

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Второй орбитальный полет многоразового воздушно-космического аппарата „Спейс Шаттл“ . . . . .	1
Тенденции развития радиолокационных систем наведения управляемых ракет . . . . .	16
Планы финансирования авиационно-ракетных программ США в 1983 ф. г. . . . .	27





УДК 629.782(73) МВКА «Спейс Шаттл»

## ВТОРОЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА „СПЕЙС ШАТТЛ“

В настоящее время по американской программе «Спейс Шаттл» осуществляются испытательные полеты многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА) с воздушно-космическим самолетом (ВКС) OV-102 «Колумбия». Уже выполнено три испытательных полета\* из четырех запланированных. Первый полет, состоявшийся 12—14 апреля 1981 г., описан в «ТИ» № 15, 1981; подробности второго орбитального полета 12—14 ноября 1981 г. МВКА «Спейс Шаттл» с космонавтами Джо Энглом и Ричардом Трули представлены в настоящем обзоре.

**Подготовка стартового комплекса ко второму полету МВКА «Спейс Шаттл».** При первом запуске МВКА 12 апреля 1981 г. в момент включения стартовых РДТТ на поверхности хвостовой части аппарата возникло избыточное давление вследствие отражения ударной волны от стартовой платформы. Это давление в четыре раза превысило расчетную величину и достигло  $1410 \text{ кгс/м}^2$ \*\* вместо расчетных  $352 \text{ кгс/м}^2$ , что было близко к максимально допустимым нагрузкам для некоторых элементов конструкции и узлов крепления МВКА [1].

Избыточное давление воздействовало на МВКА в течение 0,3 с и привело к частичной деформации одной из пяти крепежных стоек топливных баков носового модуля реактивной системы управления ВКС. При подготовке ВКС ко второму полету все пять стоек были заменены новыми упрочненными стойками [2]. Кроме того, анализ кинограммы показал, что ударная волна отклонилась от нормального положения элевоны и подфюзеляжный щиток на 15—20 см [3]. По мнению NASA, избыточное давление, вызвавшее в кабине экипажа мгновенную трехкратную перегрузку, могло повредить полезную нагрузку в грузовом отсеке ВКС, в связи с чем демпфирование ударной волны сочли задачей первостепенной важности [2].

Для изучения процесса отражения ударной волны в центре космических полетов им. Маршалла были проведены испытания модели МВКА в масштабе 6,4%. Работа стартовых РДТТ имитирова-

лась с помощью твердотопливных ракет, работающих в течение 11 с (рис. 1) [5].

Первоначально для демпфирования ударной волны предусматривалось разместить вокруг входных отверстий газоотводных каналов резиновые или пластиковые мешки с водой, которые могли бы задержать и рассеять ударную волну, а также установить специальный дефлектор между стартовыми РДТТ и основными ЖРД ВКС для разделения и регулирования реактивных струй. В дальнейшем предполагалось модифицировать газоотводные каналы [2].

В конце августа — начале сентября 1981 г. рассматривались два варианта (основной и вспомогательный) доработки стартовой платформы.

Основной вариант предусматривал установку вокруг каждого входного отверстия газоотводных

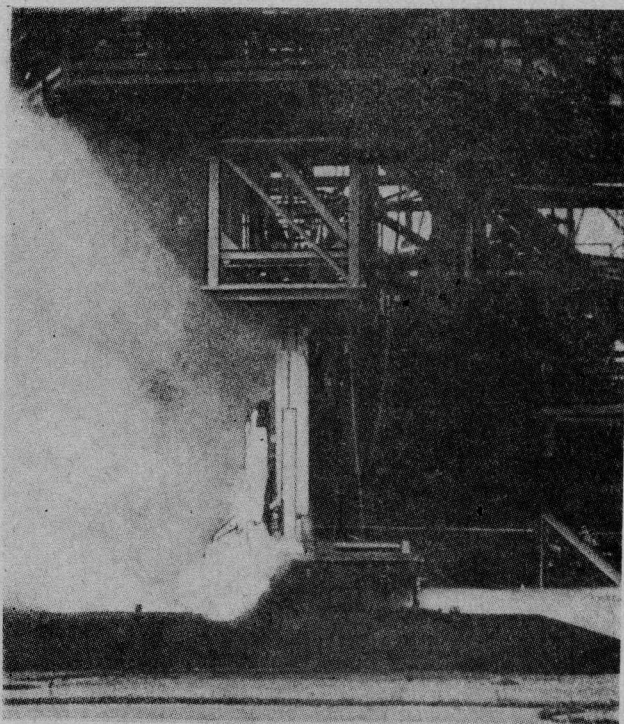


Рис. 1. Модель МВКА «Спейс Шаттл» при испытаниях в центре космических полетов им. Маршалла

\* Третий испытательный полет МВКА «Спейс Шаттл» проходил 22—30 марта 1982 г.

\*\* По другим данным,  $1757 \text{ кгс/м}^2$  [4].

каналов стартовых РДТТ трубопроводов каскадной водоструйной системы (рис. 2—4), включающих водяной коллектор диаметром 0,6 м, четыре трубы диаметром 0,3 м и две трубы диаметром 0,46 м. Для питания этой системы было решено использовать воду водоструйной системы уменьшения уровня шума при старте МВКА «Спейс Шаттл».

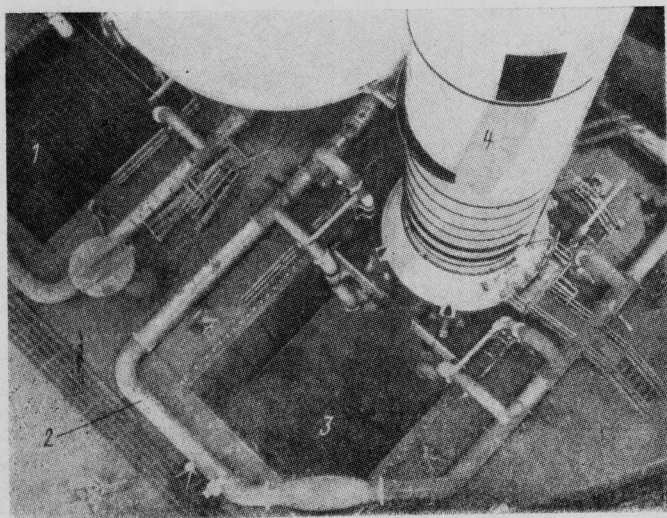
Вместо подачи воды в два газоотводных канала стартовых РДТТ при расходе  $322 \text{ м}^3/\text{мин}$  она должна впрыскиваться во входные отверстия этих каналов при расходе  $378 \text{ м}^3/\text{мин}$  [6] и образовывать водяную завесу для гашения отраженной ударной волны [4].

В верхней части каждого из газоотводных каналов было установлено 18—20 специальных наилоновых желобов с пленочным покрытием [6—7].\*

Предусматривалась также установка на подвижной стартовой платформе сплошных стальных перегородок толщиной 31,7 мм между опорами, поддерживающими стартовые РДТТ МВКА [6]. Однако аналитические исследования, проведенные в центре космических полетов им. Маршалла, показали, что по мере набора высоты МВКА после его отрыва от стартовой платформы факелы могут отразиться от этих перегородок и воздействовать на хвостовую часть РДТТ, в связи с чем от этой модификации отказались [4].

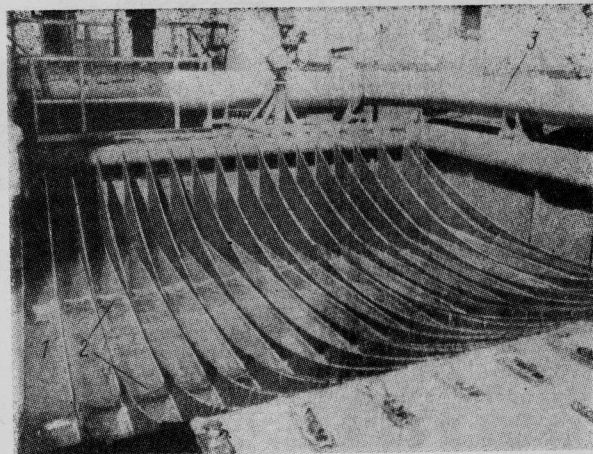
Подготовка каскадной водоструйной системы начинается за 10 ч до расчетного момента запуска и предусматривает закачивание воды в водонапорный бак и трубопроводы. Включение системы и образование водяной завесы в различных частях стартовой платформы производятся за 12—15 с до запуска МВКА [7]. После приведения в действие систему уже нельзя выключить, и она прекращает работать через 14 с после отрыва МВКА от стартовой платформы [6]. Модификация стартовой платформы для гашения отраженной ударной волны не требует увеличения запаса воды, а только предусматривает его перераспреде-

\* В каждом желобе находится  $1,5 \text{ м}^3$  воды [8].



1—желоба, смонтированные в открытой части проема газоотводного канала; 2—трубопроводы системы впрыска воды в истекающую струю стартовых РДТТ; 3—открытая часть проема газоотводного канала (желоба еще не установлены); 4—стартовый РДТТ

Рис. 2. Система гашения отраженной ударной волны



1—желоб; 2—перегородки в желобе; 3—трубопровод системы ввода воды

Рис. 3. Защитный экран системы гашения отраженной ударной волны

ление в водоструйной системе. Водонапорный бак вмещает  $1173 \text{ м}^3$ , а трубопроводы еще  $530 \text{ м}^3$  [7]. Оборудование стартовой платформы способно в момент старта выдержать давление  $2800 \text{ кгс}/\text{м}^2$  (расчетное давление  $4200 \text{ кгс}/\text{м}^2$  при коэффициенте безопасности 1,5) [6].

**Модификация внешнего топливного бака МВКА «Спейс Шаттл».** Перед вторым полетом МВКА в конструкцию и оборудование второго внешнего топливного бака был внесен ряд изменений.

1. Клапан для выпуска паров компонентов топлива с целью дестабилизации бака после его отделения от МВКА снабжен резиновой крышкой. В первом полете на клапане произошло замерзание влаги и он открылся только частично, не обеспечив дестабилизации, необходимой для уменьшения зоны разлета обломков бака после его разрушения в атмосфере.

2. Удалена молниезащитная полоса (тонкий слой электропроводящей краски), нанесенная по окружности бака примерно в 6 м от его носка. Испытания в аэродинамической трубе показали, что при высоких скоростях на участке выведения может происходить шелушение краски и ее отделение от бака. Фирма Мартин-Мариетта, разработчик внешнего топливного бака, изучает другие средства молниезащиты бака.

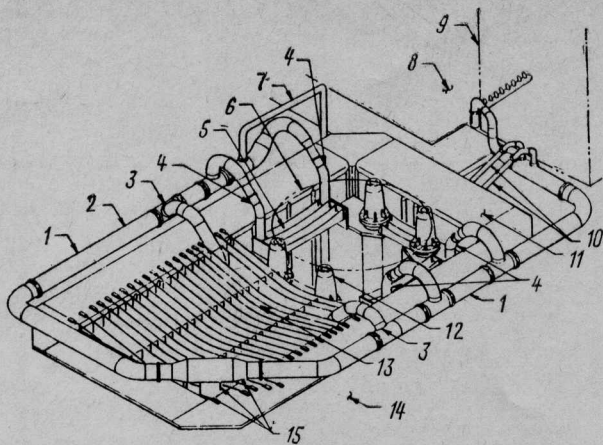
3. Установлены измерительные приборы для изучения причин перерасхода в первом полете  $900 \text{ кг}$  жидкого кислорода.

4. Модифицирован предохранительный клапан в головной части бака для обеспечения отвода паров при меньшем давлении. Целесообразность этой доработки была установлена при пробной заправке бака на стартовой позиции.

5. В верхней части бака сняты семь блоков датчиков, которые могли способствовать образованию льда в процессе заправки.

NASA заключило с фирмой Мартин-Мариетта контракт на изготовление до сентября 1985 г. 44 внешних топливных баков: 1—в 1981 ф. г., 5—в 1982 ф. г., 7—в 1983 ф. г., 11—в 1984 ф. г. и 19—в 1985 ф. г. Один бак был изготовлен в 1979 ф. г. Однако в связи с тем, что планируемое число полетов МВКА «Спейс Шаттл» до 1985 г.





1—трубопровод диаметром 0,6 м; 2—новый коллектор водоструйной системы гашения отраженной ударной волны при запуске стартовых РДТТ; 3—трубопровод диаметром 0,46 м; 4—трубопровод диаметром 0,3 м; 5—защитный экран из 10 нейлоновых желобов с водой; 6—зона расположения хвостовой юбки стартового РДТТ; 7—трубопровод для впрыска воды во входное отверстие газоотводного канала ЖРД SSME; 8—входное отверстие газоотводного канала ЖРД SSME; 9—заправочная тумба; 10—трубопроводы диаметром 0,15 м; 11—защитный экран; 12—опоры стартовых РДТТ; 13—защитный экран из 20 нейлоновых желобов с водой; 14—верхняя поверхность подвижной стартовой платформы; 15—трубопроводы диаметром 0,9 м

Рис. 4. Схема системы гашения отраженной ударной волны

включительно сокращено с 48 до 34, условия контакта могут быть пересмотрены. Пока же планируется довести годовой темп производства до 24 баков в 1985 г. [9] и до 55 баков в последующие годы [10].

В шестом полете МВКА (второй эксплуатационный полет), намеченном на декабрь 1982 г., должен впервые использоваться облегченный внешний топливный бак, сухой вес которого будет уменьшен на 2,9 тс и составит 32,33 тс [9].

Сухой вес бака был равен 35,1 тс (на 90,7 кгс меньше, чем в первом полете [11]).

Расчетная стоимость одного бака составляла в 1971 г. 1,8 млн. долл. В настоящее время стоимость каждого серийного бака оценивается в 10,1 млн. долл.

Для нанесения теплозащитного покрытия на первый топливный бак потребовалось затратить 261 000 чел.-ч. При изготовлении второго бака трудозатраты были уменьшены до 202 000 чел.-ч, нанесение на бак теплозащитного покрытия остается самой трудоемкой технологической операцией [10].

На рис. 5 показан новый внешний топливный бак для третьего полета МВКА «Спейс Шаттл» (рис. 5). Его стартовый вес 756,4 тс, сухой вес 34,37 тс, вес и объем жидкого кислорода составляют 617,8 тс и 542,6 м<sup>3</sup>, а вес и объем жидкого водорода — 103,2 тс и 1458,4 м<sup>3</sup>. Вес теплоизоляции уменьшен на 645 кгс по сравнению со вторым баком.

**Подготовка МВКА «Спейс Шаттл» ко второму испытательному полету.** Схема второго испытательного полета МВКА показана на рис. 6 [12].

Характеристики МВКА как носителя в первом полете оказались хуже ожидаемых. Поэтому профиль полета при втором выведении на орбиту был изменен для предотвращения снижения максимально допустимого веса полезной нагрузки ВКС примерно на 1800 кгс в наихудших условиях.

Предполагалось при старте уменьшить наклон траектории с 40,3° до 38°, чтобы упростить необходимый маневр по курсу на участке выведения. Промежуточная круговая орбита должна была иметь высоту 222 км (вместо запланированной ранее высоты 241 км), а затем увеличена до 254 км (вместо 278 км).

Были проанализированы причины реализации излишне крутой траектории набора высоты в первом полете МВКА. Теоретически это означает уменьшение максимального веса полезной нагрузки ВКС примерно на 680 кгс [13].

Кроме приборов для измерения и регистрации параметров полета на грузовом поддоне космической лаборатории «Спейслэб» (рис. 7—9) в отсеке полезной нагрузки ВКС «Колумбия» был установлен комплект оборудования NASA, получивший обозначение OSTA 1 (Office of Space and Terrestrial Applications). Общий вес груза равен ~2500 кгс. Комплект OSTA 1 состоит из следующих компонентов:

РЛС SIRA (Shuttle Imaging Radar) для разведки полезных ископаемых (антенна длиной 6 м, мощность 1 кВт);

многоспектральный радиометр SMIRR (Shuttle Multispectral Infrared Radiometer) для измерений ИК излучений Земли в целях геологоразведки;

детектор окиси углерода MAPS (Measurement of Air Pollution from Satellites) для измерения загрязнения атмосферы;

сканирующее устройство OCE (Ocean Color Experiment) для изучения загрязнения морей по составу хлорофила в водорослях;

сканирующее устройство FILE (Feature Identification and Location Experiment) для опознавания наземных ориентиров [14].

Регламентные работы по подготовке ВКС ко второму полету включали замену неисправных вспомогательных силовых установок (ВСУ), осмотр ЖРД SSME, ремонт или замену более 300 теплозащитных плиток, установку модифицированных топливных баков системы орбитального маневрирования ВКС, упрочнение отсека полезной нагрузки и установку дистанционно управляемого манипулятора [15].

Летом 1981 г. выполнялись работы по ремонту теплозащитного покрытия ВКС «Колумбия». 8

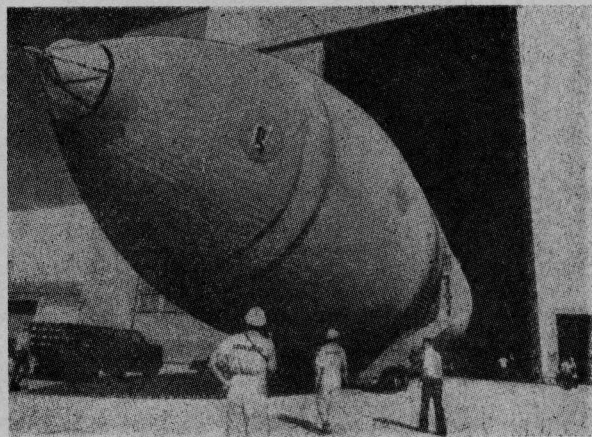
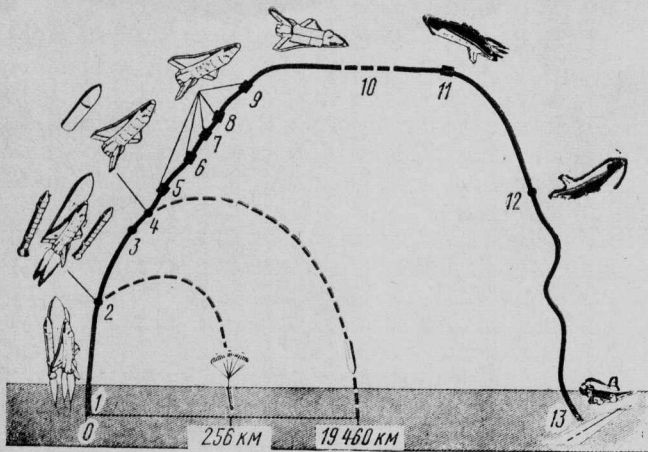


Рис. 5. Внешний топливный бак для третьего полета МВКА «Спейс Шаттл» с уменьшенным весом внешней теплоизоляции





1—старт МВКА; 2—отделение стартовых РДТТ на 127-й секунде полета (высота 50,6 км, скорость МВКА 1,27 км/с, расстояние от места старта 46,7 км); 3—отсечка тяги ЖРД SSME на 519-й секунде полета (высота 118 км, скорость МВКА 7,4 км/с, расстояние от места запуска 1400 км); 4—отделение внешнего топливного бака на 531-й секунде полета (высота 120,8 км, скорость МВКА 7,4 км/с, расстояние от места старта 1500 км); 5—первое включение ЖРД OMS на 633-й секунде полета и выведение ВКС «Колумбия» на промежуточную орбиту высотой 222 км в апогее и 126 км в перигее; 6—второе включение ЖРД OMS через 41 мин 51 с после старта и перевод ВКС на круговую орбиту высотой 222 км; 7—третье включение ЖРД OMS через 6 ч 20 мин 44 с после старта и перевод ВКС на орбиту высотой 232 км в апогее и 221 км в перигее; 8—включение ЖРД OMS через 6 ч 24 мин 55 с после старта и перевод ВКС на орбиту высотой 254 км в апогее и 222 км в перигее; 9—включение ЖРД OMS через 7 ч 09 мин 27 с после старта и перевод ВКС на круговую орбиту высотой 254 км; 10—орбитальный полет; 11—отработка тормозного импульса через 123 ч 12 мин 4 с после старта МВКА и сход с орбиты; 12—вход в атмосферу через 123 ч 38 мин 18 с после старта на высоте 121,9 км (скорость ВКС «Колумбия» соответствует числу  $M=25$ , расстояние от места посадки 8340 км); 13—посадка на авиабазе Эдварде

Рис. 6. Схема второго испытательного полета МВКА «Спейс Шаттл»

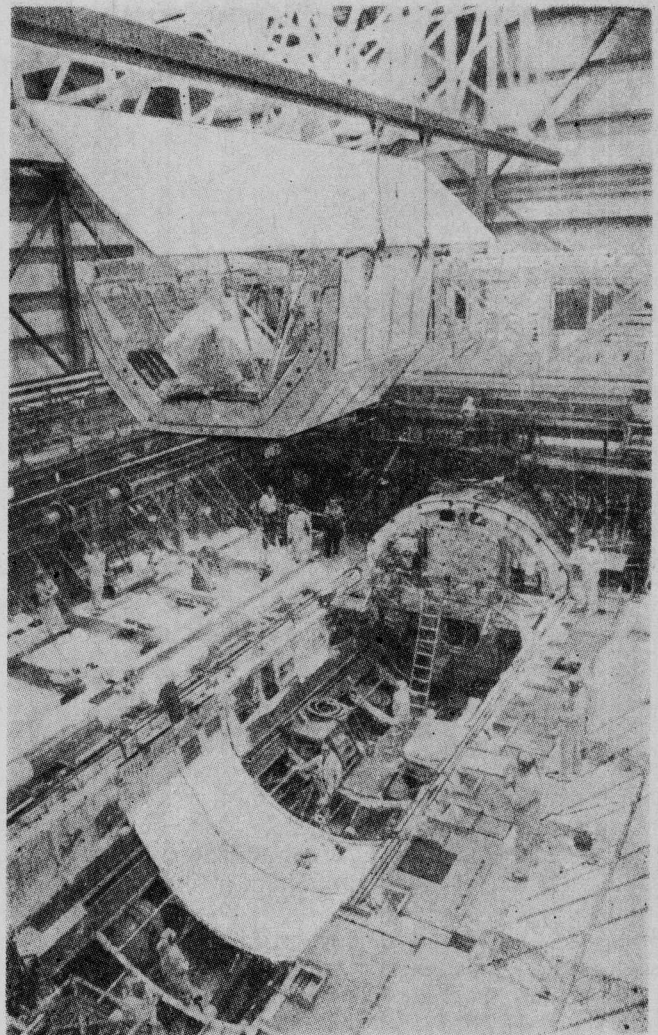


Рис. 8. Установка грузового поддона в отсек полезной нагрузки ВКС «Колумбия»

июня 1981 г. на ВКС было впервые включено бортовое питание, источники которого снимались с ВКС для модификации и замены трех топливных элементов [16].

