американской прессой. Необходимо помнить, что отчет SAR предназначен для информации конгресса об изменениях стоимости каждой из основных программ. Никаких попыток создать согласованной базис для сравнения стоимости единичных изделий для двух систем оружия, указанных в списке, не предпринималось. Вот почему в сводке дается базовый год каждой программы и не указывается число изделий. Журналисты, однако, узнав из слушаний в конгрессе или из других источников общее число самолетов, кораблей или танков, делят указанную в сводке общую стоимость программы на число изделий, получают грубо искаженную «стоимость одного изделия» и начинают сравнивать стоимостные показатели в «переменных долларах». Примером неправильного использования сведений из отчета SAR может служить следующее сообщение в печати: «Согласно отчету SAR от 30 сентября 1977 г., истребитель F-14 стоит 19,7 млн. долл. при выпуске 521 самолета, а истребитель F-18 — 15,8 млн. долл. при производстве 811 самолетов».

Такое сопоставление неправильно в связи с различным влиянием инфляции на разные программы, однако столь вольное обращение с цифрами, взяты-

* Сводка текущих стоимостных показателей основных программ авиационной, ракетной и космической техники публикуется в последнем номере каждого квартала журнала «Aerospace Daily» (Прим. ред.).

Выдержка из отчета SAR от 30 июня 1982 г. (данные в млн. долл.)

Система оружия	Состояние	Базовый год программы	Текущие оценки			Изменение за квартал		
			Стоимость программы			в долл. базового года	прогнозы эскалации стоимости	итого
			в долл. базового года	прогнозы эскалации стоимости	итого			
Армия								
БР „Першинг“ II	Разработка	1979	1723,5	1088,6	2812,1	-0,2	-0,1	-0,3
УР „Хелфайр“	Закупки	1975	922,4	1125,2	2047,6	—	—	—
ВМС								
F-14A	Закупки	1969	13 363,9	22 482,4	35 846,3	7,6	2,3	9,9
F-18	Закупки	1975	14 163,8	25 557,0	39 720,8	-0,4	-3,8	-4,2
AV-8B	Разработка	1979	5793,0	4779,0	10 572,0	-2,4	-0,8	-3,2
ВВС								
F-15	Закупки	1970	13 482,5	27 071,4	40 553,9	—	—	—
F-16	Закупки	1975	16 122,9	25 858,2	41 981,1	-102,1	-206,4	-308,5
F-3A (AWACS)	Закупки	1970	3000,9	3276,8	6277,7	-1,3	-1,9	-3,2
EF-111A	Закупки	1973	696,3	772,8	1469,1	2,9	4,4	7,3
B-1B	Закупки	1981	20 492,0	9035,7	29 527,7	-8,0	-1,9	-9,9

ми из авторитетного источника, стало обычным явлением.

Некоторые конгрессмены и журналисты, кроме того, трактуя увеличение стоимостных показателей в отчете SAR (по сравнению с предыдущими данными) как перерасход, являющийся следствием ошибок планирования и махинаций контрактантов. На самом же деле изменение стоимостных данных в отчете SAR определяется семью следующими причинами:

экономика — влияние экономических факторов на базовую программу;

объем программы — изменение количества закупаемых изделий;

график — изменение сроков закупок или поставок;

техника — изменение физических или функциональных характеристик;

оценка — коррекция ошибок в прогнозах или изменение допущений;

прочее — изменение стоимости программы по неучтенным в данном перечне причинам;

материально-техническое обеспечение — изменение комплектов запасных частей, методов тренировки, вспомогательного оборудования.

Примером резкого увеличения стоимости программы может служить динамика экономических показателей программы истребителя F-16 в период 1976—1978 гг. В 1978 г. планировалось закупить 658 самолетов, и общая стоимость программы оценивалась в 6,0545 млрд. долл. В 1978 г. общая стоимость программы возросла до 15,0368 млрд. долл. в связи с увеличением числа закупаемых самолетов до 1396 и резким увеличением темпов инфляции*.

* Изменение стоимости отдельных программ самолетов и вертолетов ВВС, ВМС и армии США по отчетам SAR за период с 1969 г. по 1978 г. приведено в статье «Стоимость военных авиационно-ракетных программ США» в бюллетене «ТИ» № 23, 1980 г. (Прим. ред.).

Часто рост стоимости программы вызывается изменением ТТТ или техническим совершенствованием самолета.

Известный самолет F-4 «Фантом» претерпел много модификаций за срок службы, новый истребитель F-16 уже модернизируется в соответствии с многоэтапной программой совершенствования (MSIP).