В августе 1981 г. на теплозащитные плитки ВКС «Колумбия» было нанесено водонепроницаемое покрытие. Покрытие наносилось вручную с использованием аэрозольных баллонов (рис. 10). Жидкий водонепроницаемый состав представлял собой смесь 50% трихлорэтана и 50% фторалфатической смолы, а для его подачи использовался

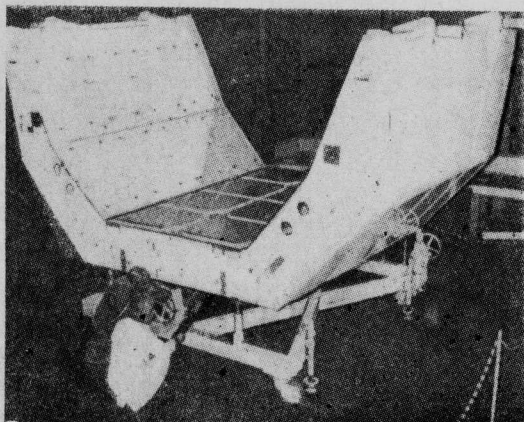


Рис. 7. Грузовой поддон космической лаборатории «Спейслэб», предназначенный для установки в отсек полезной нагрузки ВКС «Колумбия» и размещения испытательного оборудования для второго полета МВКА «Спейс Шаттл»

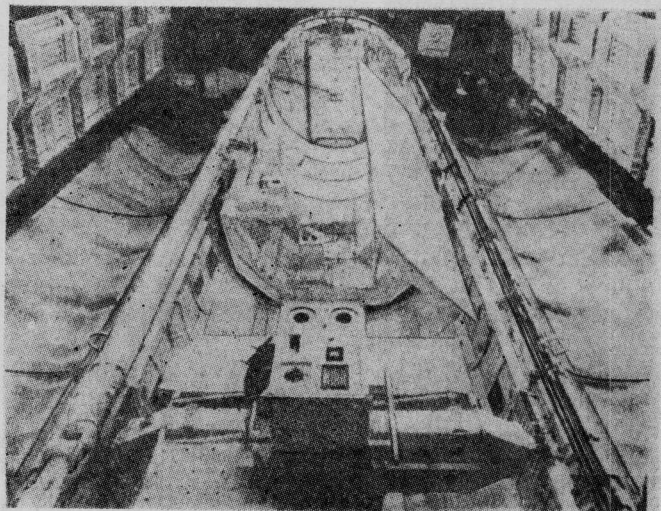


Рис. 9. Грузовой поддон с испытательным оборудованием для второго полета МВКА «Спейс Шаттл», установленный в отсек полезной нагрузки ВКС «Колумбия»





Рис. 10. Нанесение водонепроницаемого покрытия на теплозащитные плитки ВКС «Колумбия» с помощью аэрозольных баллонов

углекислый газ. Для нанесения покрытия потребовалось 200 баллонов общей емкостью 94,5 л. Эти работы выполнялись в корпусе обслуживания ВКС при одновременном проведении других операций.

Из корпуса обслуживания ВКС был выведен 10 августа 1981 г. (рис. 11) с задержкой на 6 дней из-за ряда технических проблем. 12 августа 1981 г. ВКС состыковали с внешним топливным баком (рис. 12), после чего началось соединение бортовых электроцепей и топливных магистралей МВКА «Спейс Шаттл».

Завершенная к этому времени проверка состояния парашютов, применявшихся в первом полете МВКА «Спейс Шаттл» для спасения стартовых РДТТ, показала, что они могут повторно использоваться в четвертом полете МВКА и соответствуют требованиям десятикратного применения. После приводнения стартовых РДТТ было потеряно два парашюта, по одному в каждой связке из трех парашютов [17].

31 августа собранный МВКА был доставлен на стартовую площадку 39А (рис. 13 и 14). При его подготовке к полету на стартовой площадке 22 сентября 1981 г. произошла авария.

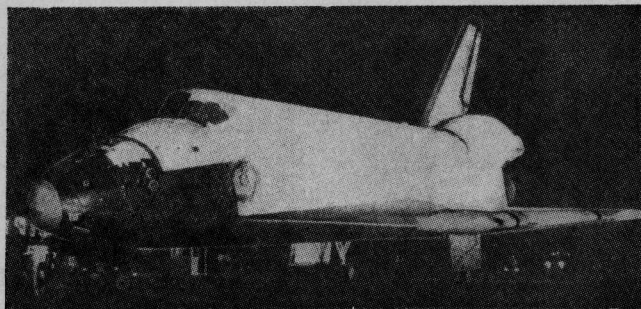


Рис. 11. Перевод ВКС «Колумбия» в корпус вертикальной сборки космического центра им. Кеннеди 10 августа 1981 г.

Во время заправки четырехокси азота в баки носового модуля системы орбитального маневрирования ВКС «Колумбия» произошли разъединение топливной магистрали и утечка этого компонента топлива. Под несколькими сотнями теплозащитных плиток произошло разрушение слоя грунтового покрытия между алюминиевой обшивкой ВКС и клеевым соединением плиток.

Потребовалось снять и заменить 360—370 пропитанных четырехокисью азота теплозащитных плиток. Сначала за день устанавливалась одна плитка, но затем темп установки увеличился до 30—35 плиток в день. Весь объем работ предполагалось завершить к середине октября 1981 г. [18, 19].

Снятые с ВКС плитки очищались деионизированной водой и сушились в течение 1 ч при температуре 149°C. Затем производились контроль качества плиток и вторая сушка в течение 1 ч при температурах 593—760°C, после чего с оснований плиток снимались изолирующие прокладки из волокна номекс.

Третья сушка плиток проходила в вакууме в течение 3 ч, а затем они обрабатывались раствором соляной кислоты для обеспечения водонепроницаемости и снова сушились в течение 1 ч при температуре 204°C. Подобной технологической обработке для обеспечения водонепроницаемости плитки подвергались и перед первой установкой на ВКС «Колумбия», а после первого полета на них было дополнительно нанесено специальное водонепроницаемое покрытие.

Хотя изолирующие прокладки из волокна номекс толщиной 2,3—4 мм не были повреждены при утечке четырехокси азота, они все же были сняты с загрязненных плиток для повторной обработки в целях повышения водонепроницаемости.

Работы по подготовке плиток проводились рядом с корпусом вертикальной сборки в 6,4 км от стартовой площадки 39А. После их завершения плитки доставлялись на стартовую площадку, и установка их велась круглосуточно в две смены. В каждую смену продолжительностью 12 ч работала бригада из 5 человек [19].

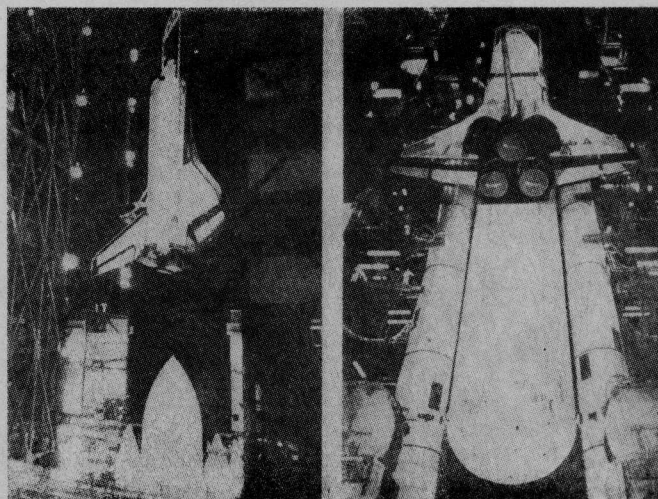


Рис. 12. Стыковка ВКС «Колумбия» с внешним топливным баком в корпусе вертикальной сборки космического центра им. Кеннеди



Поскольку во время аварии в носовой модуль системы реактивного управления ВКС просочилось 0,47 л четырехоксида азота, была произведена проверка его баков, цепей управления и давления наддува. Из 100 теплоизоляционных прокладок, окружающих в носовом модуле баки горючего и окислителя, 26 были заменены [18]. С завода фирмы Рокуэлл в г. Дауни (шт. Калифорния) было доставлено еще 25 резервных теплоизоляционных прокладок, снятых со строящегося ВКС «Челленджер» [19]. После проведения этих работ второй испытательный полет был назначен на 4 ноября 1981 г. [18].

Однако в намеченный срок запуск не состоялся и после нескольких задержек на стартовой позиции был снова отложен. Экипаж покинул кабину ВКС «Колумбия» после 5-часового пребывания в ней.

Главным препятствием для запуска, назначенного на 7 ч 30 мин утра местного времени, могли стать неблагоприятные метеоусловия с высокой вероятностью выпадения дождя. Задержка запуска МВКА могла произойти в том случае, если бы при выпадении дождя толщина ледяной корки на внешнем топливном баке превысила 1,6 мм. Однако к расчетному времени запуска дождь не начался, ветер был слабым, а видимость достаточной.

Первая задержка на стартовой позиции произошла из-за того, что наземная ЭВМ управления запуском зарегистрировала падение давления жидкого кислорода системы электропитания ВКС. Однако это сочли допустимым, и окончательной причиной переноса запуска МВКА оказалась неисправность ВСУ ВКС «Колумбия», обнаруженная примерно за 30 с до нового расчетного времени старта.

В двух ВСУ (из трех имеющихся на борту ВКС) произошли просачивание гидразина в подшипники редукторов, смешивание его со смазкой и загрязнение фильтров, что привело к повышению давления в системе на 60% по сравнению с номинальным значением. В связи с этим появилась необходимость снятия, очистки и установки заново фильтров ВСУ, что требовало не менее 48 ч.

Каждая ВСУ обеспечивает привод насосов гидросистемы, обслуживающей бортовую систему

ВКС на участке выведения, спуска с орбиты и посадки.

Сразу же после принятия решения о переносе срока второго запуска МВКА «Спейс Шаттл» специалисты начали подготовку к сливу из внешнего топливного бака 1991 м<sup>3</sup> жидкого кислорода и водорода.

Запуск МВКА был перенесен на 12 ноября 1981 г., что обошлось NASA в 1,5—2,0 млн. долл.

Примерно за сутки до нового времени запуска были обнаружены две неисправности. Во-первых, допустимое отклонение давления наддува во внешнем топливном баке превысило расчетную величину (0,014 кгс/см<sup>2</sup>) примерно в три раза из-за неплотного закрытия одного из клапанов. Эта неисправность была своевременно устранена.

Во-вторых, произошел отказ одного из двух блоков бортовой телеметрической системы. Поскольку запасной блок, находившийся в центре космических полетов им. Кеннеди, был неисправен, было принято решение снять соответствующий блок с ВКС «Челленджер», который собирается в Палмдейле (шт. Калифорния). Доставка блока и его установка на ВКС «Колумбия» потребовали переноса старта с 7 ч 30 мин на 10 ч по местному времени 12 ноября 1981 г. Заправка внешнего топливного бака МВКА началась 12 ноября в 4 ч утра, а в 7 ч 35 мин экипаж занял места в кабине ВКС.

Стартовый вес МВКА «Спейс Шаттл» составил 2029,5 тс, что на 5,7 тс превысило стартовый вес аппарата в первом полете, а стартовый вес ВКС «Колумбия» был больше на 10,98 тс.

**Полет МВКА «Спейс Шаттл».** 12 ноября в 10 ч 10 мин МВКА стартовал с мыса Канаверал. Суммарная тяга твердотопливных ускорителей и трех основных ЖРД SSME составила 2917 тс. Избыточное давление вследствие отражения ударной волны от стартовой платформы составило только 20—25% значения, зарегистрированного при первом запуске.

Давление в камерах сгорания основных ЖРД SSME находилось в пределах 211,6—211,8 кгс/см<sup>2</sup> (номинальное давление составляет 211,8 кгс/см<sup>2</sup>). Температуры газов в турбонасосных агрегатах (ТНА) высокого давления системы подачи горючего всех трех ЖРД SSME соответствовали расчетному диапазону 421—449°C.

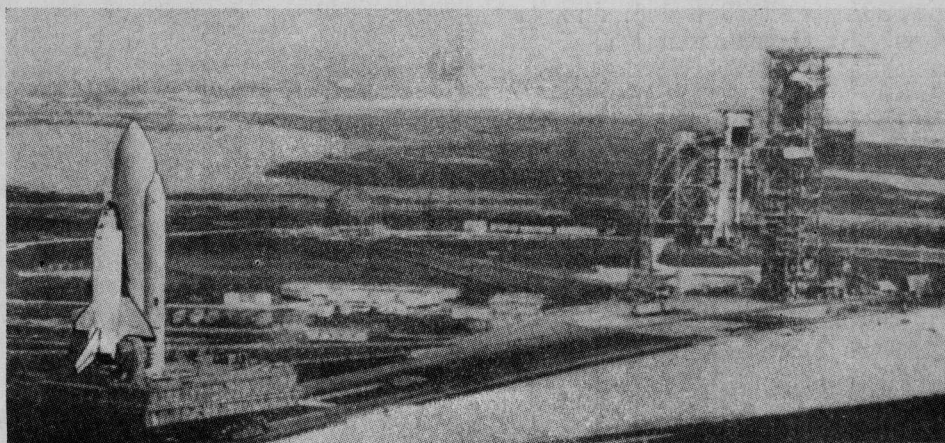


Рис. 13. Доставка собранного МВКА «Спейс Шаттл» на стартовую площадку 39А космического центра им. Кеннеди 31 августа 1981 г.



По предварительным данным космического центра им. Джонсона, траектория полета МВКА на участке выведения была круче номинальной, как и в первом полете. Однако превышение номинального угла траектории составило только 50% величины, зарегистрированной в первом полете. Это было обеспечено изменением программного отклонения сопл стартовых РДТТ. Излишняя крутизна наклона траектории может привести к значительному уменьшению максимального веса полезной нагрузки, выводимой на орбиту. Например, крутая траектория выведения, реализованная в первом полете, привела бы к уменьшению на 454 кгс максимальной полезной нагрузки. Сразу же после старта МВКА по ВКС начали бить куски льда, наростшего на поверхности внешнего топливного бака.

Через 23 с после старта, когда скорость ВКС увеличилась до 138 м/с ( $M=0,5$ ), по команде бортовой ЭВМ была выполнена продолжительная серия небольших отклонений элевон и руля направления для получения данных о границах области флаттера аппарата на участке выведения. Отклонения поверхностей управления продолжались в течение примерно 70 с и закончились на 90-й секунде, когда скорость ВКС соответствовала числу  $M=2$ .

На 52-й секунде МВКА прошел одну из наиболее критических точек участка выведения, где скоростной напор достиг максимального значения ( $3120 \text{ кгс/м}^2$ ), а перегрузка 3.

На 128-й секунде полета произошло отделение двух стартовых РДТТ, которые приводнились в Атлантическом океане через 420 с после запуска

\* В первом полете было  $2840 \text{ кгс/м}^2$ .

аппарата. Из-за сильного волнения (высота волн достигала 3,65—4,5 м) спасательные корабли NASA обнаружили приводнившиеся ускорители по сигналам бортовых радиолокационных маяков только через час после их отделения от МВКА в 254 км от космического центра им. Кеннеди. Повреждения ускорителей были менее значительными, чем в первом полете.

Через 552 с на высоте 111 км произошло выключение основных ЖРД SSME, рабочие характеристики которых полностью соответствовали расчетным значениям. Скорость ВКС и внешнего топливного бака в этот момент была только на 0,3 м/с ниже расчетного значения (7,7 км/с).

После нормального отделения внешнего топливного бака, осколки которого через 256 с упали в Индийский океан, было произведено включение двух ЖРД OMS, обеспечивших за 90 с необходимое приращение характеристической скорости аппарата и его выведение на 720-й секунде на промежуточную орбиту высотой в апогее 220 км и перигее 125 км. Орбитальная скорость ВКС составила 7,77 км/с. После двух коррекций аппарат был переведен на расчетную круговую орбиту высотой 253 км.

На первом витке были открыты створки люка грузового отсека и проведена телевизионная съемка установленной в нем полезной нагрузки и видимой верхней поверхности ВКС. Повреждений теплозащитного покрытия обнаружено не было.

На 64-й минуте полета была зарегистрирована повышенная температура в одной из ВСУ, которая достигла  $\sim 150^\circ\text{C}$ . В дальнейшем температура была отрегулирована экипажем.

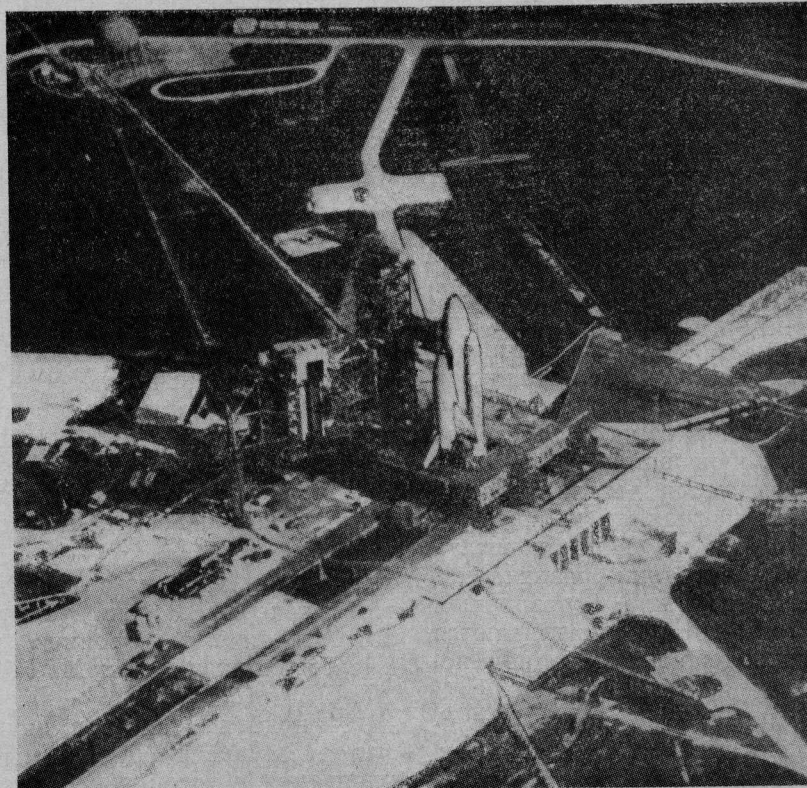


Рис. 14. МВКА «Спейс Шаттл» на стартовой площадке 39А

Спустя 6 ч 30 м после запуска специалистами центра управления полетом в Хьюстоне (шт. Техас) была обнаружена серьезная неисправность в бортовой энергосистеме ВКС «Колумбия». Было установлено, что одна из трех батарей водородно-кислородных топливных элементов (габариты 43×36×102 см, вес 91 кгс), обеспечивающих электропитание и водоснабжение ВКС, полностью вышла из строя.

Хотя ВКС может совершать орбитальный полет при сохранении работоспособности двух батарей топливных элементов и совершать аварийную посадку при работе только одной из них, руководство NASA приняло решение о сокращении продолжительности полета со 124 до 54 ч и выполнении вместо 83 только 36 витков вокруг Земли [21, 22].

В процессе орбитального полета были проведены испытания дистанционно управляемого манипулятора, в которых была обнаружена неисправность резервного привода системы управления плечом манипулятора в горизонтальной плоскости.

В связи с сокращением продолжительности орбитального полета экипаж по рекомендации наземного центра управления провел только наиболее важные испытания научного оборудования, установленного в грузовом отсеке ВКС, что позволило получить значительный объем научной информации [23, 26].

С помощью РЛС SIRA были получены изображения около 10 млн. км<sup>2</sup> земной поверхности с разрешающей способностью 36 м. Это соответствует теоретическому пределу разрешения РЛС и на 10% выше той величины, которую ожидали получить специалисты лаборатории реактивного движения. С целью определения возможности применения РЛС SIRA для геологического картографирования был отснят ряд земных геологических структур, хотя из-за сокращения продолжительности орбитального полета отдельные запланированные районы снять не удалось. Анализ данных, полученных при радиолокационной съемке покрытых густой растительностью и преимущественно закрытых облаками районов Южной Америки, Африки, Индонезии и Южной Азии, позволит, как ожидают, получить новую информацию о геологическом строении этих районов.

Одна из полос, отснятых РЛС SIRA за 45 мин полета, имеет протяженность 16 090 км и проходит через Испанию, Средиземноморье, Индию и Австралию. На снимках отчетливо видны структуры сельскохозяйственных террас на территории Омана и детали песчаных дюн шириной 2—3 км. Так же хорошо прорисовываются детали пересохших оросительных каналов на границе между Ираком и Саудовской Аравией, а на снимках штата Новый Южный Уэльс в Австралии различались оттенки почвы, связанные, возможно, с различным содержанием влаги. Хорошо просматриваются морские корабли, а также неровности водной поверхности.

РЛС SIRA создана на основе станции, успешно испытанной ранее на спутнике «Сисат». С 1986 г. лаборатория реактивного движения намерена устанавливать на МВКА «Спейс Шаттл» еще более совершенное радиолокационное оборудование.

Другим основным прибором для наблюдения земной поверхности на борту ВКС «Колумбия» был многоспектральный радиометр SMIRR, работающий в ИК области спектра. Радиометр имеет два детектора фотонов, которые регистрируют ИК излучение, принимаемое телескопом с диаметром зеркала 17,8 см. Телескоп радиометра SMIRR создан на основе системы, использовавшейся на космическом аппарате «Маринер» 10 во время его полета к планетам Венера и Меркурий в 1973 г. Детекторы преобразуют принимаемый световой поток в электронные сигналы, которые затем записываются в цифровом виде.

Радиометр SMIRR фиксирует ИК излучение различных земных пород. Имеющийся в приборе диск с 10 различными фильтрами позволит исследователям использовать различные области ИК диапазона и выбрать наиболее информативные длины волн для более сложных ИК систем следующего поколения. Привязка получаемых данных к местности обеспечивается с помощью цветных и черно-белых кинокамер, работающих параллельно с телескопом. Всего во втором орбитальном полете ВКС «Колумбия» во время работы радиометра было получено около 8700 цветных и такое же число черно-белых снимков. В соответствии с этими снимками исследователи могут взять пробы в определенных районах для подтверждения данных, полученных с помощью ИК радиометра. После обработки радиометрической информации с помощью ЭВМ будут составлены соответствующие карты.

Данные, полученные с помощью радиометра SMIRR, позволят оценить влагосодержание растительного покрова. Кроме того, как показывает предварительный анализ, в отличие от ранее использовавшихся в космосе датчиков ИК радиометр способен обнаруживать месторождения нефти, меди, золота и серебра.

Проводились также эксперименты по определению цвета морской поверхности, измерению степени загрязнения земной поверхности, изучению скорости роста растений и фотографированию ночных и дневных грозных разрядов.

С помощью датчика для определения концентрации хлорофилла на поверхности моря, разработанного центром космических полетов им. Годдарда, было обнаружено, в частности, большое количество хлорофилла в месте впадения в Желтое море реки Янцзы. Датчик работал 118 мин.

Детектор окиси углерода MAPS для измерения загрязнения атмосферы работал 54 ч вместо запланированных 124 ч. Технические задачи эксперимента выполнены на 100%, а научные — на 80—90%. Получены важные данные для оценки содержания окиси углерода в атмосфере.

В эксперименте по съемке грозных разрядов получен незначительный объем данных, однако, этот эксперимент, предусматривающий получение стереоскопических снимков, может быть повторен в следующих полетах МВКА «Спейс Шаттл» [24, 25].

14 ноября 1981 г. в конце 36-го витка были включены оба ЖРД системы орбитального маневрирования с тягой по 2,7 тс для отработки тормозного импульса длительностью 175 с, после чего скорость аппарата была уменьшена до 7,15 км/с



и через 20 мин ВКС вошел в атмосферу на высоте 121—125 км, находясь в 8270 км от места посадки [21].

При спуске аппарата в атмосфере для получения дополнительных данных о режимах полета проводились испытательные маневры. Их отработка чередовалась с выполнением пяти штатных попеременных разворотов ВКС для рассеивания избыточной энергии при спуске и обеспечения выхода аппарата к зоне посадки. Максимальная температура нагрева поверхности ВКС при спуске в атмосфере составила 1370°C.

В ручном режиме Энгл выполнил первый разворот ВКС с креном 80° при скорости, соответствующей числу  $M=24,5$ , на высоте 78 км\*. В этом же режиме он пилотировал ВКС при отработке нескольких испытательных маневров, четыре из которых были выполнены до первого разворота аппарата. В первом полете МВКА Янг и Криппен не переходили на ручное управление ВКС до уменьшения его скорости до значения, соответствующего числу  $M=5$ .

Выполнение первого разворота Энгл начал при скорости поворота ВКС по крену ~3 град/с, в то время как автоматическая система обеспечивала скорость поворота ~5 град/с. Маневр был проведен успешно, никаких колебаний не наблюдалось, боковое скольжение аппарата было в пределах расчетного значения 1,25°.

\* Первый разворот ВКС был выполнен в ручном режиме, поскольку в первом полете при его отработке с помощью автоматической системы управления было зарегистрировано отклонение от штатного маневра. Прим. ред.

Траектория полета ВКС «Колумбия» в течение последних 12 мин перед посадкой показана на рис. 15.

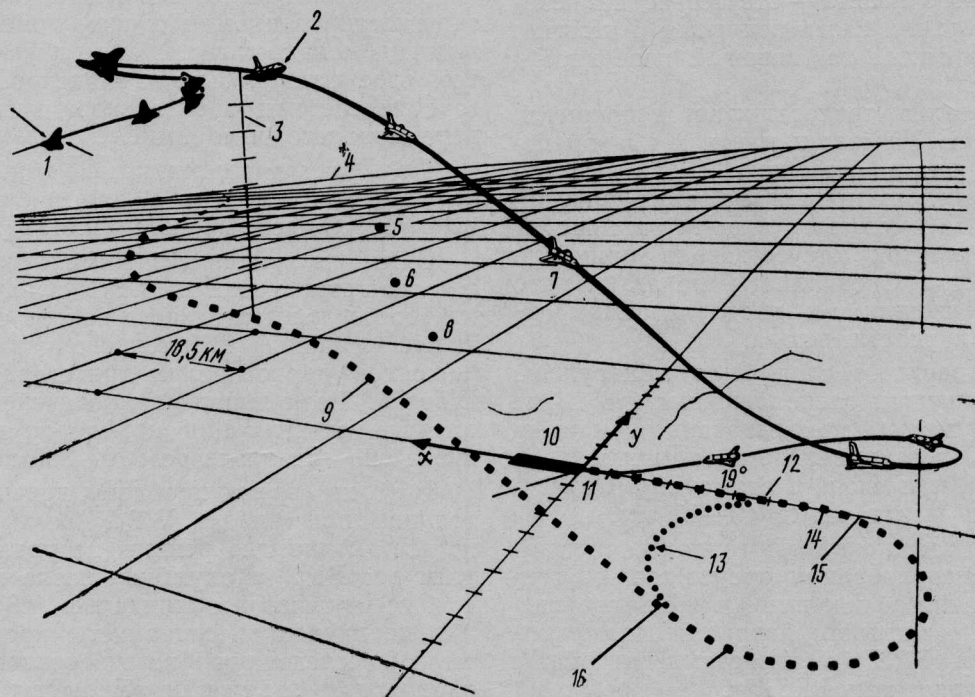
В диапазоне скоростей, соответствующих числам  $M=0,9 \div 0,95$ , возник небольшой бафтинг, который был зарегистрирован и в первом полете [26].

Перед заходом на посадку в зоне базы ВВС Эдвардс скорость ВКС на высоте 16,1 км соответствовала числу  $M=1$ .

Первоначально предусматривалось, что за исключением отдельных маневров экипаж будет осуществлять управление ВКС в автоматическом режиме и перейдет на ручное управление незадолго перед выравниванием аппарата на высоте 525 м. Однако неблагоприятные метеоусловия (сильный ветер) потребовали перейти на ручное управление несколько раньше расчетного момента.

Из-за бокового ветра, имевшего скорость ~34 км/ч, посадка была осуществлена не на запланированную полосу № 15, а на полосу № 23, которая использовалась при первой посадке ВКС «Колумбия». Для компенсации влияния ветра Энгл начал левый разворот для захода на посадку немного раньше, чем планировалось, примерно на высоте 11,1 км. Когда скорость ВКС была направлена перпендикулярно к оси посадочной полосы № 23, высота составляла 5,4 км вместо запланированных 6,3 км, а индикаторная скорость была около 518 км/ч. Аэродинамический тормоз начал функционировать на высоте 5,4 км при скорости полета 462,5 км/ч.

Угол атаки ВКС «Колумбия», соответствующий максимальному аэродинамическому качеству, составляет примерно 10°. Когда ВКС выполнял



1—ВКС за 12 мин перед посадкой ( $H=48$  км,  $M=9,0$ ); 2— $H=24,6$  км,  $M=2,5$ ; 3—граница зоны управления энергией ВКС перед заходом на посадку; 4— линия горизонта; 5—г. Бейкерсфилд; 6—г. Техачапи; 7—ВКС за 4 мин перед посадкой; 8—г. Мохаве; 9—проекция траектории полета ВКС «Колумбия»; 10—взлетно-посадочная полоса № 23; 11—кромка ВПП; 12—начало участка захода на посадку и посадки (за 9,3 км до точки касания); 13—радиус зоны разворота и выравнивания ВКС перед заходом на посадку (~6 км); 14—номинальная точка выхода ВКС на посадочную глиссаду; 15—начало предпоследнего участка полета ВКС «Колумбия»; 16—начало разворота и выравнивания перед заходом на посадку

Рис. 15. Конечный участок траектории полета ВКС «Колумбия»

левый разворот для захода на ВПП № 23, на высоте ~4,5 км Энгл обеспечил аппарату угол атаки  $10^\circ$  вместо запланированных  $5-6^\circ$  при этих условиях.

Одной из наиболее важных задач полета была демонстрация возможности посадки ВКС в автоматическом режиме. На высоте ~4,0—5,4 км Энгл получил команду из центра управления полетом о переходе на автоматический режим и только перед началом выравнивания ВКС на высоте 525—600 м снова перешел на ручное управление.

Из-за влияния ветра и уменьшения кинетической энергии аппарата до значения ниже оптимального скорость ВКС в момент выравнивания составила ~500 км/ч (на 27,7 км/ч меньше номинальной скорости). Посадочная скорость ВКС равнялась 360,7 км/ч\*. Посадка завершилась 14 ноября 1981 г. в 16 ч 10 мин по местному времени [26].

### ВОПРОСЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ

Руководители программы «Спейс Шаттл» заявили, что после второго полета система теплозащиты ВКС «Колумбия» находится в значительно лучшем состоянии, чем после первого полета. При заходе ВКС «Колумбия» на посадку нижняя часть его фюзеляжа была сфотографирована с самолета сопровождения Т-38. Это было сделано для того, чтобы документально подтвердить состояние высокотемпературных плиток HRSI до пробегания ВКС, когда они могли бы получить повреждения от ударов камней, отскакивающих от колес шасси. После остановки ВКС на ВПП группа специалистов провела предварительную проверку покрытия и обнаружила два вида повреждений, не имевших места после первого полета — отсутствие на некоторых плитках верхних слоев покрытия и наличие небольших вспучиваний на внешней поверхности плиток.

Детальный анализ теплозащитного покрытия выявил следующее. На шести плитках правой передней нижней части фюзеляжа ВКС исчезли участки верхнего слоя, причем на двух плитках верхний слой исчез полностью, а на задних частях других четырех плиток отсутствовала примерно половина покрытия. Специалисты полагают, что повреждения произошли до входа в атмосферу или на начальном участке входа.

Вспучивание верхнего слоя было обнаружено на двенадцати плитках, расположенных на конце подфюзеляжного щитка, пристыкованного к хвостовой части ВКС и защищающего основные ЖРД SSME от нагрева при входе в атмосферу. Образовавшиеся пузыри имели размер 3—13 мм.

На передней части правой гондолы системы орбитального маневрирования произошло обугливание теплозащитного покрытия в зоне соединения гибкого теплозащитного покрытия многократного применения FRSI с низкотемпературными теплозащитными плитками LRSI\*\*.

По заявлению специалистов, обугливание могло достигнуть графитоэпоксидного материала под гибким теплозащитным покрытием, однако это повреждение может быть легко устранено.

\* По первоначальным сообщениям, посадочная скорость ВКС составляла 388 км/ч. *Прим. ред.*

\*\* См. «ТИ» № 24, 1980.

На двух плитках нижней средней части фюзеляжа исчезла часть верхнего слоя. Примерно третья часть одной и три четвертых части другой плитки получили повреждения. Небольшой глянец на материале плитки показал, что повреждение произошло до входа ВКС в атмосферу.

На некоторых участках подфюзеляжного щитка было обнаружено несколько небольших выбоин размером 6—25,4 мм, которые образовались на участке выведения МВКА. Поскольку плитки на щитке имеют большую толщину, его конструкция повреждений не получила.

От проводов тензодатчиков получили повреждения плитки, расположенные за шасси ВКС. На плитке левой створки люка передней стойки шасси поврежден верхний слой покрытия [27].

После доставки ВКС в космический центр им. Кеннеди на самолете Боинг 747 было установлено, что разрушение верхнего слоя покрытия на некоторых теплозащитных плитках произошло в результате проникновения влаги. Возможно, что влага просочилась в плитки во время одного из грозных ливней, когда МВКА «Спейс Шаттл» находился на стартовой площадке. После выведения ВКС «Колумбия» на орбиту влага замерзла, что привело к срыву верхнего слоя покрытия некоторых плиток. Специалисты NASA надеются решить возникшую проблему посредством модификации распыляющего насадка, используемого при нанесении водонепроницаемого покрытия в зазорах между теплозащитными плитками ВКС. По состоянию на конец января 1982 г. с ВКС «Колумбия» при подготовке к третьему полету было снято почти 500 теплозащитных плиток [28].

Нагрев основной алюминиевой обшивки ВКС (под теплозащитным покрытием) был на уровне, зарегистрированном в первом полете. Перед приземлением наибольшая температура  $122^\circ\text{C}$  в клеевом слое плиток была зафиксирована на правой гондole системы орбитального маневрирования (в первом полете было  $110^\circ\text{C}$ ).

Температура алюминиевой обшивки в средней части фюзеляжа через 10 мин после посадки была  $82^\circ\text{C}$  ( $101^\circ\text{C}$  после первого полета) [23].

Одной из причин незначительного повреждения теплозащитных плиток ВКС «Колумбия» во время второго испытательного полета считается уменьшение величины избыточного давления из-за отраженной ударной волны при старте МВКА «Спейс Шаттл». Если при первом запуске МВКА эта величина достигла  $1400 \text{ кгс/м}^2$ , то при втором запуске она снизилась до  $280-350 \text{ кгс/м}^2$ .

В то же время проблему превышения расхода топлива при работе ЖРД, возникшую в первом полете, полностью решить не удалось. В связи с этим вес ВКС «Колумбия» после посадки был на 1,54 т меньше, чем ожидалось [29].

Американские специалисты продолжают работы по исследованию новых теплозащитных материалов для замены керамических теплозащитных плиток на ВКС. Специалисты фирм Рокуэлл, Рор Индастриз и Воут исследуют три новые концепции теплозащиты для МВКА «Спейс Шаттл» и перспективных МВКА: многослойное титановое теплозащитное покрытие, предложенное сотрудником НИЦ им. Лэнгли (NASA); теплозащитные панели из композиционного материала углерод—уг-



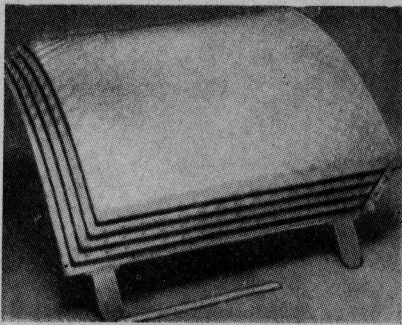


Рис. 16. Образец многослойной титановой системы теплозащиты фирмы Рор Индастриз

лерод, который применяется в настоящее время на носках крыла и фюзеляжа ВКС; металлическое теплозащитное покрытие из подкрепленных жаропрочных панелей.

Ориентация на металлическую теплозащиту МВКА связана с тем, что она обеспечивает больший рабочий ресурс и имеет повышенную прочность по сравнению с хрупкими керамическими теплозащитными плитками, а также может крепиться к фюзеляжу ВКС механическим способом. В настоящее время в НИЦ им. Лэнгли построены модели металлических панелей для испытаний и исследуются такие важные характеристики новых теплозащитных покрытий, как стоимость, вес, ремонтпригодность, возможность контроля и замены. В дальнейшем предполагается проведение комплексных испытаний элементов конструкций.

В соответствии с первой концепцией на ВКС МВКА «Спейс Шаттл» и перспективные МВКА предусматривается установка многослойных титановых теплозащитных плиток (каждая площадью  $0,093 \text{ м}^2$ ) в тех зонах, где максимальные температуры не превышают  $538^\circ\text{C}$ . Плитки состоят из нескольких слоев сверхпластически формованной титановой фольги, листы которой соединены между собой методом диффузионной сварки. Технология изготовления титановых теплозащитных плиток (рис. 16 и 17) также разработана фирмой Рор Индастриз, и в настоящее время ею разрабатываются конструкции металлических теплозащитных плиток

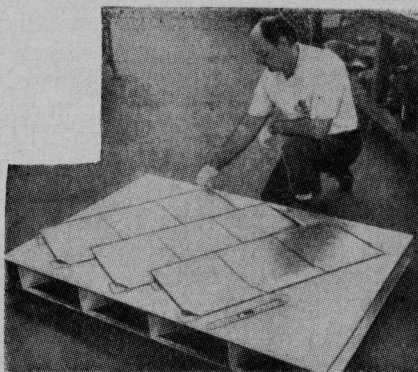
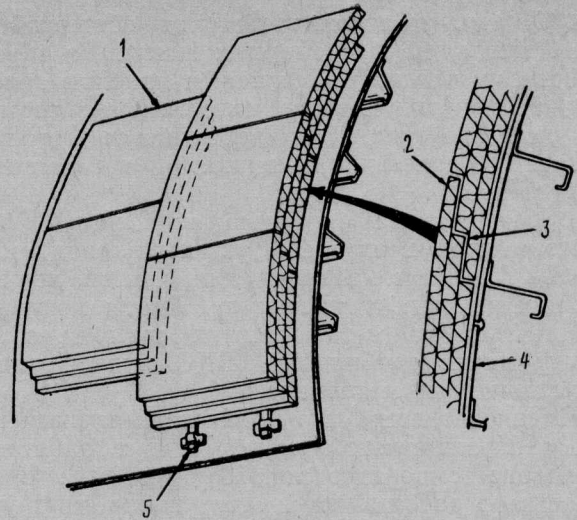


Рис. 17. Образец теплозащиты из многослойных титановых теплозащитных плиток фирмы Рор Индастриз



1—многослойная титановая панель; 2—слои панели, изготовленные методом диффузионной сварки; 3—ступенчатая кромка титановой панели; 4—фюзеляж МВКА (основная конструкция); 5—скользящее соединение

Рис. 18. Металлическая система теплозащиты из многослойных титановых панелей

ток с использованием жаропрочных суперсплавов (например, волокнистый наполнитель помещается между листами из титана и сплава инконель 617).

Считается, что новые плитки должны обеспечить МВКА «Спейс Шаттл» расчетный ресурс в 100 полетов и будут более надежны, чем применяемые в настоящее время керамические теплозащитные плитки. Кроме того, металлические плитки смогут работать при более высоких тепловых и механических нагрузках без увеличения веса аппарата.

После изготовления фирмой Рор Индастриз в 1981 г. панели из 12 титановых плиток эта панель передана в НИЦ им. Лэнгли и будет испытываться там в течение месяца в высокотемпературной аэродинамической трубе. После проведения испытаний другую панель размером  $1,2 \times 1,8 \text{ м}$  из 24 титановых плиток планируется установить на плоской боковой стороне фюзеляжа ВКС 103 «Дискавери», ниже шарниров створок люка грузового отсека. Плитки планируется поставить в конце 1983 г., но конкретный полет МВКА «Спейс Шаттл», в котором они будут испытаны, еще не определен.

Установку многослойных титановых плиток предполагается производить следующим образом. К углам нижней поверхности плитки приклеиваются пластинки с байонетным замком, которые вставляются в направляющие, установленные на обшивке ВКС. Полоски волокна номекс, впрессованные по периметру нижней части плитки, слегка сжимаются при ее установке на обшивку ВКС, препятствуя проникновению горячих газов и выполняя функции амортизаторов (рис. 18).

В соответствии со второй концепцией на различных участках поверхности ВКС предполагается установить теплозащитное покрытие фирмы Ворт из композиционного материала углерод—углерод.

Возможно, что это покрытие будет установлено в районе створок люка передней стойки шасси ВКС, где температуры могут достигать  $1100^\circ\text{C}$ . Каждая панель толщиной  $\sim 1,8 \text{ мм}$  и размером

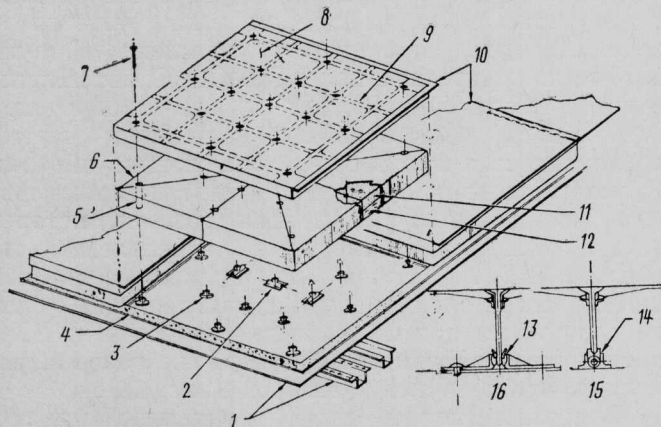
914×914 мм устанавливается над обшивкой ВКС на 17 металлических опорных штырях, а образующийся зазор между обшивкой и панелью заполняется теплоизоляционным материалом в герметичной упаковке (рис. 19). Удельный вес этого теплозащитного покрытия толщиной 48 мм составляет 9,18 кгс/м<sup>2</sup>.

В соответствии с третьей концепцией фирма Рокуэлл предусматривает установку над обшивкой ВКС тонких металлических листов, выдерживающих высокую температуру. Листы могут устанавливаться на металлических штырях, а зазор между ними и обшивкой ВКС будет заполнен теплозащитным материалом.

Предполагается, что различные варианты новых теплозащитных панелей смогут работать в диапазоне температур от 370° до 1480°С. В зависимости от рабочих температур конкретных участков поверхности МВКА будут применяться панели различной конструкции и из разных материалов: для 370—480°С — многослойные металлические панели (обычно из титановых сплавов), для 480—870°С — металлические панели с волокнистым наполнителем, для 870—1040°С — панели с внешней обшивкой сотовой конструкции из жаропрочных сплавов, для 1040—1200°С — панели с многослойной обшивкой из сплавов, упрочненных дисперсными частицами окислов, для 1200—1480°С — панели с внешней многослойной обшивкой из тугоплавких металлов или перспективных панелей из углерода, армированного углеродным волокном, и подкрепленных нервюрами [30, 31].

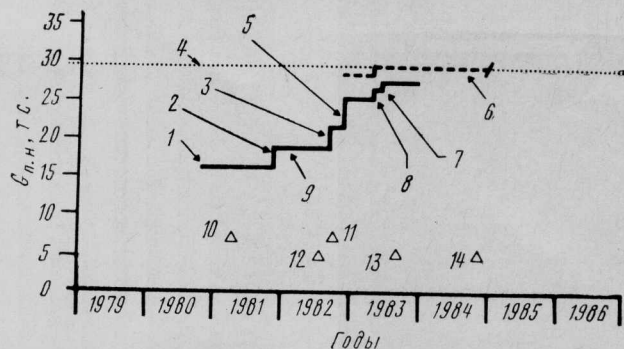
#### ОЧЕРЕДНЫЕ ЭТАПЫ ПРОГРАММЫ «СПЕЙС ШАТТЛ»

В первых полетах МВКА «Спейс Шаттл» с космического центра им. Кеннеди вес полезной нагрузки, выводимой на круговые орбиты высотой 275 км и наклоном 28,5°, значительно меньше расчетной величины, но планируется его постепенное увеличение (рис. 20). При номинальной величине тяги основных ЖРД SSME МВКА сможет



1—обшивка и подкрепляющие элементы ВКС; 2—вспомогательные штыри; 3—основные штыри; 4—прокладка из материала номекс; 5—герметизируемые отверстия для штырей; 6—теплоизоляционный материал, обернутый фольгой; 7—штырь; 8—панель из материала углерод—углерод; 9—ребра жесткости; 10—выступающие кромки; 11—войлок; 12—астрокварц (плотность 17,6 кг/м<sup>3</sup>); 13—шаровой шарнир; 14—осевой шарнир; 15—вспомогательный опорный штырь; 16—основной опорный штырь

Рис. 19. Теплозащитное покрытие фирмы Воут с использованием панелей из композиционного материала углерод—углерод



1—вес полезной нагрузки ВКС 102 «Колумбия» в первых полетах при номинальной тяге ЖРД SSME в нормальных и аварийных условиях полета; 2—вес полезной нагрузки ВКС 102 «Колумбия» при увеличении тяги основных ЖРД SSME (102% номинального значения в нормальных условиях полета и 109% в аварийных условиях); 3—увеличение веса полезной нагрузки ВКС 102 «Колумбия» благодаря снижению веса внешнего топливного бака и стартовых РДТТ; 4—расчетный вес полезной нагрузки, выводимой ВКС на круговую орбиту высотой 275 км и наклоном 28,5° при запуске в восточном направлении; 5—увеличение веса полезной нагрузки ВКС 102 «Колумбия» при величине тяги ЖРД SSME до 109% номинального значения в нормальных и аварийных условиях полета; 6—расчетный вес полезной нагрузки ВКС 099 «Челленджер», ВКС 103 «Дискавери» и ВКС 104 «Атлантис»; 7—увеличение веса полезной нагрузки ВКС 102 «Колумбия» до максимального значения 27,2 тс после снятия катапультируемых кресел; 8—увеличение веса полезной нагрузки ВКС 102 «Колумбия» после усовершенствования стартовых РДТТ; 9—вес полезной нагрузки ВКС 102 «Колумбия»; 10—первый испытательный полет МВКА «Спейс Шаттл»; 11—пятый полет МВКА «Спейс Шаттл» (первый эксплуатационный полет); 12—поставка ВКС 099 «Челленджер»; 13—поставка ВКС 103 «Дискавери»; 14—поставка ВКС 104 «Атлантис»

Рис. 20. Планы увеличения веса полезной нагрузки МВКА «Спейс Шаттл» при запуске из космического центра им. Кеннеди

выводить 17,15 тс полезной нагрузки. При величине тяги ЖРД SSME, соответствующей 102% ее номинального уровня в нормальных условиях полета и 109% — в аварийных условиях, вес полезной нагрузки будет увеличен. Дальнейшее увеличение грузоподъемности МВКА связано с уменьшением веса конструкции внешнего топливного бака и стартовых РДТТ в конце 1982 г. В начале 1983 г. величина тяги ЖРД SSME должна достигнуть 109% ее номинального значения как в нормальных, так и в аварийных условиях полета. Кроме того, будут улучшены характеристики стартовых РДТТ. В середине 1983 г. с ВКС 102 «Колумбия» намечено снять катапультируемые кресла, и вес полезной нагрузки достигнет максимального значения 27,2 тс.