В процессе осуществления программы может быть решено изменить число выпускаемых самолетов, растянуть или сократить сроки производства. Все эти мероприятия влияют на стоимость программы. Например, если правительство решило увеличить выпуск на 500 самолетов, стоимость одного оборудованного самолета уменьшится в связи с расширением объема производства. Однако сводка по отчету SAR покажет только увеличение стоимости программы.

Прогноз темпов инфляции на период реализации программы не может быть точным, поэтому необходимы периодические коррекции стоимостных расчетов.

Сенатор Прокемайр из объединенной экономической комиссии конгресса потребовал от главного финансового управления конгресса (GAO) пересмотреть содержание отчета SAR в соответствии с нуждами конгресса. Это управление нашло в отчете ряд недостатков как в отношении стоимостной информации, так и в связи с принятой формой ее представления. Предложения GAO сводились к следующему:

1. Расходы на планирование и разработку необходимо давать в виде диапазона, а не отдельными показателями.

2. Изменения в оценках расходов на разработку должны сопровождаться исчерпывающими объяснениями, и последующие выпуски SAR необходимо снабжать ссылками на предшествующие оценки.

3. Отчет SAR должен включать дополнительные расходы, связанные с развертыванием системы оружия.

Цель предложений GAO состояла в более полном отражении изменений стоимости каждой из программ, однако эти рекомендации не решают проблемы сравнения стоимостных показателей различных программ.

Представление стоимостных показателей программ усложняется из-за использования в качестве единицы измерения американского доллара, курс которого значительно меняется год от года. Стандартными формами денежного выражения стоимости систем оружия являются следующие:

в постоянных долларах 19XX г. — стоимость системы выражается в постоянных долларах «базового» года программы;

в переменных долларах — прогнозы стоимости системы в долларах с учетом ожидаемого роста инфляции в будущем.

Наиболее удобной мерой были бы доллары текущего года. Однако употребление переменных долларов обусловлено особенностями составления федерального бюджета.

Процесс планирования, программирования и финансирования, с помощью которого правительство США составляет бюджет на очередной год, включает выделение конгрессом определенных бюджетных средств в долларах, многие из которых будут истратены в последующие годы. Конгресс должен иметь дело с точными числовыми величинами поступающих и расходующихся долларов в течение года и в ближайшие годы. Это требует экономических прогнозов в переменных долларах на период осуществления какой-либо программы. Когда расходы (с учетом ожидаемой инфляции) суммируются за все годы осуществления какой-либо программы, результатом окажется стоимость программы в переменных долларах. Это и будет точной суммой, которую конгресс должен ассигновать на разработку и производство системы оружия.

Если для измерения стоимости циклического, полностью автоматизированного производства использовать доллар переменного курса, средняя стоимость выпуска K изделий будет зависеть от курса доллара за период производства. В условиях инфляции закупка, например, K изделий в первый год выпуска потребует меньших средств в денежном выражении, чем в случае распределения закупок на несколько лет. Если годовые темпы инфляции 10%, изделия, купленные во второй год производства, обойдутся покупателю на 10% дороже, чем в первый год, а изделия третьего года будут стоить на 21% больше, чем в первый год, и т. д. Здесь для расчетов используются переменные доллары. Таким образом, средняя стоимость K изделий в переменных долларах будет возрастать с увеличением периода производства.

Сравнение стоимостных показателей программ с различными темпами производства дается в табл. 3. Предполагается 10%-ная ежегодная инфляция. Стоимость одного изделия в первый год закупок 1000 долл. Если бы не было инфляции, 70 изделий по 1000 долл. обошлись бы покупателю в 70 000 долл. Вследствие инфляции общая стои-

Влияние инфляции на стоимостные показатели программ с различными темпами производства

Год производства	График производства (ежегодный выпуск)				Коэффициент инфляции
	A	B	C	D	
1	10	15	5	5	1,0
2	10	15	5	5	1,1
3	10	15	10	5	1,21
4	10	15	10	5	1,33
5	10	10	15	10	1,46
6	10	—	15	20	1,61
7	10	—	10	20	1,77
Общее число изделий	70	70	70	70	
Общая стоимость, переменные долл.	94 800	84 800	99 760	105 400	
Средняя стоимость одного изделия, переменные долл.	1350	1200	1420	1505	

мость программы и средняя стоимость одного изделия возрастают на 20—50% в зависимости от графика производства.