Второй ВКС 099 «Челленджер» будет легче ВКС 102 «Колумбия» и с учетом модификаций некоторых систем сможет в конце 1982 г. выводить грузы весом 29,5 тс. Грузоподъемность третьего ВКС 103 «Дискавери» и четвертого ВКС 104 «Атлантис» также составит 29,5 тс, однако продолжительность орбитального полета и число членов экипажа этих аппаратов будут увеличены.

С космодрома на авиабазе ВВС Ванденберг МВКА «Спейс Шаттл» будет запускаться в южном направлении и должен выводить на круговые полярные орбиты высотой 275 км и наклоном 98° полезную нагрузку весом 14,52 тс (рис. 21). Однако даже с учетом упомянутых выше усовершенствований базовый вариант аппарата сможет вывести на полярную орбиту полезную нагрузку меньше расчетного значения на 3,63 тс. В связи с этим рассматривается целый ряд вариантов уве-



личения тяги МВКА, три из которых исследуются наиболее тщательно и должны будут обеспечить к 1987 г. повышение грузоподъемности аппарата.

Первый вариант предусматривает установку на нижней части внешнего топливного бака дополнительного блока жидкотопливных ускорителей LBM (Liquid Booster Module), применение которого может увеличить грузоподъемность МВКА на 6,3 тс.

При совместном использовании двух других вариантов, предусматривающих увеличение тяги основных ЖРД SSME до 115% ее номинального значения и применение облегченных корпусов стартовых РДТТ, грузоподъемность МВКА также может быть увеличена почти на 6,3 тс. Окончательный выбор наиболее оптимального варианта будет зависеть от оценки стоимости его реализации, продолжительности разработки, степени технического риска и влияния на всю систему [32, 33].

В соответствии с графиком четвертый (последний испытательный) полет МВКА «Спейс Шаттл» должен состояться 7—14 июля, пятый (первый эксплуатационный) — 1—8 ноября, шестой — 6—13 декабря 1982 г. В шестом полете на орбиту будет впервые выведен ВКС OV-099 «Челленджер», который должен быть доставлен с завода фирмы Рокуэлл (Палмдейл, шт. Калифорния) в космический центр им. Кеннеди (шт. Флорида) в июне 1982 г. [34].

В ходе подготовки к третьему полету на ВКС «Колумбия» был проведен ряд ремонтных работ.

Заменена батарея топливных кислородно-водородных элементов, которая привела к сокращению длительности второго полета МВКА; установлены дополнительные водородные и кислородные баки для питания электрохимического генератора; заменены неисправные ВСУ, аппаратура микроволновой системы посадки, радиовысотомер в передней части кабины экипажа и два дисплея на электронно-лучевых трубках в кабине экипажа [35].

На 1983 ф. г. NASA запланировало ряд работ по ВКС МВКА «Спейс Шаттл».

**Усовершенствование шасси ВКС.** В настоящее время ВКС может возвращаться с орбиты с полезной нагрузкой весом 14,5 тс или осуществлять посадку с полной нагрузкой 29,5 тс при аварийном прекращении полета и возвращении в зону стартового комплекса. Считают, что за счет конструктивных доработок, как, например, увеличения длины передней стойки шасси и обеспечения автоматического торможения для уменьшения нагрузок на пневматику и повышения срока службы тормозов, можно увеличить посадочный вес ВКС и вес полезной нагрузки, возвращаемой после выполнения обычных орбитальных полетов, а также повысить безопасность при аварийном возвращении ВКС в зону стартового комплекса с тяжелыми полезными нагрузками [36].

Шасси ВКС имеет две основные стойки с гидropневматическими амортизаторами и двумя пневматиками размером 44,5×16—21 на каждой стойке. Давление в пневматиках составляет 18,5 бар. Шасси рассчитано только на 5 посадок. Каждый пневматик рассчитан на нагрузку 22,3 тс. В случае выхода из строя гидравлической системы шасси может быть выпущено под действием собственного веса и аэродинамических сил.

Передняя стойка шасси также имеет два пневматика размером 32×8,8—16 с давлением 21,5 бар [37, 38].

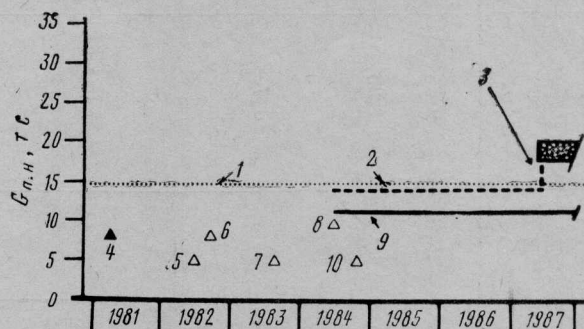
**Увеличение числа топливных батарей.** Установка третьей топливной батареи значительно повысит энергетические ресурсы ВКС, а также удлинит общий срок службы бортовых источников питания.

**Увеличение объема памяти ЭВМ.** Бортовое ЗУ используется в настоящее время почти полностью, особенно на участках выведения и возвращения аппарата. Модификация ЗУ и доработка средств математического обеспечения могут повысить надежность и упростить операции по обработке данных.

**Уменьшение времени подготовки МВКА к повторному запуску.** Это позволит снизить стоимость эксплуатации и увеличить возможности парка ВКС. Модификация самого аппарата для улучшения контроля состояния систем и уменьшения времени обслуживания между полетами может быть осуществлена за счет доработки бортового оборудования, средств математического обеспечения и изменения последовательности проводимых работ.

Кроме того, постройка пятого ВКС и третьей подвижной стартовой платформы в космическом центре им. Кеннеди также могли бы уменьшить время подготовки к повторному запуску. При использовании четырех ВКС и соответствующего вспомогательного оборудования с космического центра им. Кеннеди в настоящее время можно осуществлять около 40 полетов МВКА в год, в то время как к 1990 г. потребуется выполнять ежегодно 50 или более полетов [36].

Продолжается постройка ВКС «Челленджер». По состоянию на начало 1982 г. выполнено 80% сборочных работ и установлено более 20 000 теплозащитных плиток. Вес ВКС «Челленджер» будет примерно на 1 тс меньше, чем у ВКС «Колумбия». Вместо теплозащитных плиток в задней части гондол системы орбитального маневрирования будет установлено гибкое теплозащитное покрытие. Для улучшения управления ВКС при посадке кабина экипажа оснащается коллиматорными индикаторами, с помощью которых данные о скорости



1—расчетный вес полезной нагрузки, выводимой ВКС на круговую орбиту высотой 275 км и наклоном 98°; 2—вес полезной нагрузки, выводимой ВКС 103 «Дискавери» и ВКС 104 «Атлантис» до увеличения тяги; 3—вес полезной нагрузки после увеличения тяги; 4—первый полет МВКА «Спейс Шаттл»; 5—пятый полет МВКА «Спейс Шаттл» (первый эксплуатационный полет); 6—поставка ВКС 103 «Дискавери»; 7—поставка ВКС 103 «Дискавери»; 8—достижение начальной оперативной готовности космодрома Ванденберг; 9—вес полезной нагрузки ВКС 102 «Колумбия»; 10—поставка ВКС 104 «Атлантис»

Рис. 21. Планы увеличения веса полезной нагрузки МВКА «Спейс Шаттл» при запуске с космодрома Ванденберг

Характеристики ВКС системы "Спейс Шаттл" и других пилотируемых космических летательных аппаратов

КЛА	"Меркурий"	"Джемини"	"Аполлон"		"Скайлэб"	"Аполлон" для программы ЭПАС	ВКС МВКА "Спейс Шаттл"
			Командный модуль	Лунный модуль			
Характеристики							
Вес при входе в атмосферу, кгс	1208	2165	5668	—	6088 (командный модуль)	5843	90 249
Объем бытовых отсеков, м <sup>3</sup>	1,02	1,56	5,94	4,53	5,94 (командный модуль); 344,98 (орбитальная станция)	5,94 (командный модуль); 19,81 (стыковочный модуль)	71,46
Максимальная продолжительность полета (в пилотируемом режиме), сутки	1,5	13,7	12,5	3	84	9	7—30
Численность экипажа, чел.	1	2	3	2	3	3	2—7
Состав атмосферы в отсеках	100% O <sub>2</sub>	100% O <sub>2</sub>	100% O <sub>2</sub>	100% O <sub>2</sub>	100% O <sub>2</sub> (командный модуль); 74% O <sub>2</sub> , 26% N <sub>2</sub> (орбитальная лаборатория)	100% O <sub>2</sub> (командный модуль); 60% O <sub>2</sub> , 40% N <sub>2</sub> (стыковочный модуль)	21% O <sub>2</sub> , 79% N <sub>2</sub>
Давление в отсеках, мм рт. ст.	258	258	258	258	258	222—296 (командный модуль); 222—520 (стыковочный модуль)	760
Использование скафандров							
Приращение или уменьшение скорости, обеспечиваемое системой орбитального маневрирования, ΔV, м/с	98,8 (тормозные РДТТ)	99,1 (тормозные РДТТ)	195,1	79 085	533,1	271,0	для передвижения экипажа, выхода в космос и спасения 304,8
Суммарный импульс системы реактивного управления, кгс·с	3130	Спускаемый аппарат 9144,6; орбитальная система маневрирования 108 903,0	Командный модуль 25 946; вспомогательный модуль 167 151,6	—	При посадке на Луну 2135, при взлете с Луны 1850	Командный модуль 33 305,6; вспомогательный модуль 355 502	933 500,0
Аэродинамическое качество	Баллистический КЛА	0,17—0,09 (при M=24—6)	0,28—0,38 (при M=36—6)	—	—	0,28—0,38 (при M=36—6)	1,9
Смачиваемая поверхность, м <sup>2</sup>	12,44	19,61	35,97	—	—	35,97	1034,5
Удельная нагрузка, кгс/м <sup>2</sup>	454,1	527,8	471,7	—	—	471,7	361,3

В качестве резервной системы для членов экипажа

для выхода в космос и передвижения экипажа

для передвижения экипажа, выхода в космос и спасения

для передвижения экипажа, выхода в космос и спасения



и высота полета будут отображаться на уровне остекления. Такие же коллиматорные индикаторы установят на ВКС «Колумбия» при его подготовке к эксплуатационным полетам [38].

В связи с возможным увеличением стоимости программы МВКА «Спейс Шаттл» в 1983 ф. г. на 500 млн. долл. NASA рассматривает ряд мероприятий по ограничению расходов:

уменьшение в 1982—1985 гг. числа полетов МВКА с космического центра им. Кеннеди с 34 до 24;

поставка четвертого ВКС «Атлантис» в декабре 1985 г., т. е. с задержкой на один год. Однако фирма Рокуэлл считает, что эта задержка может в конечном счете увеличить стоимость ВКС на 350 млн. долл. и привести к потере фирм-подрядчиков;

задержка на год начала создания верхней ступени «Центавр», запланированного на 1983 ф. г.;

отсрочка на год начала работ по улучшению летно-технических характеристик МВКА, запланированных на 1983 ф. г., которая позволит сэкономить 50—60 млн. долл. Модификация МВКА позволила бы с декабря 1987 г. выводить на орбиту с базы Ванденберг полезную нагрузку весом 14,5 тс вместо 10,9 тс при современных возможностях аппарата [39].

В таблице сравниваются основные характеристики ВКС системы «Спейс Шаттл» и пилотируемых космических аппаратов, разработанных по другим космическим программам [3].

1. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 6/VII, N 1, p. 21.
2. Flight International, 1981, v. 120, 22/VIII, N 3772, p. 547.
3. Aerospace Daily, 1981, v. 110, 30/VII, N 21, p. 165.
4. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 7/IX, N 10, p. 28.
5. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 20/VIII, N 3, p. 81.
6. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 21/IX, N 12, p. 25—26.
7. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 26/X, N 17, p. 58—60.
8. Air et Cosmos, 1982, 26/XI, N 882, p. 52.
9. Flight International, 1981, v. 120, 26/IX, N 3777, p. 952.
10. K o l c u m E. H. Space Shuttle lightweight tank production begins.

Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 16/XI, N 20, p. 79—87.

11. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 22/II, N 8, p. 20.

12. Flight International, 1981, v. 120, 31/X, N 3782, p. 1318.
13. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 13/VII, N 2, p. 23, 57.

14. Air et Cosmos, 1981, 25/IV, N 857, p. 41.

15. Flight International, 1981, v. 119, 23/V, N 3759, p. 1525.

16. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 114, 15/VI, N 24, p. 15.

17. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 17/VIII, N 7, p. 26—27.

18. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 12/X, N 15, p. 23.

19. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 5/X, N 14, p. 25.

20. Сообщение агентств АП и ЮПИ, 1981, 4—5/XI.

21. Сообщение агентств АП и ЮПИ, 1981, 12—15/VI.

22. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 16/XI, N 20, p. 22—23.

23. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 30/XI, N 22, p. 21.

24. New Scientist, 1981, v. 92, 17/XII, N 1284, p. 785.

25. C o v a u l t C. Shuttle data reveal new earth features. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 21/XII, N 25, p. 47—50.

26. C o v a u l t C. Shuttle crew finds performance crisp. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 14/XII, N 24, p. 59—63.

27. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 23/XI, N 21, p. 16—17.

28. Flight International, 1982, v. 121, 23/I, N 3794, p. 176.

29. Aerospace Daily, 1981, v. 112, 17/XI, N 11, p. 83—84.

30. S m i t h D. Titanium tiles considered for Shuttle.

Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 114, 1/VI, N 22, p. 54—55.

31. NASA Activities, 1981, v. 12, N 10, p. 20.

32. D a y L. E. The Space Shuttle orbital flight phase begins.

XXII Congress International Astronautical Federation, IAF-81-21.

33. Astronautics and Aeronautics, 1981, v. 19, N 10, p. 24.

34. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 14/XII, N 24, p. 13.

35. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 14/XII, N 24, p. 18—19.

36. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 10/VIII, N 6, p. 50—52.

37. L'Aeronautique et l'Astronautique, 1981, IV, N 89, p. 27.

38. Spaceflight, 1982, v. 24, N 3, p. 103—111.

39. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 17/VIII, N 7, p. 27—29.

Референт *Н. Н. Новичков*



## ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Радиолокационные системы наведения обеспечивают тактическому ракетному оружию высокую точность на больших дистанциях и лучшие характеристики при использовании в плохих погодных условиях, чем системы наведения, работающие в видимом и ИК диапазонах волн.

Развитие систем наведения УР определяется техническим прогрессом и совершенствованием оборонительных средств.

Происходит увеличение дальности действия ракет с радиолокационными системами наведения и сокращается их время полета до цели. Создаются ракеты, наводящиеся на источники радиопомех. Повышается помехозащищенность радиолокационных средств наведения. Разрабатываются малоуязвимые РЛС, а также РЛС, удаленные от ракетного комплекса. На случай массированных ударов создаются ракетные системы эшелонированной обороны, системы залпового огня с автономным радиолокационным наведением ракет.

В перспективных ракетных системах могут использоваться следующие технические новшества:

твердотельные генераторы высокой частоты и малошумные головки наведения;  
небольшие программируемые встроенные процессоры;

аналоговые и цифровые большие интегральные схемы (БИС); устройства, использующие эффекты поверхностной акустической волны;

узко- и широкополосные антенны, радиопрозрачные обтекатели и высокочастотные схемы;

малогабаритные, точные и быстро выставляемые инерциальные системы;

модульные фазированные антенные решетки;

первое поколение компонентов миллиметрового диапазона длин волн.

## ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ САМОНАВЕДЕНИЯ

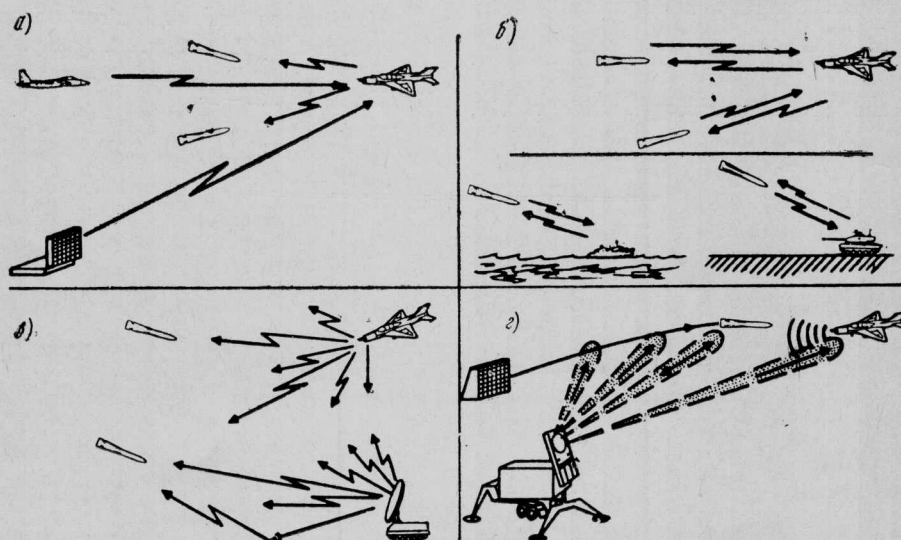
Существуют четыре основных типа радиолокационного самонаведения: полуактивный, активный, пассивный и ретрансляционный (рис. 1, табл. 1).

Ставший в настоящее время классическим радиолокационный полуактивный тип самонаведения связан с использованием одной или нескольких РЛС для подсвета цели, причем каждая РЛС способна в каждый момент времени сопровождать и подсвечивать только одну цель.

Радиолокационному полуактивному методу наведения отдавалось предпочтение при разработке управляемых ракет в 1960-х и начале 1970-х годов. Однако этот способ наведения УР становится малоэффективным в условиях массированных атак и применения противорадиолокационных ракет. В этой связи встал вопрос, каким образом может быть модифицировано классическое радиолокационное полуактивное самонаведение для использования в условиях массированных атак. В течение последних 10 лет в этой области наблюдались две тенденции развития (рис. 2):

применение на маршевом участке полета ракеты полуактивного метода самонаведения с низкой частотой обновления данных о цели и переход на конечном участке полета к активному радиолокационному самонаведению;

использование многофункциональной РЛС с электронным сканированием для наведения ракеты на протяжении всего полета к цели с помощью радиолокационной полуактивной системы самонаведения с низкой или высокой (в зависимости от времени полета) частотой обновления данных о цели, причем РЛС часто служит не только для подсвета нескольких целей одновременно, но и для их обнаружения и сопровождения.



а—полуактивное самонаведение; б—активное самонаведение; в—пассивное самонаведение;  
г—ретрансляционное самонаведение

Рис. 1. Основные типы системы радиолокационного самонаведения

Применение радиолокационных методов самонаведения

Тип наведения	Тип цели, дальность действия системы	Характер боевых действий	Диапазон частот*, ГГц
Полуактивное	Воздушная цель, средняя дальность	ПВО, воздушный бой	5→17
	Воздушная цель, малая дальность	ПВО	10→35
Активное	Наземная цель, малая дальность	Поражение танков и РЛС	35→94
	Наземная (надводная) цель, средняя дальность	Поражение важных наземных целей и надводных кораблей	10→35
	Воздушная цель, малая дальность	ПВО, воздушный бой	10→35
Пассивное	Воздушная цель, средняя дальность	ПВО, воздушный бой	5→35 8→17
	Наземная цель, средняя дальность	Поражение РЛС и центров связи	0,2→17
Ретрансляционное	Воздушная цель, средняя и большая дальность	ПВО	5→8
	Наземная цель, средняя и малая дальность	Ударные операции воздух—поверхность	10→17

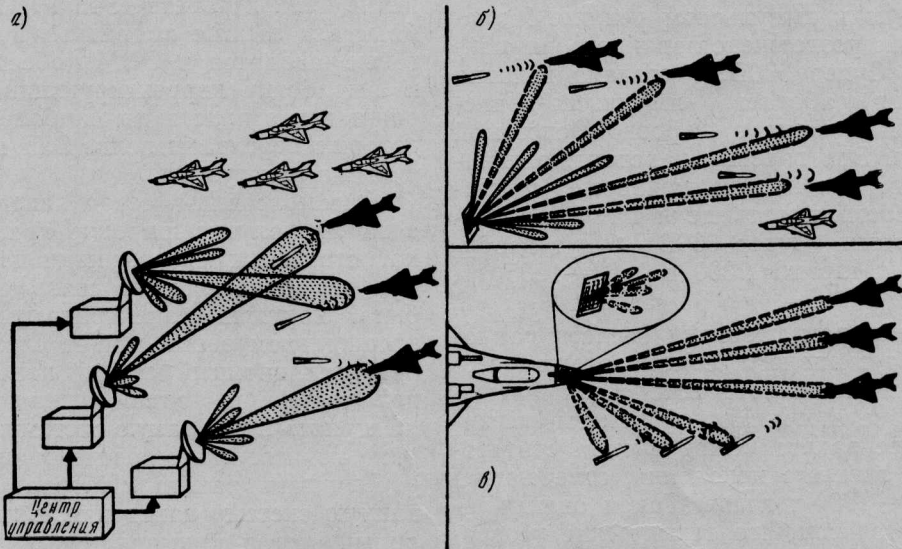
\* Стрелка указывает на тенденцию развития.

Хотя в настоящее время антенны с электронным сканированием слишком тяжелы и дороги для использования в большинстве бортовых РЛС, совершенствование производства твердотельных блоков позволит в будущем применять такие антенны и на самолетах.

Некоторые специалисты полагают, что использование антенн с электронным сканированием продлит существование ракет с радиолокационным самонаведением.

Однако опасность со стороны противорадиолокационных ракет, самонаводящихся на излучение

РЛС управления огнем, по-видимому, приведет к разработке малоуязвимых многолучевых РЛС LPIR (Low Probability-of-Intercept Radar) с очень слабыми боковыми лепестками диаграммы направленности, а также применению широкополосных кодированных сигналов с высоким коэффициентом заполнения импульсов. Для обеспечения малой уязвимости функциональное взаимодействие таких РЛС с бортовым оборудованием наведения ракет должно быть ограничено передачей корректирующих команд на среднем участке полета.



а—группа РЛС, каждая из которых сопровождает и подсвечивает только одну цель; сильная радиолокационная сигнатура; б—одна РЛС для подсвета нескольких целей за счет временного разделения сигналов; обеспечение ведения огня; сильная радиолокационная сигнатура; в—малоуязвимая РЛС для слежения и подсвета нескольких целей и передачи корректирующих команд на несколько ракет; высокая эффективность системы оружия, слабая радиолокационная сигнатура

Рис. 2. Эволюция радиолокационного полуактивного наведения



Для защиты от противорадиолокационных ракет РЛС управления огнем целесообразно удалить от места пуска ракеты и разместить ее на летательном аппарате, подобном самолету дальнего радиолокационного обнаружения и управления Боинг Е-3А АWACS; в этом случае реализуется так называемое бистатическое полуактивное самонаведение. Указанный метод изучается как в США, так и в Западной Европе, и он, возможно, является последним средством сохранить полуактивный тип радиолокационного самонаведения. Его, очевидно, можно будет использовать только на среднем участке полета ракеты, хотя бистатическое конечное самонаведение при уменьшенных флуктуациях отраженного сигнала имеет некоторые преимущества. Однако единственная РЛС все же может оказаться уязвимой в случае применения противником противорадиолокационных ракет с большой дальностью действия. Перегруженность спектра частот, на которых работают системы полуактивного самонаведения, и некоторые нерешенные проблемы помехозащищенности свидетельствуют о том, что время применения такого типа наведения на всей траектории полета ракеты, вероятно, уже прошло [1]. Тем не менее во многих зарубежных странах состоят на вооружении ракеты разных классов с радиолокационным полуактивным самонаведением, многие из которых предполагается сохранить до конца 1980-х годов. В частности, к таким ракетам относятся корабельные зенитные ракеты «Стандарт», «Си Спэрроу» и «Сидарт» и ракеты класса воздух—воздух «Спэрроу», «Скай Флеш» и «Супер 530». Для повышения характеристик указанных ракет класса воздух—воздух разработаны или создаются усовершенствованные радиолокационные полуактивные головки самонаведения, рассчитанные главным образом на повышение помехозащищенности и обеспечение возможности перехвата целей, летящих на фоне земли. Так, исходный вариант французской ракеты Матра «Супер 530», применяемой на самолете «Мираж» F.1, имеет головку полуактивного самонаведения Электроник Марсель-Дассо «Супер AD-26», работающую в импульсном режиме Xдиапазона частот. Для усовершенствованного варианта этой ракеты — «Супер 530D» — создана головка наведения, которая работает в импульсно-доплеровском режиме и связана с цифровой системой обработки данных. Эта головка наведения отличается более высокой помехозащищенностью и позволяет ракете перехватывать цели на фоне земных помех. Ракетами «Супер 530D» будут вооружаться самолеты «Мираж» 2000 в 1984—1985 гг. [1, 2].

Еще одним примером развития средств радиолокационного полуактивного самонаведения может служить английская ракета ВАе «Скай Флеш», созданная на основе американской ракеты «Спэрроу». Тем не менее ракета «Скай Флеш» считается новой ракетой третьего поколения, отвечающей требованиям 1980—1990-х годов. Такая оценка ракеты обосновывается тем, что технические усовершенствования обеспечивают ей более высокие характеристики по точности наведения, вероятности поражения и помехозащищенности, а также расширяют условия боевого применения. Ракета «Скай Флеш» рассматривается как единственная ракета

класса воздух—воздух средней дальности, пригодная для эффективного отражения массированных атак самолетов, летящих на малых высотах, в условиях интенсивных электронных помех [3, 4].

Высокие характеристики во многом обеспечиваются применением на ракете новой моноимпульсной головки самонаведения фирмы Маркони, работающей в диапазоне I. В головке используется гиросtabilизированная антенна с механическим приводом, обеспечивающим поворот антенны по азимуту и углу места. Приемник головки самонаведения и блок обработки сигналов выполнены с применением печатных плат. Такие особенности моноимпульсного приемника, как высокая чувствительность и узкий строб селекции по скорости, обеспечивают головке наведения эффективность в условиях местных помех и возможность различать отдельные самолеты в группе. Отмечается, что логические схемы блока обработки сигналов устойчивы к большинству типов электронных помех, которые могут применяться в ближайшем десятилетии [4].

Еще одной ракетой с радиолокационным полуактивным самонаведением, которая сохранится на вооружении в течение текущего десятилетия, является последняя модификация ракет семейства «Спэрроу», известная под обозначением AIM-7M\*. На этой ракете применена новая моноимпульсная головка самонаведения, что в сочетании с цифровой системой обработки сигналов и новым автопилотом обеспечивает ракете лучшую помехозащищенность и повышенную эффективность при перехвате целей, летящих на фоне земли [5].

Ретрансляционный метод радиолокационного самонаведения представляет собой разновидность полуактивного метода и связан с использованием многофункциональной РЛС, имеющей основную фазированную антенну. При таком методе наведения полуактивная головка самонаведения ракеты воспринимает отраженные от цели сигналы подсвета и определяет угловые координаты цели. Затем закодированные данные передаются с ракеты на РЛС, которая ведет одновременное сопровождение цели и ракеты. Эта РЛС принимает и обрабатывает данные от ракеты и данные о цели, которые вводятся в ЭВМ, обеспечивающую расчет и выработку корректирующих команд наведения ракеты для полета по наиболее эффективной траектории перехвата цели. Эти команды транслируются на ракету.

Рассмотренный метод наведения не получил и едва ли получит широкое применение из-за высокой стоимости многофункциональной РЛС и потому, что двусторонняя связь ракета—РЛС может быть нарушена электронными помехами. Подтверждением этого может служить тот факт, что ретрансляционный метод наведения пока применен только на одной зенитной системе Рейтеон «Патриот» и под такую систему не проектируется ни одна из известных перспективных ракет [1, 6].

Зенитная ракета «Патриот» имеет комбинированную систему наведения, в которой ретрансляционный метод применяется для наведения ракеты на конечном участке траектории. Система конечного самонаведения известна под обозначением

\* Вариант этой ракеты, используемый в корабельной зенитной системе «Спэрроу», имеет обозначение RIM-7M.



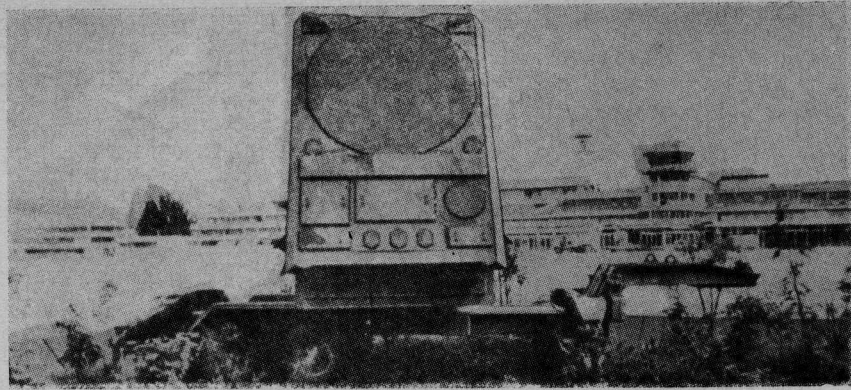


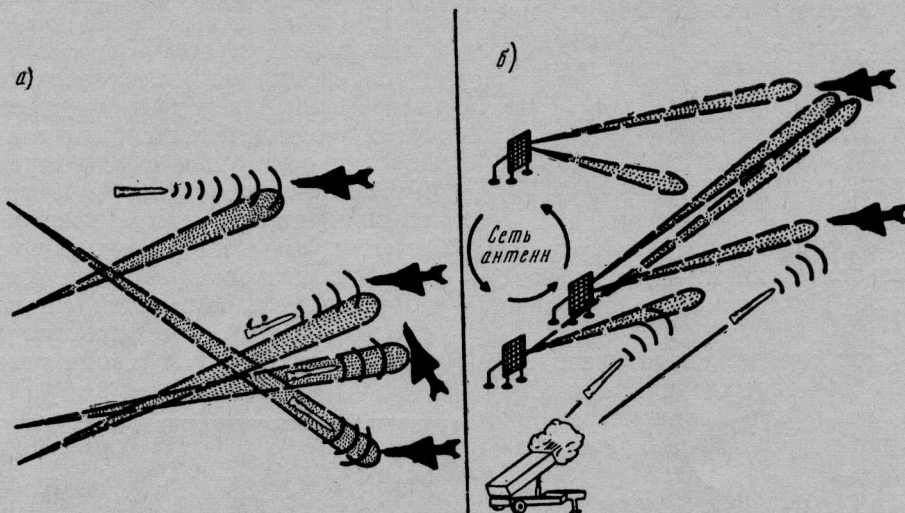
Рис. 3. РЛС AN/MPQ-55 системы ПВО «Патриот»

TVM (Track—Via—Missile), и ее бортовое оборудование включает плоскую гиросtabilизированную антенну, моноимпульсный приемник и передатчик. На среднем участке ракета выводится в зону цели по радиокомандам от наземной многофункциональной РЛС AN/MPQ-55. Эта РЛС обеспечивает обнаружение целей, их опознавание, слежение за ними и за ракетами, подсвет целей, а также прием данных от ракет и передачу на них команд наведения. Для выполнения всех этих функций РЛС имеет несколько антенн, размещенных на одной платформе, которая при развертывании системы на боевой позиции устанавливается с наклоном  $22,5^\circ$  (рис. 3). Большую часть платформы занимает круговая фазированная антенна диаметром 2,44 м, состоящая из 5161 излучающего элемента. Под этой антенной в центре находится антенна системы опознавания «свой—чужой», а справа от нее — круговая антенна ретрансляционной системы наведения TVM. В центре нижней части плоскости расположены три небольшие антенны системы РПД. Две антенны того же назначения находятся слева и справа у нижнего основания большой круговой антенны. РЛС работает на любой из 160 частот диапазона G (4—6 ГГц). Применение

метода выборки данных с временным уплотнением каналов позволяет РЛС наводить одновременно несколько ракет на разные цели и выбирать одну цель из группы. Утверждается, что применяемая на ракете «Патриот» комбинированная система наведения, действующая в комплексе с наземной РЛС, обеспечивает высокую точность перехвата воздушных целей, однако стоимость полной системы достаточно велика [6].

Указанные выше недостатки радиолокационных полуактивного и ретрансляционного методов наведения обуславливают широкое развитие активного метода наведения (рис. 4), который, по видимому, будет доминирующим на протяжении многих лет. Полагают, что активное радиолокационное наведение ракет на конечном участке траектории решит основные проблемы перехвата воздушных целей управляемыми ракетами, а именно: автономность ракет, всеракурсное наведение (в том числе на цели в нижней полусфере на фоне земли), одновременный перехват нескольких целей, и достаточная дальность действия ракет.

Поскольку дальность действия радиолокационной активной системы самонаведения ограничена апертурой антенны (определяемой диаметром кор-



а—операции воздух—воздух: эффективное ведение огня, всеракурсное наведение, перехват целей в нижней полусфере; слабая радиолокационная сигнатура; б—операции ПВО; эффективное ведение огня, сетевая система управления огнем, «мерцающая» радиолокационная сигнатура

Рис. 4. Применение управляемых ракет с радиолокационным активным самонаведением по воздушным целям

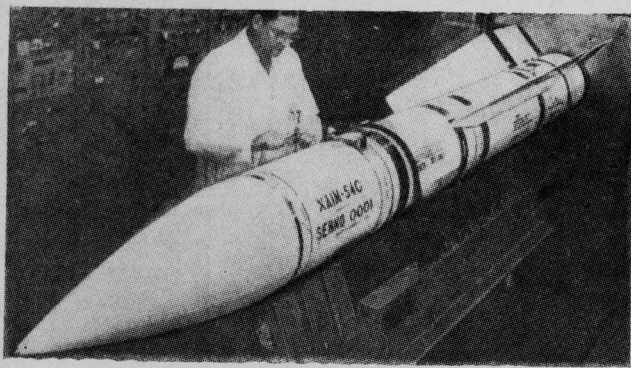


Рис. 5. Усовершенствованная ракета класса воздух—воздух Хьюз AIM-54С «Феникс»

пуса ракеты) и мощностью передатчика, для увеличения дальности действия ракеты должна использоваться комбинированная система наведения, в которой активная система самонаведения действует лишь на конечном участке полета. На среднем участке полета ракета может наводиться с помощью радиолокационной полуактивной системы или инерциальной системы с коррекцией по командам.

Комбинированная система наведения с радиолокационным полуактивным самонаведением на среднем участке и активным самонаведением на конечном участке траектории перехвата используется на ракетах класса воздух—воздух большой дальности Хьюз «Феникс» AIM-54 [1]. Эти ракеты являются основным вооружением самолетов Грумман F-14А, и для наведения ракет на среднем участке полета используется бортовой самолетный радиолокатор системы управления огнем AWG-9, который может одновременно отслеживать до 24 воздушных целей в условиях применения средств РПД. Система управления огнем обеспечивает наведение шести ракет на шесть разных целей при одновременном слежении еще за 18 целями [7]. Первый вариант ракеты «Феникс» — AIM-54А — состоит на вооружении с сентября 1974 г., а его производство прекращено в конце 1980 г. после выпуска более 2500 ракет. Создан и запущен в производство усовершенствованный вариант этой ракеты AIM-54С (рис. 5), на котором применены следующие усовершенствованные компоненты:

автопилот и бескарданный инерциальный блок, позволившие повысить точность наведения и дальность действия ракеты;

цифровой электронный блок обработки данных, функционально более гибкий и более надежный в работе, чем аналоговый блок ракеты AIM-54А;

твердотельный блок приемопередатчика, обеспечивший повышение общей надежности и характеристик подсвета цели при радиолокационном активном самонаведении ракеты на конечном участке;

система компенсации ошибок, образующихся в результате искажения радиосигналов при прохождении сквозь носовой обтекатель.

На собственные средства фирма Хьюз изучает дальнейшие пути модификации ракеты «Феникс», которые позволят повысить ее помехозащищен-

ность, улучшить характеристики выделения целей и еще больше расширить оперативную гибкость по сравнению с усовершенствованным вариантом AIM-54С. Для такой модификации необходимы следующие компоненты радиолокационной головки наведения и других систем ракеты:

новая антенна с небольшими боковыми лепестками диаграммы направленности;

более мощный передатчик для обеспечения работы в условиях электронных помех;

усовершенствованный приемник с более низким уровнем собственного шума, что позволит обнаруживать малоразмерные цели или обычные цели, но на большей дальности;

усовершенствованная система эталонной частоты на интегральных схемах, что повысит надежность ракеты [8].

Комбинированная система наведения, сочетающая инерциальное наведение на среднем участке и активное радиолокационное самонаведение на конечном участке, применяется сейчас на большинстве противокорабельных ракет классов поверхность—поверхность и воздух—поверхность. К ним относятся все варианты американской ракеты Макдоннелл-Дуглас «Гарпун», все модификации французской ракеты «Экзосет», а также ракеты «Отомат» Mk.2 (Франция—Италия), «Корморан» (ФРГ), «Пингвин» Mk.2 (Норвегия) и ASM-1 (Япония) [1, 5]. Под такие комбинированные системы проектируется и ряд новых ракет, в частности, усовершенствованная ракета класса воздух—воздух средней дальности Хьюз AMRAAM (рис. 6), предназначенная для замены ракет «Спэрроу» после 1986 г.

Ракета AMRAAM по сравнению с ракетой «Спэрроу» и другими ракетами этого класса будет иметь при меньших габаритах и весе большие дальность действия и скорость полета. Применение на ракете AMRAAM активной радиолокационной головки наведения снимает необходимость постоянного облучения цели бортовым самолетным радиолокатором, что позволяет обеспечить перехват в быстрой последовательности нескольких целей. В случае наличия на самолете радиолокатора, способного одновременно вести сопровождение одних целей и поиск других, окажется возможным почти одновременный перехват до шести целей. Указывается, что применение активной радиолокационной головки наведения с усовершенствованной системой обработки сигналов должно уменьшить дистанцию промаха до значения, характерного для ракет с ИК наведением. В сочетании с улучшенным взрывателем это приведет к значительному повышению поражающей способности ракеты, несмотря на ее вдвое меньшую боевую часть, чем у ракеты «Спэрроу». Кроме того, ракета AMRAAM

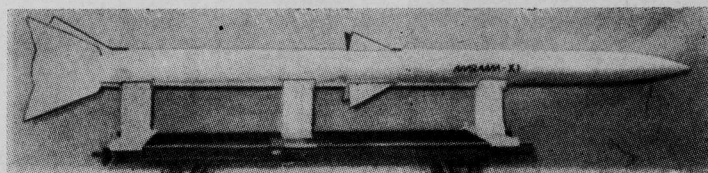


Рис. 6. Опытный вариант усовершенствованной ракеты класса воздух—воздух AMRAAM



**Развитие радиолокационного самонаведения ракет класса воздух — поверхность**

Тип радиолокационного самонаведения	Условия применения и направление развития
Полуактивное	Неперспективно, поскольку близко расположенная РЛС подсвета цели уязвима, а удаление РЛС вызывает проблему точного определения координат
Активное	<p>Поражение целей на небольшой дальности: некогерентная РЛС с короткими импульсами в диапазоне частот 35—94 ГГц; определение цели по контрастности и ЭПР, доплеровским методом и индикацией движущихся целей;</p> <p>Поражение целей на средней дальности: когерентная узкополосная РЛС со сжатием импульсов, работающая в диапазоне частот 10—35 ГГц; автономное обнаружение цели, различной на фоне местности, и корреляционное обнаружение целей, не различимых на местности</p>

по сравнению с ракетой «Спэрроу» будет более помехоустойчива, а применение твердотельных электронных блоков сделает ракету более надежной и облегчит ее обслуживание.

ВВС США планируют закупить ~20 000 ракет AMRAAM для вооружения самолетов Макдоннелл-Дуглас F-15 «Игл» (четыре ракеты под фюзеляжем и четыре — под крылом), Джеренал Дайнемик F-16 «Файтинг Фолкон» (до шести ракет), Грумман F-14 «Томкэт» (шесть ракет или их сочетание с ракетами «Феникс»), Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F-18 «Хонит» (шесть или восемь ракет). В европейских странах НАТО ракетами AMRAAM предполагается вооружить самолеты Макдоннелл-Дуглас F-4F, Панавиа «Торнадо» и Дассо-Бреге «Мираж» 2000 [9].

Наиболее очевидные направления развития радиолокационного активного наведения в операциях перехвата воздушных целей — повышение мощности передатчика и применение более широкой полосы рабочих частот. Постановщики помех являются основной угрозой активным головкам наведения, поскольку последние имеют ограниченное значение произведения апертуры  $\times$  мощность, являющегося показателем помехозащищенности системы. Тенденция к переходу на более широкую полосу частот (что уменьшает эффективную излучаемую мощность постановщика помех на единицу ширины полосы частот) будет усиливаться и окажет влияние на развитие высокочастотных широкополосных линейных усилителей мощности, высокочастотных схем и радиопрозрачных обтекателей антенн.

Считается, что в конечном счете увеличение мощности передатчика и расширение полосы частот радиолокационных активных головок наведения станет неэкономичным, хотя использование частот выше 10 ГГц должно отсрочить наступление такого положения. С точки зрения критерия стоимость — эффективность для поражения отдаленных источников помех может оказаться более целесообразным применение ракет большой дальности, оснащенных, например, ВРД. Таким образом, чем больше будет дальность действия таких ракет, тем дальше противник будет вынужден располагать источник помех. Известно, что если расстояние до источника помех увеличить на 50%, то способность активной радиолокационной головки «пробиться» сквозь зону помех и самонавестись на экранируемую помехами цель увеличивается на 25%.

Как указывалось выше, активное радиолокационное самонаведение до сих пор применялось главным образом на противокорабельных ракетах для поражения надводных целей, имеющих относительно большую ЭПР. В настоящее время наблюдается дальнейшее развитие активных головок самонаведения (табл. 2), которые обеспечат также возможности поражения в будущем наземных целей с небольшой ЭПР. Радиолокационные активные головки самонаведения миллиметрового диапазона (35—94 ГГц) с узким лучом и стробированием по дальности продемонстрировали возможность их всепогодного применения по неподвижным бронемашинам на небольшой дальности при наличии большинства типов местных помех и по движущимся целям фактически при любых мест-

ных помехах. В таких системах индикация движущихся целей оказывается особенно эффективной при радиальной скорости целей более 5—8 км/ч.

Ведутся работы, направленные на обеспечение способности активных головок самонаведения автономно запереться на цель после пуска ракет. Такая способность позволит увеличить расстояние, с которого может запускаться ракета, и повысить огневую мощь путем залпового пуска ракет при одном заходе на цель [1].

Ряд американских фирм разрабатывают головки наведения миллиметрового диапазона длин волн для малогабаритных противотанковых ракет класса воздух—поверхность и для поражающих элементов кассетного оружия. Основываясь на предварительных результатах экспериментальных и опытных работ по головкам миллиметрового диапазона, лаборатория вооружения ВВС США на авиабазе Эглин исследует возможность их применения для поражения таких важных стационарных целей, как нефтеперерабатывающие заводы, электростанции и мосты. Поскольку ВМС США тоже необходимо оружие для поражения подобных целей (портовые сооружения, склады и т. п.), оба рода вооруженных сил в июне 1980 г. пришли к соглашению о совместных работах по созданию и оценке систем наведения ракет в плохих погодных условиях (радиолокационные головки самонаведения миллиметрового диапазона и головки самонаведения с синтезированной апертурой, работающие в X и K диапазонах [10].

Разработка радиолокационных головок самонаведения миллиметрового диапазона длин волн ведется по программе малогабаритной ракеты WASP, рассчитанной на применение в системе оружия класса воздух—поверхность WAAM, предназначенной для поражения бронетанковой техники. На конкурсном этапе программы фирмы Хьюз и Боинг создали два варианта ракеты WASP (рис. 7 и 8).



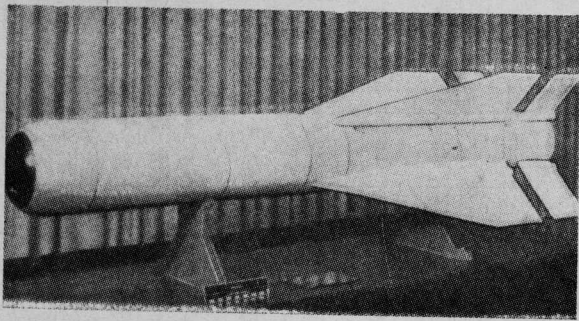


Рис. 7. Опытная ракета WASP фирмы Хьюз с радиолокационной головкой самонаведения миллиметрового диапазона (94 ГГц)

На ракете фирмы Хьюз применена головка самонаведения импульсного типа, работающая на частоте 94 ГГц и созданная этой же фирмой. На ракете фирмы Боинг используется головка самонаведения фирмы Сперри, которая работает на частотах нижнего предела миллиметрового диапазона (~39 ГГц) и представляет собой устройство непрерывного излучения с частотной модуляцией. Обе головки самонаведения рассчитаны на двухрежимное действие: для поиска и захвата цели головка работает в активном режиме, а по мере приближения к цели, когда отражение от ее многочисленных поверхностей может усложнить наведение, головка переключается на пассивный (радиометрический) режим и самонаводится на «естественное» излучение цели в миллиметровом диапазоне [10, 11, 12].

Проводятся работы, связанные с исследованием техники «контрастного отражения», которая позволяет выделить одну цель (обычно танк или бронемашину) на фоне местных помех по характерным признакам отраженного излучения [12].

В ряде изучаемых систем наведения используется техника картографирования с помощью РЛС, имеющей синтезированную апертуру. Один из таких методов представляет собой наведение с помощью инерциальной системы, корректируемой корреляционной системой. Для получения в полете карты

местности используется радиолокационная активная головка. Снятая карта сравнивается с исходной картой, заложенной в память бортовой ЭВМ в цифровой форме (рис. 9). Результаты сравнения карт и определенное на их основе направление полета ракеты используются для точной корректировки инерциальной системы.

Последний из рассматриваемых методов радиолокационного самонаведения, часто называемый пассивным, включает как самонаведение на источник радиопомех, так и самонаведение на РЛС. Этот метод, по-видимому, будет развиваться в сторону расширения полосы используемых частот и применения нескольких антенн. Будут реализованы возросшие возможности селекции импульсов, излучаемых определенной целью, а в некоторых случаях применен второй терминальный метод наведения, чтобы исключить потерю цели при выключении РЛС и повысить точность поражения. Полная ширина полосы частот систем самонаведения на радиолокационное излучение цели, по-видимому, будет ограничена характеристиками радиопрозрачности обтекателя, а низкочастотный предел — физическими размерами ракет. Поскольку точность определения направления и отношение рабочей длины волны к габаритам принимающего элемента связаны между собой, информация для наведения ракеты, вероятно, может быть получена каким-то другим, неавтономным способом, например, путем измерения времени прибытия одного и того же импульса тремя согласованными приемными станциями, среди которых могут быть и спутники. Однако такой способ относится к категории командного наведения, которое будет рассмотрено ниже [1].