Заказчик, покупающий продукцию, выпускаемую по графику В, платит на 11% меньше, чем покупатель, которого устраивал график А. Однако цены изделий А и В на свободном рынке будут одинаковыми.

Этот парадокс объясняется применением для расчетов переменных долларов. Различие общих стоимостей продукции А и В определяется не отличиями изделий, а графиком производства. Меньшая средняя стоимость одного изделия В определяется лишь укороченными сроками производства и соответствующим эффектом инфляции. Это — кажущееся отличие, поскольку продукция А может закупаться по графику В с теми же самыми суммарными расходами.

Указанный парадокс является причиной множества ошибок, избежать которые можно соблюдением следующих правил; сравнивать стоимости двух систем оружия в приведенных долларах можно лишь в том случае, если их программы реализуются на одном и том же отрезке времени и графики закупок идентичны.

Эти два условия не соблюдаются в отчетах SAR. Каждая программа имеет свое начало, свой график закупок и другие отличия. Реально никакие две программы не отвечают указанным условиям, поэтому сравнение стоимости двух самолетов на основе стоимостных показателей, выраженных в переменных долларах, не даст правильного результата.

Такие ошибки исключаются при выражении стоимости всех систем оружия в постоянных долларах, например, долларах 1978 г., как это сделано в табл. 4. Сравнить показатели в долларах базового года нельзя, поскольку программы начаты не в один год. Представляет интерес сравнение этих программ в предположении равного числа закупаемых самолетов, чтобы исключить стоимостные пре-

Таблица 4

Сравнение стоимостных показателей программ истребителей F-15 и F-16 (в долл. 1978 г.)

Показатели	F-15	F-16
Число закупаемых самолетов	729	1388
Стоимость оборудованного самолета	12,9 млн. долл.	6,0 млн. долл.
Закупочная стоимость одного самолета	15,5 "	7,6 "
Стоимость программы на один самолет	18,8 "	8,2 "

Таблица 5

Сравнение стоимостных показателей программ истребителей F-15 и F-16 при равном объеме производства

Показатели	F-15	F-16
Число самолетов	729	729
Период закупок	1973—1981 гг.	1978—1982 гг.
Стоимость оборудованного самолета	12,9 млн. долл.	6,5 млн. долл.
Закупочная стоимость одного самолета	15,5 "	8,6 "
Стоимость программы на один самолет	18,8 "	9,9 "

Таблица 6

Сравнение стоимости оборудованных истребителей по оценкам различных лет (в млн. долл. 1975 г. и 1981 г.)

Тип истребителя	Год оценки стоимости			млн. долл. 1981 г.
	1979	1980	1981	
	млн. долл. 1975 г.			
F-14	16,2	17,4	16,7	27,5
F-15	9,4	10,1	10,0	16,5
F-16	4,4	4,8	5,1	8,7
F-18	6,1	6,8	7,3	12,0

Таблица 7

Пример программы закупок 500 самолетов (средняя стоимость оборудованного самолета 10 млн. долл.)

	Номер партии					
	1	2	3	4	5	6
Число самолетов в партии	40	60	100	100	100	100
Число поставленных самолетов	40	100	200	300	400	500
Средняя стоимость одного самолета в партии (в долл. 1982 г.)	18,1	12,3	10,2	9,0	8,3	7,9

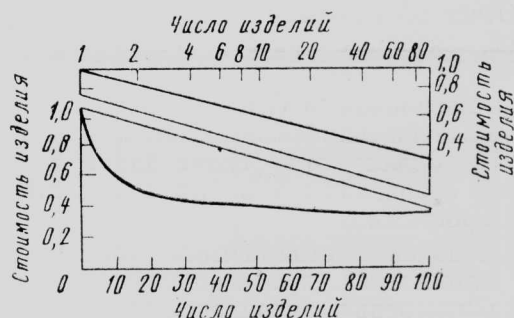


Рис. 1. Нормализованная «85%-ная кривая освоения производства» (вверху логарифмическая шкала)

имущества большего объема производства. Такое сравнение (в долларах 1978 г.) выполнено в табл. 5.

Трудности сравнения стоимостей различных программ в постоянных долларах 19XX г. состоят в необходимости дополнительных расчетов, выполняемых компетентными специалистами, сверх выполненных при составлении отчетов SAR. В табл. 6 приведены данные о стоимости оборудованных самолетов четырех типов, рассчитанные в 1979—1981 гг. и выраженные в постоянных долларах 1975 г. и 1981 г.