Примером развития радиолокационных пассивных головок самонаведения может служить ракета. Техас Инструментс AGM-88 HARM (рис. 10), разработанная для ВМС и ВВС США и предназначенная для замены противорадиолокационных ракет первого поколения «Шрайк» и «Стандарт ARM». По сравнению с ними ракета HARM имеет более высокие летные характеристики и головку наведения, работающую в более широком диапазоне частот. Головка наведения имеет плоскую антенну и

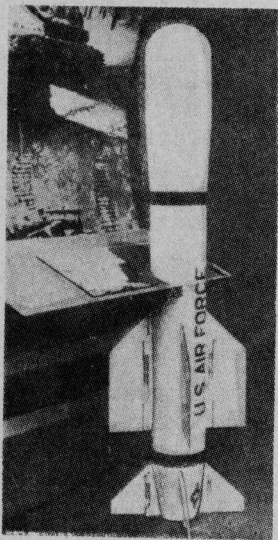
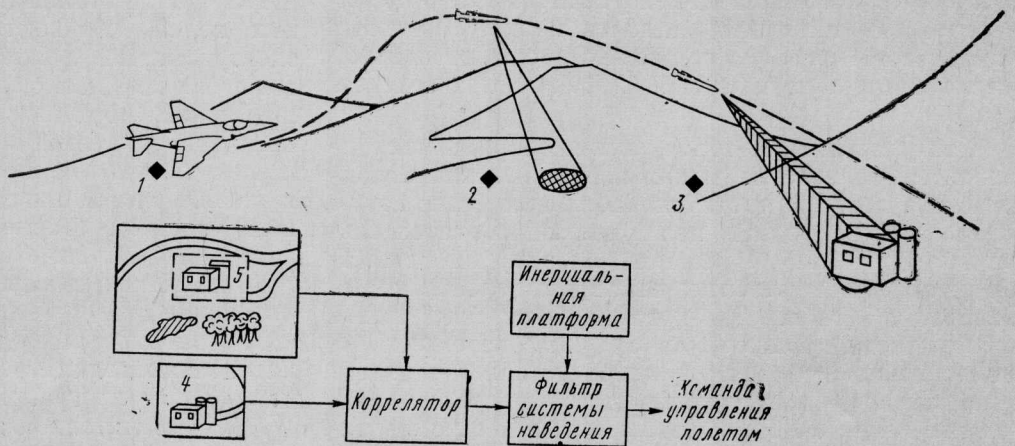


Рис. 8. Модель ракеты WASP фирмы Боинг



1—исходная карта местности, вводимая в память ЭВМ ракеты до ее пуска; 2—ориентир на маршруте ракеты; 3—переход на конечном наведении: переход к моноимпульсному самонаведению или введение последней поправки в инерциальную систему; 4—изображение, полученное РЛС с синтезированной апертурой; 5—изображение, хранящееся в памяти ЭВМ

Рис. 9. Схема наведения ракеты с помощью корреляционной системы, использующей РЛС с синтезированной апертурой



захватывает цель до пуска ракеты с самолета. Ракета может быть запрограммирована на завершение атаки цели после того, как последняя перестанет излучать высокочастотную энергию. Предусматриваются три режима действия системы ракеты HARM:

режим быстрого реагирования при обороне самолета-носителя, когда бортовые радиолокационные приемники последнего используются для опознавания целей, против которых должна действовать система ракеты HARM;

режим поражения случайных целей, при котором источники высокочастотного излучения обнаруживаются головкой самонаведения ракеты;

режим атаки цели, излучающей слишком слабые сигналы для записывания на них головки самонаведения.

Ракета HARM имеет стартовый вес 355—360 кгс, из которых на осколочную боевую часть приходится 65,8 кгс. Длина ракеты 4,2 м, диаметр корпуса 0,25 м, размах крыла 1,1 м. Скорость ракеты превышает число  $M=2$ , а дальность действия более 18,5 км.

Технические оценочные испытания ракет HARM в ВМС начались в мае и завершились в октябре 1981 г. В ноябре 1981 г. ВВС и ВМС США начали оценочные испытания ракет в условиях боевого применения. Для этих испытаний фирма Тексас Инструментс начала поставку ракет головной серии, предусматривающей выпуск 40 ракет [13, 14].

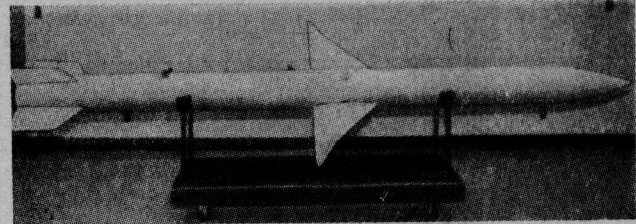


Рис. 10. Противорадиолокационная ракета Тексас Инструментс HARM

**ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАВЕДЕНИЯ НЕСАМОНАВОДЯЩИХСЯ РАКЕТ**

Тенденции развития радиолокационных систем, не относящихся к категории систем самонаведения (рис. 11), не проявляются столь четко, как у рассмотренных выше систем. В табл. 3 приведены общие сведения о применении радиолокационных систем, описываемых в настоящем разделе.

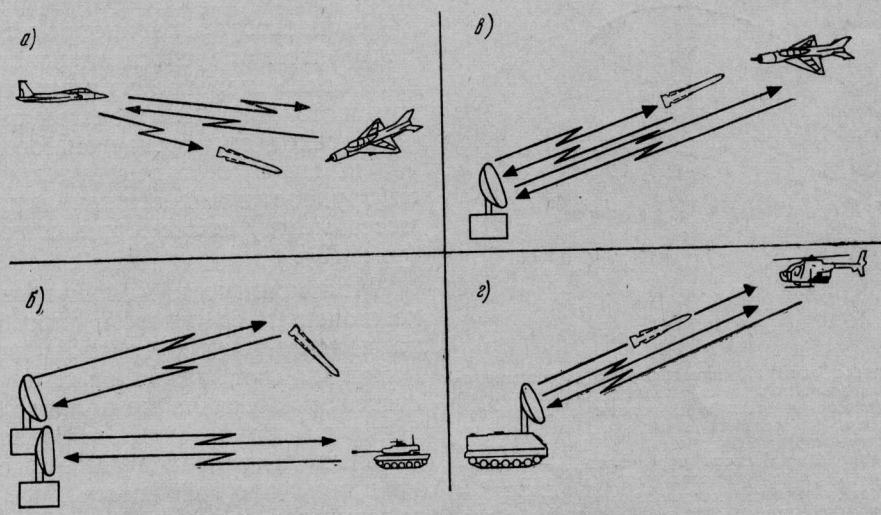
Одной из наиболее заметных тенденций развития радиолокационных систем рассматриваемого типа является совершенствование корректируемых по командам инерциальных систем наведения на среднем участке полета при низкой частоте использования новой информации. На конечном участке поле-

Таблица 3

**Применение радиолокационных систем несамонаводящихся ракет**

Тип наведения	Назначение, дальность действия	Диапазон частот, ГГц *
Инерциальное наведение с коррекцией по командам	Наведение на среднем участке траектории в операциях класса воздух — воздух, средняя и большая дальности	1,2 → 10
Командное наведение по линии визирования цели	Перехват воздушных целей в операциях ПВО и поражение бронетанковой техники в операциях класса поверхность — поверхность, малая дальность	17 → 35
Командное наведение по разности углов и расстояний	Поражение бронетанковой техники и вертолетов на стоянках в операциях класса поверхность — поверхность, малая дальность	94
По радиолокационному лучу	Поражение бронетанковой техники и вертолетов на стоянках в операциях классов поверхность — поверхность и воздух — поверхность, малая дальность	94 → 140

\* Стрелка указывает тенденцию развития.



а—инерциальное наведение с командной коррекцией; б—командная система наведения по разности углов и расстояний; в—командное наведение по линии визирования цели; г—наведение по радиолокационному лучу

Рис. 11. Основные типы радиолокационных систем несамонаводящихся ракет

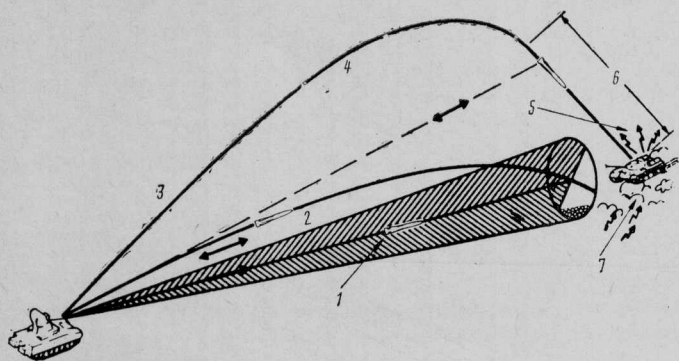
та происходит переключение на активное радиолокационное самонаведение. Другая тенденция тесно связана с использованием систем миллиметрового диапазона для радиолокационного наведения на небольшой дальности в операциях класса поверхность — поверхность и, возможно, поверхность — воздух для поражения вертолетов или противокорабельных ракет, летящих на предельно малых высотах.

Инерциальное наведение с командной коррекцией связано с применением малоуязвимых РЛС и (или) помехозащищенных систем распределения тактических данных. Соответствующие технические средства могут быть созданы, но экономические факторы могут задержать применение этого типа наведения до 1990-х годов.

Метод наведения ракет по командам на всей траектории их полета при перехвате воздушных целей, вероятно, не будет применяться снова, несмотря на малую стоимость бортовой аппаратуры ракеты. Точность такого наведения обратно пропорциональна дальности до цели, а необходимость использования РЛС для управления только одной ракетой серьезно ограничивает эффективность такой системы оружия [1].

Характеристики командной системы или системы наведения по радиолокационному лучу могут быть улучшены путем сужения луча РЛС управления огнем, особенно в операциях по наземным целям в условиях местных помех. Следовательно, решение лежит в применении РЛС миллиметрового диапазона, которые обеспечивают более высокое разрешение, чем РЛС сантиметрового диапазона при одинаковых размерах антенны [1, 12].

При умеренных требованиях к дальности действия радиолокационная командная система наведения по линии визирования цели и система наведения по радиолокационному лучу считаются приемлемыми в операциях против танков и вертолетов и в боевых условиях превосходят ИК системы. Применение наведения по лучу РЛС миллиметрового диапазона, вероятно, менее проблематично, чем системы с сопровождающим цель наземным радиолокатором, особенно в условиях наличия нескольких путей отраженного радиолокационного сигнала,



1—траектория полета ракеты с системой наведения по радиолокационному лучу; высокая помехозащищенность, низкая стоимость, не требуется траекторных расчетов; 2—траектория ракеты с командной системой наведения по линии визирования цели; меньшая помехозащищенность, большая стоимость, требует наличия ВЧ маяка и траекторных расчетов; 3—восходящая часть траектории; 4—траектория ракеты с системой наведения по разности углов и расстояний; меньшая помехозащищенность, высокая стоимость, требуются ВЧ ретранслятор и сложные траекторные расчеты; 5—отраженные сигналы; 6—конечный участок траектории; 7—местные помехи

Рис. 12. Схемы траекторий полета ракет класса поверхность — поверхность с разными радиолокационными системами самонаведения

приводящих к ошибке в определении угла места цели. Ведется поиск практических решений проблем управления огнем, возможно, путем расширения полосы частот, включая «окно», соответствующее 140 ГГц, с тем чтобы для плохих метеоусловий иметь систему наведения, дополнительную к ИК системе или наведению по лучу лазера на двуокиси углерода.

Радиолокационное командное наведение по линии визирования цели в миллиметровом диапазоне может быть объединено с радиолокационным сопровождением цели. Несколько более высокая стоимость командного метода наведения по линии визирования цели по сравнению с наведением по радиолокационному лучу, вероятно, оправдывается, если законы управления ракетой будут зависеть от разности дальности до ракеты и цели. Как видно из рис. 12, эта система наведения может обеспечить формирование траектории полета ракеты не только по углу упреждения, как обычно.

### ПЕРСПЕКТИВЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КОМПОНЕНТОВ СИСТЕМ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАВЕДЕНИЯ

В данном разделе будут рассмотрены лишь основные проблемы разработки радиоаппаратуры ВЧ и миллиметрового диапазона, а также аналоговых и цифровых систем обработки данных. Основные усилия в области компонентов и подсистем ВЧ и миллиметрового диапазонов связаны с разработкой с помощью САПР антенн и сверхвысокочастотной (СВЧ) интегральных схем. Гибридные СВЧ схемы сочетают в себе пассивные и активные устройства с полосковыми элементами. Увеличение числа небольших функциональных блоков на СВЧ интегральных схемах позволяет устанавливать их на кардановом подвесе головки наведения, что снижает высокочастотные потери и уменьшает длину проводки.

Разработка активных устройств на твердотельных схемах высокочастотного и миллиметрового диапазонов привела к общим определенным достижениям, особенно в спектре частот порядка 10 ГГц. Дальнейшее повышение эффективности мощных ВЧ транзисторов, лавиннопролетных диодов и диодов с эффектом переноса электронов поможет обеспечить более широкое применение в будущем активных высокочастотных систем самонаведения.

Переход от перегруженного диапазона X к более высоким частотам будет, однако, сдерживаться трудностями достижения приемлемого компромисса между атмосферными потерями и апертурой (рис. 13).

Маломощные и малозумные высокочастотные компоненты во многом способствовали развитию радиолокационных головок наведения. Так, если несколько лет назад вполне удовлетворительным считалось обеспечение полного шума головки наведения на уровне 7 дБ, то в настоящее время у отдельных компонентов удалось снизить уровень шума при комнатной температуре до менее 2 дБ, а у головок наведения в целом возможно снижение шума до 4 дБ. Все это пока относится только к головкам наведения, работающим на частотах 10 ГГц, хотя уже намечается перспектива создания мало-



шумных компонентов для диапазонов частот 15—17 ГГц и >35 ГГц.

Среди технических достижений, определивших развитие широкополосных радиолокационных головок наведения, следует прежде всего отметить схемы, разработанные с помощью ЭВМ, и активные твердотельные компоненты гигагерцевого диапазона частот.

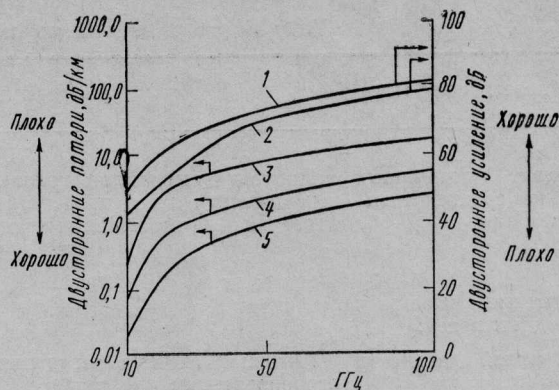
Эти компоненты дополняются фильтрами и блоками настройки на иттрий-железном гранате и линиями задержки поверхностной акустической волны.

В области аналоговых устройств обработки сигналов следует отметить появление программируемых модульных логических схем и совершенствование аналоговых БИС, которые развиваются параллельно с цифровыми БИС. Это способствует разработке многоканальных приемников, необходимых для многоимпульсных и широкополосных приемников противорадиолокационных ракет.

Разработка программируемых цифровых процессоров первого поколения вызвала революцию в конструкции радиолокационных головок наведения, которая по своей роли эквивалентна появлению тепловизионных головок. Благодаря увеличению быстродействия, уменьшению потребляемой мощности и занимаемого процессорами объема характеристики активных головок самонаведения резко улучшились.

Совершенствование головок наведения идет по пути обеспечения автономного обнаружения целей, выбора формы сигнала, отфильтровывания местных помех, компенсации ошибок оборудования, парирования воздействия средств РПД, уменьшения величины промаха. Это относится как к головкам наведения, используемым в настоящее время на ракетах для перехвата воздушных целей, так и к перспективным головкам наведения ракет для поражения наземных целей. Перспективные головки наведения должны быть спроектированы с учетом использования одного или нескольких цифровых процессоров, имеющих достаточно большую емкость памяти. Современные процессоры ракет с радиолокационным наведением имеют быстродействие ~1 млн. операций/с и емкость памяти в 15 000 слов. На перспективных ракетах быстродействие процессоров, возможно, будет увеличено до 3 млн. операций/с, а емкость памяти — до 30 000 слов без повышения их стоимости.

Что касается тенденций развития математического обеспечения для военных программ, то они во многом аналогичны путям развития матобеспечения гражданских систем; наблюдается, в частности, переход на языки более высокого уровня. ЗУ, программируемые или с фиксированной структурой записи, могут располагаться в разных местах конструкции радиолокационной головки наведения. Например, одно из таких ЗУ может быть предназначено для компенсации искажений сигналов обтекателей, другое — для устранения нелинейности некорректируемой инерциальной платформы, третье — для изменения коэффициентов фильтра. В ближайшем будущем возможно появление постоянных ЗУ с электрически изменяемой структурой записи, которые позволят выборочно перепрограммировать (т. е. вносить поправки в соответствии с изменением боевой обстановки) один или более процессоров. В этом случае, вероятно, будет использоваться во-



1—диаметр корпуса ракеты 0,2 м; 2—диаметр корпуса ракеты 0,13 м; 3—интенсивность осадков 12 мм/ч; 4—интенсивность осадков 4 мм/ч; 5—интенсивность осадков 1 мм/ч

Баланс усиления и потерь для ракеты с диаметром корпуса 0,2 м при полете в 10-километровой зоне дождя

Частота, ГГц	10	35	94
Усиление, дБ	48	70	86
Потери при интенсивности дождя 1 мм/ч, дБ	0,15	3,0	11,0
Потери при интенсивности дождя 12 мм/ч, дБ	3,0	40,0	100

Рис. 13. Проблемы высокочастотного наведения ракеты в условиях дождя

локонно-оптическая проводка, исключая необходимость вскрытия герметизированных секций систем наведения ракет.

В отдаленном будущем возможно создание процессора на интегрально-оптических схемах, представляющего собой монолитную конструкцию, которая позволяет манипулировать фотонами так же, как электронами, например использовать их для фильтрации и усиления сигнала. Такие системы будут более эффективны, чем электронные, при выполнении параллельных операций, таких, например, как обработка информации при картографировании местности.

Результаты анализа общих тенденций развития радиолокационного наведения ракет представлены в табл. 4, а тенденций развития соответствующих технических средств — в табл. 5.

Большие перспективы повышения эффективности борьбы с воздушными целями открывает временное разделение подсвета целей радиолокатором с фазированной антенной решеткой и применение радиолокационного активного самонаведения на конечном участке, которое обеспечивает достижение полной автономности ракеты при небольшой дальности действия и значительную автономию при перехвате целей на средней и большой дистанциях. Активное самонаведение на конечном участке позволяет выбирать форму излучения для обеспечения всепогодности действия системы и выделения целей в нижней полусфере на фоне земли. Считается, что техника активных головок наведения в диапазоне 10—15 ГГц уже создана, но пока отсутствуют недорогие системы, работающие в перспективном диапазоне 35 ГГц.

Проблема уязвимости РЛС управления огнем может быть решена применением многолучевого радиолокатора на самолете, находящемся на безо-

Тенденции развития радиолокационных методов наведения УР

Вид боевых операций	Тенденции развития	Ожидаемое улучшение характеристик
Перехват воздушных целей на средней дальности	Полуактивный метод наведения: использование фазированных антенн и дискретной информации, командно-инерциальное наведение + многорежимная активная головка самонаведения	Повышение боевой эффективности системы оружия; автономное и всеракурсное применение; перехват целей в нижней полусфере на фоне земли
Поражение наземных и надводных целей:		
на малой дальности	Активная система наведения миллиметрового диапазона со стробированием по дальности	Поражение бронемашин на фоне местных помех
на средней дальности	Активная корреляционная ГСН, работающая в диапазоне 10—35 ГГц; антенна с синтезированной апертурой	Поражение надводных кораблей на фоне местных помех и наземных целей по картографическим ориентирам
Поражение радиоизлучающих целей	На среднем участке — самонаведение на радиолокационное излучение цели в диапазоне 0,2—16 ГГц; на конечном участке — активное самонаведение на частотах 10—94 ГГц	Поражение РЛС и источников радиопомех, использующих прерывистый режим работы
Поражение целей ракетами без самонаведения	Наведение по лучу и по разности расстояний и углов в миллиметровом диапазоне (35—140 ГГц)	Всепогодное применение, поражение танков и вертолетов на небольших дистанциях, низкая стоимость ракет

Таблица 5

Тенденции развития радиолокационной техники для управляемых ракет

Область техники	Перспективные компоненты
Высокочастотная техника: узкополосные системы	Моноимпульсные антенны, разрабатываемые с помощью САПР; микроволновые интегральные схемы; полевые транзисторы, смесители и ганновские генераторы с низким уровнем шумов, высокоомощные сумматоры на лавинопролетных диодах; эталоны задержки поверхностной акустической волны; генераторы спектра сигнала
широкополосные системы	Антенны, разрабатываемые с помощью САПР; блоки формирования режимов работы; многоканальные приемники незатухающей волны
Техника миллиметрового диапазона	Отражательные антенны; моноимпульсный облучатель; приемопередатчики на интегральных твердотельных схемах; генераторы на лавинопролетных диодах и устройствах с переносом электронов; системы с низким уровнем шумов и потерь
Процессоры для обработки сигналов	Встроенные блоки основного процессора; аналоговые и цифровые БИС, выполненные по стандартам или с учетом некоторых требований заказчика; программирование на языке более высокого уровня
Малоизученные возможности	Гигабитные логические схемы ( $G_a : A_s$ ); сверхбольшие интегральные схемы; волоконно-оптические линии передачи информации; интегрально-оптические схемы (для параллельной обработки сигналов)

пасном расстоянии. Это, однако, потребует от систем полуактивного наведения ракет работы в сложном временном режиме и декодирования сигналов, что необходимо для автономных операций при наличии нескольких целей в условиях помех. Другим решением может быть применение малоуязвимых РЛС. Доработка радиолокационной системы наведения ракет должна будет заключаться только в организации канала для коррекции инерциальной системы на среднем участке (на конечном участке сохранится самонаведение). Применение малоуязвимых РЛС для подсвета цели при полуактивном самонаведении не ожидается.

Совершенствование ракет для поражения наземных целей в любых погодных условиях может происходить следующими путями. Один из них — применение РЛС с синтезированной апертурой или доплеровских датчиков для картографирования местности узким лучом.

Другой путь — использование миниатюрных РЛС миллиметрового диапазона (частоты 35—94 ГГц). На небольшой дальности такие РЛС способны осуществлять слежение по контрасту за неподвижными военными машинами, используя некогерентные стробированные по дальности короткие импульсы или приемопередатчик с частотной модуляцией и непрерывным режимом излучения.

Радиолокационные системы без самонаведения, применение которых ограничено или наведением только на среднем участке траектории, или наведением на небольшой дальности, не имеют тенденции к существенным изменениям. Возможное исключение составляет использование малоразмерных РЛС миллиметрового диапазона, обеспечивающих создание остронаправленных лучей при наличии относительно небольшой антенны. Почти в десять раз более узкий луч и в 100 раз большее увеличение апертуры при частоте 94 ГГц по сравнению с частотой 10 ГГц стимулируют использование наведения по командам или лучу для ракет класса поверхность—поверхность и, возможно, для перехвата вертолетов.



Системы миллиметрового диапазона, которые некоторое время считались бесперспективными, все нашли потенциальное, хотя и ограниченное, военное применение в активных радиолокационных головках наведения ракет небольшой дальности действия и в некоторых РЛС мобильных систем управления огнем. Наиболее вероятной перспективой применения компонентов миллиметрового диапазона являются ракеты и артиллерийские снаряды с системой наведения, запирающейся на цель после пуска ракет или выстреливания снарядов.

Совершенствование средств обработки данных тесно связано как с развитием отдельных устройств, так и с объединением их в БИС. Ведущую роль здесь, возможно, будут играть гигабитные логические схемы, сверхбольшие интегральные схемы, волоконно-оптические каналы связи и в отдаленном будущем—интегрально-оптические процессоры.

Использование многообещающих технических новинок зависит от ряда факторов, и перспективы своевременной разработки какой-либо надежной и приемлемой по стоимости новой системы весьма неопределенны [1].

1. Maurer H. A. Trends in Radar Missile Guidance. International Defense Review, 1980, v. 13, N 9, p. 1415—1421.
2. Flight International, 1980, v. 118, 15/XI, N 3732, p. 1889.
3. Flight International, 1979, v. 111, 9/IV, N 3552, p. 894—896.
4. International Defense Review, 1979, v. 12, N 6, p. 951, 953.
5. Flight International, 1981, v. 119, 30/V, N 3670, p. 1638, 1639, 1642, 1643, 1647, 1648.
6. Flight International, 1981, v. 120, 5/IX, N 3774, p. 43, 44, 49—51.
7. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 114, 2/III, N 9, p. 6—7.
8. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 21/IX, N 12, p. 79, 81, 83.
9. Interavia Review of AAA, 1981, v. 36, VIII, N 8, p. 811—812.
10. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 114, 9/III, N 10, p. 202.
11. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 3/VIII, N 5, p. 52.
12. Interavia Review of AAA, 1981, v. 36, XII, N 12, p. 1251.
13. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 9/XI, N 19, p. 23.
14. Flight International, 1981, v. 120, 19/XII, N 3789, p. 1819.

Референт М. В. Смирнова.  
Редакторы: В. Г. Коняев, Ю. Я. Шилов.

УДК 629.7:623.74.003.2(73)

## ПЛАНЫ ФИНАНСИРОВАНИЯ АВИАЦИОННО-РАКЕТНЫХ ПРОГРАММ США в 1983 ф. г.

В феврале 1982 г. администрация Рейгана представила конгрессу проект военного бюджета на 1983 финансовый год, который начнется 1 октября 1982 г. Характерными особенностями этого проекта бюджета являются финансирование долгосрочных закупок, ускорение производства некоторых систем оружия и увеличение ассигнований на НИОКР. Проект военного бюджета на 1983 ф. г. предусматривает общие ассигнования в сумме 257,98 млрд. долл. и расходы в сумме 215,9 млрд. долл. по курсу 1983 ф. г. Военные расходы в 1983 ф. г. составят 28,5% всего федерального бюджета и 6,3% валового национального продукта. В 1982 ф. г. доля военных расходов в валовом национальном продукте составляла 5,9%, а к 1987 ф. г. ожидается ее увеличение до 7,4%. Отмечается, что 31% военных расходов 1983 ф. г. пойдет на продолжение работ по программам, начатым в предыдущие годы, 17% — на эксплуатацию и техобеспечение военной техники и 7% — на оплату новых контрактов [1, 2, 3].

В табл. 1 приведено сравнение основных показателей военных бюджетов на 1982 и 1983 ф. г. [1, 2], а в табл. 2 — распределение ассигнований по родам войск в 1983 ф. г. [1, 4, 5].

Из указанной в табл. 1 суммы увеличения общих ассигнований в 1983 ф. г. (43,75 млрд. долл.) 13,5 млрд. долл. приходится на инфляцию, причем министерство обороны при составлении проекта бюджета на 1983 ф. г. по закупкам военной техники исходило из годового темпа инфляции 8,5%.

В 1983 ф. г. министерство обороны намерено добиваться выделения общих ассигнований в размере 89,55 млрд. долл. для приобретения военной техники. Эта сумма на 24,19 млрд. долл. превышает ассигнования на закупки, утвержденные в 1982 ф. г. [1]. На приобретение самолетов и вертолетов, включая запчасти и модификацию, запрашивается ~32,4 млрд. долл., что на 25% больше ассигнований 1982 ф. г. и на 81% больше фондов 1981 ф. г. На закупки ракет планируется 13,1 млрд. долл., что на 37% превышает ассигнования 1982 ф. г. [5].

Таблица 1  
Военные бюджеты 1982 и 1983 ф. гг.  
(млрд. долл. по курсу 1983 ф. г.)

Категории финансирования	1982 ф. г.	1983 ф. г.	Увеличение ассигнований в 1983 ф. г.
Общие ассигнования	214,23	257,98	43,75
Расходы	182,8	215,9	33,1
Закупки военной техники (общие ассигнования)	65,4	89,5	24,1
НИОКР (общие ассигнования)	20,0	24,26	4,26
Эксплуатация и техобеспечение (общие ассигнования)	62,12	69,39	7,27

Таблица 2  
Распределение общих ассигнований на 1983 ф. г.  
по родам войск (млрд. долл.)

	ВВС	ВМС	Армия
Общие ассигнования	78,37	88,02	60,74
в том числе:			
закупки самолетов и вертолетов	~17,8	11,58	~2,8
закупки управляемых ракет	~7,0	3,2	2,8
НИОКР	11,2	6,2	4,5

На НИОКР министерство обороны запрашивает в 1983 ф. г. 24,26 млрд. долл., что на 4,26 млрд. долл. превышает фонды, ассигнованные в 1982 ф. г. Распределение фондов на НИОКР свидетельствует о повышенном внимании министерства обороны к завершающимся разработкам, а также к программам совершенствования существующих систем оружия. Главными направлениями НИОКР являются работы в области стратегического вооружения и основные технические исследования. Наряду с этим отмечается, что ~60 программ НИОКР были закрыты по разным причинам, в том числе и из-за высокой стоимости. Хотя сумма запроса на НИОКР увеличивается, доля этих ассигнований в общем военном бюджете впервые понизилась до 9%. В предыдущие годы эта доля обычно составляла не меньше 10% [2, 4].

Распределение фондов на НИОКР по родам войск и основным направлениям приведено в табл. 3 [4].

Таблица 3  
Ассигнования, запрашиваемые на НИОКР в 1983 ф. г.  
(млрд. долл.)

	ВВС	ВМС	Армия
Общие ассигнования	11,2	6,2	4,5
в том числе:			
стратегические программы	4,9	0,669	0,919
тактические программы	2,2	3,7	1,6
связь и разведка	1,4	0,248	0,073
основные технические исследования	0,179	0,853	0,222
разработка опытных образцов оружия	5,9	2,0	1,7

Фонды, запрашиваемые в 1983 ф. г. на основные технические исследования, на 10% превышают ассигнования 1982 ф. г. и включают 3,2 млрд. долл. на фундаментальные исследования, 3,6 млрд. долл. на прикладные поисковые исследования и разработки и 4,3 млрд. долл. на демонстрацию перспективной техники.

Всего на НИОКР по стратегическим системам оружия министерство обороны просит в 1983 ф. г. 6,6 млрд. долл., что на 3% больше фондов 1982 ф. г. Этот запрос отражает планы модернизации стратегических сил и предусматривает фи-

нансирование программ бомбардировщика «Стелс», бомбардировщика Рокуэлл В-1В, МБР наземного базирования М-Х и стратегической баллистической ракеты «Трайидент» D-5, запускаемой с подводных лодок, а также армейской программы ПРО.

На НИОКР по тактическим системам оружия в 1983 ф. г. запрашивается 7,6 млрд. долл., что на 4% превышает фонды, ассигнованные в 1982 ф. г. Это увеличение отражает новые принципы планирования в этой области, в соответствии с которыми предпочтение отдается совершенствованию существующих систем оружия, а не разработке новых.

По заявлению одного из официальных представителей министерства обороны, «тактические системы оружия будут усовершенствованы за счет повышения характеристик отдельных компонентов и узлов, и никаких крупных начинаний в области НИОКР не предвидится. Министерство обороны решило повысить темпы производства существующих самолетов и расширить задачи этого вида вооружения. В свете этого фонды на НИОКР будут использоваться для разработки новых систем для существующих самолетов».

Управление перспективных исследований министерства обороны (DARPA) запрашивает в 1983 ф. г. 756,8 млн. долл. на НИОКР в разных областях, в том числе на работы по технике стратегического оружия 151,9 млн. долл. и по тактическому оружию 93,9 млн. долл., а также на оборонные научные исследования 112,1 млн. долл. и на технику обработки материалов 15,4 млн. долл. На технику пучкового оружия в 1983 ф. г. предполагается затратить 31 млн. долл., а на ряд программ лазерного оружия 151,9 млн. долл. Эти программы связаны главным образом с работами по высокоэнергетическим лазерам (44,7 млн. долл.) и с экспериментальной оценкой новой техники (71 млн. долл.). В рамках последней 35 млн. долл. выделяются на программу «Тэлон Гоулд», предусматривающую разработку систем нацеливания лазеров, 21,8 млн. долл. на технику химических лазеров и 14,2 млн. долл. на экспериментальную демонстрацию усовершенствованных оптических систем [4].

В отличие от предыдущего финансового года в 1983 ф. г. рост ассигнований на эксплуатацию и техобеспечение военной техники в процентном выражении не превышает рост фондов на закупки и НИОКР, но все же составляет 6,3%. Указывается, что для поддержания более высокого уровня боеготовности увеличиваются ассигнования на техобслуживание на уровне среднего и капитального ремонта в специализированных мастерских [1].

Ниже рассматриваются особенности проекта бюджета на 1983 ф. г. по родам войск. Данные об основных ассигнованиях, запрашиваемых на военные программы в 1983 ф. г., сведены в табл. 4, где для сравнения приведены общие ассигнования, утвержденные на 1982 ф. г. [1, 2, 4, 5].

#### ВВС

На 1983 ф. г. ВВС запрашивают общие ассигнования в сумме 78,37 млрд. долл., из которых на закупки самолетов предполагается израсходовать ~17,8 млрд. долл., на закупки ракет ~7 млрд. долл.,



Изделия боевой техники	Ассигнования, утвержденные на 1982 ф. г., млн. долл.	1983 ф. г., млн. долл.		
		Ассигнования на закупку боевой техники и запчастей (в скобках) Количество закупаемых единиц оружия	Ассигнования на НИОКР	Общие ассигнования
<b>УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ</b>				
<b>ВВС</b>				
Усовершенствованная МБР MGM-118A М-Х	1974,0	1446,0 (50,7) 9	2759,0	4463,0*
МБР Боинг «Минитмен» 2 и 3	130,8	—	13,0	13,0
Крылатая ракета воздушного базирования Боинг AGM-86B ALCM	803,1	664,5 (12,2) 440	186,8	863,5
Крылатая ракета наземного базирования Джeneral Дайнемикс BGM-109 GLCM	505,6	519,9 (10,8) 120	28,6	644,7*
Техника перспективных крылатых ракет	30,1	—	26,8	26,8
Тактическая ракета класса воздух—поверхность Хьюз AGM-65D «Мейврик» с тепловизионной головкой наведения	249,8	342,6 (10,5) 2560	5,4	358,5
Ракета класса воздух—воздух средней дальности Райтеон-Дженерал Дайнемикс AIM-7F «Спэрроу»: для ВВС	222,2	198,6 (9,7) 1300	—	208,3
для ВМС	140,9	132,8 (5,7) 670	—	138,5
Ракета класса воздух—воздух для ближнего боя Райтеон-Форд Аэроспейс AIM-9L «Сайдундер»: для ВВС	138,0	114,7 (1,0) 1920	—	115,7
для ВМС	51,9	41,5 (1,6) 500	—	43,1
Усовершенствованная ракета класса воздух—воздух Хьюз AMRAAM (ВВС и ВМС)		4,8	207,6	212,4
Средства борьбы с самолетами дальнего обнаружения и управления		—	10,6	10,6
Противорадиолокационная ракета класса воздух—поверхность Инструментс AGM-88A HARM: для ВВС	97,3	159,8 (9,3) 206	4,8	173,9
для ВМС	127,3	176,8 (8,7) 208	1,9	187,4
Ракета большой дальности для подавления средств ПВО		—	38,9	38,9
Система ракеты-антиспутника ASAT		—	218,3	218,3
Общие проблемы противокосмической обороны		—	213,5	213,5
Программа усовершенствованных головных частей стратегических ракет ASMS**	100,0	—	50,1	50,1
Зенитная ракета ВАе «Рапира»	148,1	98,9	—	98,9
<b>ВМС</b>				
Стратегические ракеты, запускаемые с подводных лодок:				
Локхид UGM-73A «Посейдон»	18,7	9,7	—	9,7
Локхид UGM-96A «Трайидент» 1 (С-4)	953,2	742,8 72	36,2	779,0
Локхид «Трайидент» 2 D-5	232,5	127,5	239,2	366,7

\* Включая ассигнования на военное строительство.

\*\* Ранее программа имела обозначение ABRES.

Изделия боевой техники	Ассигнования, утвержденные на 1982 ф. г., млн. долл.	1983 ф. г., млн. долл.		
		Ассигнования на закупку боевой техники и запчастей (в скобках)	Ассигнования на НИОКР	Общие ассигнования
Крылатая ракета морского базирования Джeneral Дайнэмикс BGM-109 «Томагавк»	378,5	292,2 (16,2) 120	96,9	405,3
Крылатая ракета средней дальности класса воздух—поверхность Джeneral Дайнэмикс MRASM («Томагавк 2»)			19,9	19,9
Противокорабельная ракета Макдоннелл-Дуглас RGM/AGM-84A «Гарпун»	234,3	236,1 (30,6) 231	1,9	268,6
Тактическая ракета класса воздух—поверхность Хьюз AGM-65E «Мейврик» с лазерным наведением	5,0	33,1 90	—	33,1
Ракета класса воздух—воздух большой дальности Хьюз AIM-54C «Феникс»	193,3	256,3 (14,5) 108	23,8	294,6
Наземная зенитная ракета Рейтеон MIM-23 «Усовершенствованный Хоук»	82,4	74,5 (2,1) 213	—	77,5*
Корабельные зенитные ракеты Джeneral Дайнэмикс «Стандарт»:				
RIM-66B SM-1 MR	185,2	252,6 (8,2) 650	10,3	271,7
RIM-66 SM-2 MR	86,9	122,8 (2,2) 150	15,9	140,9
RIM-67B SM-2 ER	247,9	302,8 (7,2) 375	26,9	336,9
<b>Армия</b>				
Тактическая баллистическая ракета Мартин-Марнетта «Першинг» 2	372,2	498,3 (10,3) 91	111,3	619,9
Ракетная система общей поддержки Воут MLRS	260,7	422,1 (22,3) 23 640	23,2	506,2*
Противотанковая ракета класса воздух—поверхность Рокуэлл «Хелфайр»	140,3	249,2 (1,1) 3971	19,3	269,6
Наземные зенитные ракеты:				
Рейтеон MIM-104 «Патриот»	845,1	805,1 (75,9) 376	47,1	976,8*
Джeneral Дайнэмикс FIM-92A «Стингер»:				
для армии	212,2	214,6 2256	—	214,6
для корпуса морской пехоты	39,0	115,6 (0,1) 1560	—	115,7
Противотанковая ракета Хьюз BGM-71 TOW:				
для армии	103,7	145,2 12 000	2,0	147,2
для корпуса морской пехоты	44,8	28,6 (0,3) 1000	—	28,9
Противотанковая система Макдоннелл-Дуглас «Рэтлер»		—	17,9	17,9
Программа противоракетной обороны	462,1	59,5	870,5	930,0*
<b>ВОЗДУШНЫЕ МИШЕНИ И ДПЛА</b>				
ВВС	30,5	40,2 (4,4)	13,8	58,4
ВМС	129,8	76,6 (1,1)	43,9	121,6
Армия	10,0	12,1 (1,9)	—	14,0
ДПЛА фирмы Локхид (армия)	—	—	83,7	83,7

\* Включая ассигнования на военное строительство.



**Финансирование основных авиационно-ракетных программ в 1982 и 1983  
финансовых годах**

Изделия боевой техники	Ассигнования, утвержденные на 1982 ф. г., млн. долл.	1983 ф. г., млн. долл.		
		Ассигнования на закупку боевой техники и запчастей (в скобках) Количество закупаемых единиц оружия	Ассигнования на НИОКР	Общие ассигнования
<b>САМОЛЕТЫ</b>				
<b>ВВС</b>				
Многоцелевой бомбардировщик Рокуэлл В-1В	2093	3868 (165,4) 7	753,5	4787
Бомбардировщик Нортроп АТВ по программе «Стелс»				1000,0
Стратегический бомбардировщик Боинг В-52G/H (модернизация электронного оборудования)	278,0	305,3 (6,9) 64	4,5	316,7
Стратегический бомбардировщик Боинг В-52G (модификация в носитель крылатых ракет)	110,6	154,3 (1,3) 22	37,6	193,2
Многоцелевой истребитель Джeneral Дайнемикс F-16	2330	1958 (267,2) 120	86,1	2312
Истребитель завоевания превосходства в воздухе Макдоннелл-Дуглас F-15	1207	1602 (80,1) 42	125,3	1807
Штурмовик Фэрчайлд Рипаблик А-10А/Е	249,8	357,3 (3,4) 20	6,5	376,1*
Самолет дальнего радиолокационного обнаружения и управления Боинг Е-3А AWACS	310,3	166,3 (10,4) 2	78,9	255,6
Самолет дальнего радиолокационного обнаружения и управления Боинг Е-3А AWACS для НАТО	344,3	186,1		191,3*
Военно-транспортный самолет Локхид С-5N (изделия с длительным сроком производства)	270,0	800,0 (60,0) 2	—	860,0
Военно-транспортный самолет Локхид С-5А (модификация крыла)	202,1	190,2 18	6,9	197,1
Усовершенствованный заправщик—грузовой самолет Макдоннелл-Дуглас КС-10А	360,4	790,1 (39,0) 8		829,1
Самолет-заправщик Боинг КС-135 (замена двигателей и модернизация)	271,6	490,0 (94,0) 25	26,4	640,4
Самолет РПД Грумман-Дженерал Дайнемикс EF-111А	279,8	203,6 (2,8) 9	27,3	233,7
Разведывательный самолет Локхид TR-1	152,6	156,5 (20,2) 4		177,6 (включая 900 тыс. долл. для наземных станций)
Тренировочный самолет Нортроп F-5F	25,0	28,5 (0,8) 3		29,3
Транспортный самолет снабжения для применения в Западной Европе (EDSA)	—	5,0 (1,5) 2	1,3	7,8
Самолетная прицельно-навигационная ИК система для действия с малых высот в точное время LANTIRN	87,6	15,7	108,3	124,0
Самолетная всепогодная система обнаружения и атаки целей PLSS		1,8	98,9	100,7
<b>ВМС</b>				
Палубный многоцелевой истребитель Макдоннелл-Дуглас Нортроп F/A-18	2623,0	2727,0 (119,8) 84	109,2	2962,0*

\* Включая ассигнования на военное строительство.

Изделия боевой техники	Ассигнования, утвержденные на 1982 ф. г., млн. долл.	1983 ф. г., млн. долл.		
		Ассигнования на закупку боевой техники и запчастей (в скобках) Количество закупаемых единиц оружия	Ассигнования на НИОКР	Общие ассигнования
Палубный истребитель завоевания превосходства в воздухе Грумман F-14	1206,0	1117,0 (60,9) 24	21,7	1200,0
Базовый противолодочный самолет Локхид P-3C «Орион»	461,1	329,4 (12,4) 6	21,6	363,4
Палубный бомбардировщик Грумман А-6Е	295,0	261,0 (15,6) 8	4,7	281,3
Истребитель-бомбардировщик В/КВП Макдоннелл-Дуглас AV-8В	896,0	751,0 (191,9) 18	114,1	1059,0*
Программа совершенствования самолета Локхид S-3	26,5	—	78,3	78,3
Палубный самолет дальнего обнаружения и управления Грумман E-2С	285,1	337,5 (15,2) 6	52,3	405,0
Самолет РПД Грумман EA-6В	287,7	316,6 (30,5) 6	12,7	359,8
Самолет стратегической системы связи Локхид EC-130Q	76,6	36,8	—	36,8
Транспортный самолет Макдоннелл-Дуглас C-9В	—	16,2	—	16,2
Самолет снабжения авианосцев Грумман C-2А	37,0	267,8 (17,1) 8	—	284,9
Тренировочный самолет Бич T-34С	53,1	34,4 30	—	34,4
<b>Армия</b>				
Самолет системы связи Бич RC-12D	—	41,2 (1,2) 6	—	42,4
Транспортный самолет Бич C-12	10,6	11,0 6	—	11,0

## ВЕРТОЛЕТЫ

<b>ВМС</b>				
Противолодочный вертолет Сикорский SH-60В LAMPS Mk.3	812,4	995,4 (236,2) 48	9,0	1249*
Тяжелый транспортный вертолет Сикорский SH-53Е	271,7	289,1 (21,9) 11	11,2	323,0*
Противолодочный вертолет Каман SH-2F LAMPS Mk.1	197,8	189,4 (15,7) 18	10,1	215,2
Боевой эскортный вертолет Белл Текстрон AH-1Т	—	17,2	—	17,2
Тренировочный вертолет Белл Текстрон TH-57	20,6	23,2 21	—	23,2
<b>Армия</b>				
Усовершенствованный боевой вертолет Хьюз AH-64	635,9	876,8 (88,2) 48	33,7	998,7
Многоцелевой тактический транспортный вертолет Сикорский UH-60А	619,2	716,2 (16,8) 96	6,7	739,7
Программа модернизации военно-транспортных вертолетов Боинг-Вертол CH-47	310,2	261,3 (27,1) 24	—	288,4
Боевой вертолет Белл Текстрон AH-1S	75,3	—	12,2	15,1*
Программа совершенствования вертолетов (HIP)	—	—	75,8	75,8

\* Включая ассигнования на военное строительство.



Изделия боевой техники	Ассигнования, утвержденные на 1982 ф. г., млн. долл.	1983 ф. г., млн. долл.		
		Ассигнования на закупку боевой техники и запчастей (в скобках) Количество закупаемых единиц оружия	Ассигнования на НИОКР	Общие ассигнования

## ДРУГИЕ ВИДЫ ОРУЖИЯ

Лазерное оружие (техника и компоненты высокоэнергетических лазеров):				
DARPA		—	151,9	151,9
ВВС		—	135,6	135,6
ВМС		—	63,2	63,2
Армия	63,3	—	64,4	64,4
Пучковое оружие (DARPA)	32,5	—	31,0	31,0
Химическое оружие (армия)	18,5	—	14,8	14,8

Таблица 5

Распределение ассигнований на закупки самолетов для ВВС США в 1982 и 1983 ф. гг. (млрд. долл.)

	1982 ф. г.	1983 ф. г.
Боевые самолеты	5,35	~8,8
Военно-транспортные самолеты	0,28	~0,81
Другие типы самолетов	0,15	0,16
Модификация существующих самолетов	2,12	2,6
Запчасти	3,89	3,66
Вспомогательное оборудование	2,02	1,77

на НИОКР 11,2 млрд. долл., а на эксплуатацию и техобеспечение 17,9 млрд. долл. Основными пунктами расходов являются модернизация стратегических ядерных сил и поддержание баланса между обеспечением высокой боеготовности и закупками истребителей [1, 5].