Закупки военной авиационной техники министерством обороны США отличаются от коммерческих закупок в основном особенностями учета затрат на разработку. Министерство обороны сначала оплачивает расходы на разработку по контракту с основным подрядчиком. После завершения разработки каждый год заключаются новые контракты на производство. В отличие от закупок военной техники коммерческие закупки, например, партии автомобилей, ведутся на основе договоренности о цене одного автомобиля, включающей все расходы на разработку новой модели и последующее ее производство.

С увеличением объема производства стоимость одного изделия уменьшается благодаря освоению технологии и накоплению опыта. Темпы освоения зависят от цикличности производства, типа технологического оборудования, вида работ (изготовление или сборка), уровня специализации и т. д. Пример зависимости стоимости одного изделия от объема производства приведен на рис. 1. Этот график можно назвать «85%-ной кривой освоения производства», что означает уменьшение стоимости изделия номер $2n$ на 15% по сравнению со стоимостью изделия номер n (при любом n). Таким образом, стоимость второго изделия составляет 85% стоимости первого образца, стоимость 20-го изделия — 85% стоимости 10-го и т. д. Из графика видно, что стоимость изделия сначала резко снижается, затем кривая все более выравнивается.

Каждый год, начиная с момента организации производства какой-либо авиационной системы оружия, министерство обороны США заключает контракт на закупку очередной партии летательных аппаратов, число которых зависит от финансовых средств, выделенных конгрессом на текущий год. Например, 500 самолетов общей стоимостью 5 млрд. долл. могут закупаться партиями, как показано в табл. 7. Стоимость одного самолета в каждой очередной партии снижается в соответствии с «85%-ной кривой освоения», как это показано на



Рис. 2. Средняя стоимость оборудованного самолета в последовательно заказываемых партиях (85%-ная кривая освоения производства)

рис. 2. Один самолет из первой партии почти на 50% дороже самолета из второй партии и примерно вдвое дороже самолета из четвертой партии.

Хотя снижение стоимости изделия с освоением производства очевидно, этот факт часто не учитывается при сравнении стоимости двух различных систем оружия, поскольку состояние этих программ по отношению к соответствующим «графикам освоения» часто не указывается.

Типичным примером такой ошибки могут служить аргументы, высказывавшиеся в 1980—1983 гг. по поводу истребителя F-18: «При стоимости одного самолета F-18 36—38 млн. долл. он будет дороже истребителя F-14».

Как следует из диаграммы на рис. 2, это все равно, что сравнивать стоимость самолета из шестой партии со стоимостью самолета из первой за-

купаемой партии. Бюджетная служба бюро конгресса прокомментировала такие заявления следующим образом: «Приводятся различные данные по стоимости одного самолета F/A-18 — от 25 до 40 млн. долл. с учетом инфляции до 1990-х годов. Сообщается, что стоимость программы истребителя F-14 на один самолет равна 20—25 млн. долл., затраченных в 1970-х годах. Самолет F/A-18, закупленный в 1982 ф. г., стоит 38 млн. переменных долларов, включая первоначальные запасные части. Однако это не самый подходящий базис для сравнения. Выпуск самолетов F-14 близок к завершению, поэтому ВМС США сейчас покупают самые дешевые изделия (при изменении стоимости в постоянных долларах), а закупки самолетов F/A-18 только начинаются. Самолеты F/A-18, которые предстоит купить, будут стоить в среднем 20 млн. долл. 1983 г. (21,1 млн. долл., если включить закупки 1982 г.), причем стоимость одного изделия будет со временем снижаться. В связи с вышесказанным самолет F/A-18 будет значительно дешевле, чем истребитель F-14, если программа, указанная в докладе SAR, будет выполняться».

Чтобы исключить неправильную интерпретацию стоимостных данных из отчетов SAR, конгрессу необходимо потребовать от министерства обороны включить в сводку по отчету SAR сведения о стоимости оборудованного образца авиационной системы оружия и стоимость программы на одно изделие в постоянных долларах года выпуска отчета.

Референт Ю. Я. Шилов.

«ТИ» ЦАГИ, 1984, № 12, 1—32.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Е. С. Вожаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов,
Р. Д. Иродов, А. Г. Мунив, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов.

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор И. И. Паскалов

Сдано в набор 25.05.84.	Подписано в печать 19.07.84.	Формат бумаги 60×90 ¹ / ₈ .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура.
Высокая печать.	Бум. л. 2,0.	Усл. печ. л. 4,0.	Уч.-изд. л. 4,96.	Тираж 2872 экз.
				Цена 75 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1994.