Программа модернизации стратегических ядерных сил, представленная президентом Рейганом в октябре 1981 г., нашла отражение в проекте бюджета ВВС на 1983 ф. г. в виде увеличения ассигнований на программы стратегических бомбардировщиков и на новую МБР М-Х. Эти ассигнования направлены на продолжение НИОКР и начало производства бомбардировщика Рокуэлл В-1В, на продолжение работ по программе усовершенствованного бомбардировщика «Стелс», на модернизацию электронного оборудования бомбардировщиков Боинг В-52G/Н и на модификацию бомбардировщиков Боинг В-52G в носители крылатых ракет. К рассматриваемому направлению финансирования относят и общие планы развертывания крылатых ракет Боинг AGM-86B ALCM на бомбардировщиках В-52 и В-1В, для чего предполагается закупить более 3000 ракет [1, 2].

Фонды на стратегические системы предусматривают финансирование таких программ, как система загоризонтных РЛС (86,6 млн. долл.), совершенствование сети РЛС, известной под названием линия DEW (131,8 млн. долл.), и самолеты дальнего радиолокационного обнаружения и управления Боинг Е-3А AWACS.

Общие ассигнования, запрашиваемые ВВС США в 1983 ф. г. на закупку самолетов, составляют ~17,8 млрд. долл., что превышает фонды 1982 ф. г. на ~4,0 млрд. долл. (см. табл. 5) [1, 5].

Проект бюджета на 1983 ф. г. содержит ассигнования, предназначенные для реализации планов ВВС США, предусматривающих увеличение к 1986 ф. г. количества авиакрыльев тактических самолетов с 36 до более 40 (26 действующих и 14 резервных). Это будет означать увеличение арсенала ВВС на 250—300 самолетов [1, 2].

По планам ВВС, в 1983 ф. г. предполагается приобрести 182 новых тактических самолета, которые будут использоваться для модернизации существующих подразделений и для пополнения авиакрыльев тактических истребителей [2]. С другой стороны, считают, что для содержания 38 авиакрыльев ВВС необходимо закупить не менее 228 самолетов. Эта цифра основывается на ежегодном уровне потерь в 1,5—2%.

К 1984 ф. г. ВВС должны увеличить закупки тактических самолетов, поскольку для организации 40 авиакрыльев к 1986 ф. г. требуется ежегодно 240 самолетов. Еще 40—50 самолетов в год потребуются для замены перехватчиков ПВО самолетами F-15. ВВС надеются к 1986 ф. г. приобретать не менее 280 самолетов в год. Эти потребности учитываются проектом бюджета на 1983 ф. г. и планами на очередной пятилетний период до 1987 ф. г. включительно [1].

Для создания необходимого количества авиакрыльев тактических самолетов ВВС необходимо организовать закупку истребителей F-15 и F-16 при ускоренных, экономически оправданных темпах производства. В свете этого по программе истребителя Макдоннелл-Дуглас F-15 на 1983 ф. г. запрашивается ~1,8 млрд. долл., в том числе

1,6 млрд. долл. на закупку 42 самолетов, в 1984 ф. г. планируется приобрести 60 самолетов, а в 1985—1987 ф. г. — по 96 самолетов ежегодно [1, 2, 4].

На программу истребителя **Дженерал Дайнемикс F-16** в 1983 ф. г. ВВС запросили ~2,3 млрд. долл., из которых ~2 млрд. долл. предназначаются на закупку 120 самолетов. Полагают, что до 1985 ф. г. включительно темпы производства и закупок этих самолетов останутся на таком же уровне, а с 1986 ф. г. увеличатся до 180 самолетов в год и будут находиться на этом уровне до полного завершения закупок (возможно, будет приобретено ~2200 самолетов) [1].

По программе штурмовиков **Фэрчайлд Рипаблик А-10** в 1983 ф. г. ВВС запрашивают 376,1 млн. долл., из которых 357,3 млн. долл. пойдут на приобретение 20 самолетов, на чем предполагается завершить закупки, предусмотренные программой производства [2, 4].

Наряду с укреплением тактической авиации и повышением ее боеготовности путем увеличения ассигнований на закупку запчастей, вспомогательного оборудования и топлива ВВС стремятся расширить возможности военно-транспортной авиации. ВВС запрашивают в 1983 ф. г. 4,96 млрд. долл., которые предназначаются для увеличения существующего парка самолетов и расширения их возможностей путем дополнительных закупок и модернизации военно-транспортной техники. В частности, запрашивается 829,1 млн. долл. на приобретение восьми заправщиков — грузовых самолетов **Макдоннелл-Дуглас КС-10**, 860 млн. долл. на изделия с длительным сроком производства для двух военно-транспортных самолетов **Локхид С-5N** и 7,8 млн. долл. на начальные закупки по новой программе транспортного самолета **EDSA** (European Distribution System Aircraft), предназначенного для применения в Западной Европе для снабжения запчастями. По заявлению официальных представителей министерства обороны, в качестве самолета **EDSA** будет выбран один из уже имеющихся небольших гражданских транспортных самолетов с ТВД и малой длиной разбега и пробега, способный перевозить двигатели F-100 и более легкие изделия. Ожидают, что в конкурсе на получение контракта по программе **EDSA** примут участие как американские, так и зарубежные фирмы, одна из которых будет выбрана в начале 1983 г. [1, 2, 4].

В рамках ассигнований на модернизацию военно-транспортных самолетов ВВС запрашивают в 1983 ф. г. 190,2 млн. долл. на закупку 18 самолетов **Локхид С-5** с модифицированным крылом и 584 млн. долл. для замены двигателей и модификации 25 самолетов-заправщиков **Боинг КС-135**. По плану ВВС, ТРДД **Дженерал Электрик** — **SNECMA CFM 56** будут оснащены ~300 самолетов, на которых будут установлены также новые гондолы, пилоны и ряд подсистем. Остальные самолеты **КС-135** будут эксплуатироваться со старыми ТРДД **Пратт-Уитни JT3D**.

В 1983 ф. г. ВВС США планируют завершить закупки самолетов РПД **Дженерал-Дайнемикс-Грумман EF-111A**, на приобретение девяти самолетов запрашивается 203,6 млн. долл. Общее за-

планированное к закупкам количество этих самолетов составляет 42 самолета [1].

Общий запрос ВВС США на закупки управляемых ракет в 1983 ф. г. составляет 6,8 млрд. долл., что на 48% превышает ассигнования, утвержденные на 1982 ф. г. [5]. В рамках программы закупок впервые запрашиваются средства на приобретение усовершенствованных МБР М-Х (~1,5 млрд. долл.). Продолжатся закупки крылатых ракет воздушного (ALCM) и наземного (GLCM) базирования, ракет класса воздух—воздух «Спэрроу» и «Сайдуиндер» и английских зенитных ракет «Рапира» для обороны американских баз в Англии [1, 2].

В 1983 ф. г. на НИОКР ВВС США запрашивают 11,2 млрд. долл., из которых 178,9 млн. долл. предназначаются для основных технических исследований, 527,7 млн. долл. на прикладные поисковые исследования и разработки, 1,1 млрд. долл. на перспективные разработки, 5,9 млрд. долл. на разработку опытных образцов техники и 709,5 млн. долл. на руководство НИОКР и снабжение [4].

Самой крупной статьёй расходов на НИОКР в ВВС США является программа МБР М-Х (~2,8 млрд. долл.), за которой следуют программы стратегических бомбардировщиков В-1В и «Стелс». Значительно увеличились ассигнования на ряд программ перспективной техники, в частности на программу ракет класса воздух—воздух **AMRAAM** запрашивается 212,4 млн. долл., а на программы противокосмической обороны ~432 млн. долл. Из последней суммы 218,3 млн. долл. предназначены для продолжения разработки и на летные испытания системы ракеты-антиспутника **ASAT**, запускаемой со специально оборудованного самолета F-15. Остальные фонды будут затрачены на НИОКР по противоспутниковой системе, которую можно было бы применять для того, чтобы лишить противника возможности использовать космическое пространство для наращивания сил.

Среди программ НИОКР ВВС США отмечает начало финансирования программы средств борьбы с самолетами типа AWACS. На работы по этой программе запрашивается 10,6 млн. долл., на которые должны проводиться исследования по усовершенствованной самолетной ракете, средствам РПД и ложным целям. На программу оружия **CSOM** (Conventional Stand-Off-Missile), предназначенного для подавления средств ПВО, ВВС запрашивают 38,9 млн. долл. На эти средства продолжатся НИОКР по ракете с обычной БЧ и большой дальностью действия, рассчитанной на применение в комплексе с самолетной всепогодной системой обнаружения и целеуказания **PLSS**, на разработку которой в 1983 ф. г. предусматривается 100,7 млн. долл. На продолжение работ по еще одной самолетной бортовой системе — **LANTIRN**, представляющей собой прицельно-навигационную ИК систему для действия с малых высот в ночное время, ВВС запрашивают в 1983 ф. г. 124 млн. долл., из которых 108,3 млн. долл. предназначаются на НИОКР и 15,7 млн. долл. — на закупки. В рамках НИОКР по этой программе предполагается провести оценку потенциальных возможностей применения в системе РЛС миллиметрового диапазона, обладающей высокой разрешающей



способностью. Такая РЛС могла бы стать недорогим средством управления огнем [1].

В рамках бюджета ВМС финансируется программа **ASMS** (Advanced Strategic Missile System), ранее имевшая обозначение **ABRES** и связанная со всеми тремя родами войск. На 1983 ф. г. на эту программу запрашивается 50,1 млн. долл., что вдвое меньше ассигнований 1982 ф. г. Запрашиваемые средства планируется направить на разработку усовершенствованных головных частей и средств преодоления обороны для МБР М-Х, а позже, возможно, и для МБР «Трайидент» 2 [1, 4].

Помимо **DARPA** работы по лазерному оружию ведут все рода войск, и ВМС в 1983 ф. г. запрашивают на НИОКР в этой области 135,6 млн. долл. Из этой суммы 95,1 млн. долл. будут направлены на работы, связанные с применением лазерного оружия с самолетов, а 40,5 млн. долл. — на новую программу лазерного оружия космического базирования [1].

### ВМС

На 1983 ф. г. ВМС запрашивают общие ассигнования в сумме 88 млрд. долл. Проект бюджета отражает стремление ВМС достичь запланированного уровня в 600 кораблей и увеличить число палубных самолетов (в предыдущие годы основное внимание уделялось обеспечению боеготовности и поддержанию существующих боевых средств ВМС). Предусмотрено также финансирование сил быстрого развертывания.

На закупки самолетов и вертолетов ВМС запросили в 1983 ф. г. 11,58 млрд. долл., что на 2,44 млрд. долл. больше ассигнований 1982 ф. г. Распределение ассигнований на закупки приведено в табл. 6 [1, 5].

Таблица 6

Распределение ассигнований на закупки самолетов и вертолетов для ВМС США в 1982 и 1983 ф. г.

	1982 ф. г.	1983 ф. г.
Боевые самолеты и вертолеты	6094,1	7331,9
Военно-транспортные самолеты и вертолеты	37,2	284,0
Тренировочные самолеты и вертолеты	73,7	57,6
Другие типы самолетов и вертолетов	138,6	36,8
Модификация самолетов и вертолетов	926,7	1311,1
Запчасти	1541,2	2030,9
Вспомогательное оборудование	328,5	480,0

В комментариях к проекту бюджета ВМС на 1983 ф. г. указывается, что запрос на закупку самолетов и вертолетов отражает отход от политики предыдущих лет, когда ВМС запрашивали меньше в надежде на то, что при обсуждении проекта в конгрессе запрашиваемые средства будут увеличены. В течение ряда лет эта политика оправдывалась. Так, в 1978 ф. г. ВМС запрашивали фонды на 160 самолетов и вертолетов, а в 1980 и 1981 ф. г. на 103 самолета и вертолета в каждом

году. Эти запросы были рассчитаны лишь на пополнение потерь в результате аварий и не учитывали замену техники, запланированной к снятию с вооружения. Фактически этому роду войск утверждались фонды на закупку значительно большего количества самолетов и вертолетов. Например, в 1982 ф. г. ВМС запросили 6,96 млрд. долл. на 121 самолет и вертолет, а получили ~9,14 млрд. долл. на приобретение 287 самолетов и вертолетов. Планируя расходы на 1983 ф. г., ВМС посчитали такую политику неприемлемой [1].

В 1983 ф. г. ВМС намерены приобрести всего 288 самолетов и вертолетов, в том числе 146 боевых палубных самолетов, 6 патрульных самолетов большой дальности, 8 самолетов снабжения авианосцев и 30 тренировочных самолетов. Предусматривается закупить 98 вертолетов, из них тренировочных — 21 [1, 2].

В соответствии с решением Белого дома об увеличении с 12 до 14 количества авиакрыльев самолетов, базирующихся на авианосцах, ВМС предусматривают формирование 13-го авиакрыла в 1983 ф. г. и 14-го — в 1987 ф. г. По мнению представителей ВМС, для поддержания существующего уровня боевых сил и для замены устаревших самолетов новыми ежегодно необходимо закупать 330 самолетов и вертолетов. Однако запланированное создание 15 боевых групп и не менее 14 авиакрыльев палубных самолетов определяет необходимость преобладания темпов формирования парка самолетов над темпами замены устаревшей техники. Пересмотренный очередной пятилетний план закупок предусматривает закупку 359 самолетов и вертолетов в 1984 ф. г., 397 — в 1985 ф. г., 431 — в 1986 ф. г. и 442 — в 1987 ф. г. [1, 2].

Как и в прошлом году, основная часть фондов, запрашиваемых на закупки в 1983 ф. г., пойдет на программу палубного многоцелевого истребителя **Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F/A-18**, по которой на приобретение 84 самолетов запланировано ~2,73 млрд. долл. Пока сохраняются планы общих закупок 1366 самолетов F/A-18, хотя корпус морской пехоты должен теперь получить самолеты AV-8В для применения в качестве штурмовиков, что приведет к сокращению закупок в конце текущего пятилетия. Так, в 1984 ф. г. планируется приобрести 96 самолетов, в 1985 ф. г. — 108 самолетов, а в 1986 ф. г. закупки предполагается сократить со 186 до 132 самолетов.

Второй самой крупной авиационной программой ВМС в проекте бюджета на 1983 ф. г., как и в бюджетах двух предыдущих лет, является программа истребителя **Грумман F-14**, хотя флот сократил в этом году количество закупаемых самолетов с планировавшихся 30 до 24. На флоте идет процесс увеличения количества эскадрилий самолетов F-14 с 18 до 24 с тем, чтобы на каждом из больших авианосцев можно было разместить по две эскадрильи.

Благодаря планам создания дополнительных авиакрыльев в проекте бюджета на 1983 ф. г. сохранен запрос на закупки палубных бомбардировщиков **Грумман А-6Е**. Запрашивается 276,6 млн. долл. на 8 самолетов и запчасти (в 1981 и 1982 ф. г. ВМС закупили по 12 самолетов). По

существующим планам, в 1984 ф. г. ВМС приобретут еще 8 самолетов, а в последующие годы будут покупать по 12 самолетов до тех пор, пока их общее количество не достигает 205. Флот и корпус морской пехоты имеют на вооружении эскадрильи по 10 самолетов в каждой. В 1984 ф. г. ВМС намерены перейти на программу долгосрочных закупок самолетов А-6Е.

Еще одним самолетом, который чуть не был исключен из бюджета в конце 1981 г. и сохранен в проекте на 1983 ф. г., является патрульный самолет **Локхид Р-3С**. Представители ВМС рассчитывают на приобретение шести самолетов в 1983 ф. г. и еще по пяти самолетов ежегодно до 1987 ф. г. включительно.

Как и в предыдущие годы, ВМС в 1983 ф. г. запрашивают фонды на шесть самолетов РПД **Грумман ЕА-6В**. Такое же количество планируется закупать ежегодно до 1987 ф. г. Дополнительные самолеты РПД необходимы для увеличения количества эскадрилий с 9 до 12, в каждой эскадрилье по 4 самолета. Парк самолетов ЕА-6В в корпусе морской пехоты необходимо увеличить с 15 до 18 самолетов.

Еще одним самолетом ВМС, закупки которого идут постоянными темпами по шесть в год, является самолет дальнего обнаружения и управления **Грумман Е-2С**. Такие темпы предполагается сохранить до укомплектования действующих, а возможно и резервных эскадрилий более новыми самолетами этого назначения.

В 1983 ф. г. ВМС запрашивают 284,9 млн. долл. на 8 самолетов снабжения авианосцев **Грумман С-2А** и запчасти. Из общих ассигнований 37 млн. долл. на программу этого самолета в 1982 ф. г. фирма Грумман получила 30 млн. долл. на перспективные закупки. Планируемый многолетний контракт предусматривает приобретение флотом по 8 самолетов ежегодно до 1987 ф. г., в котором предполагается закупить 7 самолетов и завершить программу закупок.

Проект бюджета на 1983 ф. г. включает 16,2 млн. долл. на закупку неопределенного количества транспортных самолетов **Макдоннелл-Дуглас С-9В**. Вначале флот планировал приобрести на указанную сумму два самолета, однако стоимость самолетов DC-9 повысилась. В связи с этим ВМС будут вынуждены или купить один самолет, или увеличить запрос. Общие планы закупок самолетов С-9В предусматривают приобретение по два самолета ежегодно до 1987 ф. г. включительно.

Что касается тренировочных самолетов, то основным самолетом этого назначения в ВМС остается самолет **Бич Т-34С**, и в 1983 ф. г. на закупку 30 самолетов запрашивается 34,4 млн. долл. В отношении программы усовершенствованного тренировочного самолета **VTXTS** ВМС приняли решение оставить ее в стадии НИОКР, на что запросили в 1983 ф. г. не менее 10 млн. долл. Что касается закупок по программе такого самолета, то флот намерен придерживаться ранее принятых планов приобретения тренировочных самолетов **Макдоннелл-Дуглас—ВАе «Хоук»**. Первые закупки этого самолета запланированы на 1986 ф. г., когда предполагается приобрести 12 самолетов.

Планы программы противолодочного вертолета **SH-60B LAMPS Mk.3** все еще остаются на уров-

не закупок 204 вертолетов в течение четырех лет. На 1983 ф. г. запрашивается 995,4 млн. долл. для приобретения 48 вертолетов, в 1982 ф. г. ассигнованы фонды на закупку 18 вертолетов. Дальнейшие планы закупок предусматривают приобретение 64 вертолетов в 1984 ф. г. и 74 — в 1985 ф. г. Ожидают, что первые вертолеты поступят на вооружение в 1984 г. В 1986 и 1987 ф. г. будет закупаться вариант вертолета для базирования на авианосцах. Каждый год планируется приобрести по 64 вертолета.

Второй год подряд ВМС запрашивают фонды на закупку противолодочных вертолетов **Каман SH-2F** для их базирования на кораблях относительно небольшого водоизмещения. Общий запрос в 1983 ф. г., включая приобретение 18 вертолетов, составляет 215,2 млн. долл. В последующие три года ВМС намерены тоже закупать по 18 вертолетов с тем, чтобы общее количество вертолетов, приобретенных за пять лет, составило 90.

На закупки ракет ВМС запросили в 1983 ф. г. ~3,2 млрд. долл., что на 12% больше ассигнований 1982 ф. г. Из указанного запроса ~780 млн. долл. предназначено для приобретения стратегических ракет и 2,4 млрд. долл. для закупки тактических ракет [5].

Самой крупной программой закупок в области управляемых ракет остается программа стратегической баллистической ракеты **Локхид «Трайидент» 1**, предназначенной для запуска с погруженных подводных лодок. На приобретение 72 ракет ВМС запрашивают в 1983 ф. г. 742,8 млн. долл. Несколько меньше (~680 млн. долл.) предполагается затратить на приобретение разных модификаций корабельной зенитной ракеты **«Стандарт»**. Несколько увеличивается запрос ассигнований на закупки ракет класса воздух—воздух **Хьюз «Феникс»** и на крылатые ракеты **Дженерал Дайнэмикс «Томагавк»**. Считают, что проект бюджета на 1983 ф. г. отражает растущую важность этих ракет и имеющиеся планы вооружения ими модернизированных боевых кораблей класса «Йова», подводных лодок класса «Лос Анджелес» и новых эсминцев класса DDG-51 [1].

В 1983 ф. г. на НИОКР ВМС запрашивают 6,2 млрд. долл., из которых на перспективные исследовательские работы предусматривается 1,8 млрд. долл., а на разработку опытных образцов техники — 2 млрд. долл. Основной программой НИОКР ВМС в рамках планов модернизации стратегических ядерных сил является программа баллистической ракеты **«Трайидент» 2 D-5**, на которую запрашивается 366,7 млн. долл., в том числе 239,2 млн. долл. на НИОКР [1, 4].

## АРМИЯ

Запрос армии на 1983 ф. г. в общих ассигнованиях составляет 60,74 млрд. долл., из которых 1,2 млрд. долл. приходится на военное строительство. По заявлению начальника штаба армии США, финансирование военных программ этого рода войск связано со стремлением создать новые боевые силы или так называемые «технически высокооснащенные дивизии», обладающие значительными возможностями. Работы в этой области ведутся активно, и армия надеется начать развертывание таких дивизий в середине 1980-х годов [1].



В проекте бюджета армии США на 1983 ф. г. предусматривается 17,7 млрд. долл. на закупки военной техники, в том числе:

~2,8 млрд. долл. на самолеты и вертолеты,  
2,8 млрд. долл. на управляемые ракеты,  
5,0 млрд. долл. на другое вооружение и боевые машины,  
2,6 млрд. долл. на боеприпасы.

Указанная сумма запроса на закупки самолетов распределяется следующим образом (см. табл. 7) [1, 5]:

Таблица 7

Распределение ассигнований на закупки самолетов и вертолетов для армии США в 1982 и 1983 ф. г. (млн. долл.)

	1982 ф. г.	1983 ф. г.
Самолеты и вертолеты	1130,6	1678,5
Модификация самолетов и вертолетов	464,2	405,6
Запчасти	223,3	482,5
Вспомогательное оборудование	118,0	179,3

В 1983 ф. г. армия планирует приобрести шесть транспортных самолетов **Бич С-12**, на что запрашивается 11 млн. долл., и шесть самолетов **Бич РС-12D** для обнаружения и уничтожения передатчиков систем связи, на что армия просит 42,4 млн. долл. Основные фонды на закупку предназначаются для приобретения вертолетов, и самой крупной здесь является программа усовершенствованного боевого вертолета **Хьюз АН-64 «Апач»**, который считается одним из главных типов техники указанных выше новых армейских дивизий. Хотя стоимость программы этого вертолета значительно превысила начальные оценки и решение о серийном производстве было отложено, армия усиленно отстаивает эту программу и в 1983 ф. г. запрашивает на нее 998,7 млн. долл., из которых 876,8 млн. долл. предназначаются для закупки 48 вертолетов. Второй большой программой закупок является программа многоцелевого транспортного вертолета **Сикорский УН-60А**. По этой программе армия намерена приобрести 96 вертолетов, на что запрашивает 716,2 млн. долл. [1, 2, 4].

На закупки управляемых ракет в 1983 ф. г. армия намерена затратить 2,8 млрд. долл., что на 12% превышает ассигнования, утвержденные на эти цели в 1982 ф. г. [5].

Общие ассигнования, запрашиваемые армией на НИОКР в 1983 ф. г., составляют 4,5 млрд. долл., в том числе [4]:

221,8 млн. долл. на основные технические исследования,  
447,9 млн. долл. на прикладные исследования и разработки,  
1,7 млрд. долл. на разработку опытных образцов техники,  
287,9 млн. долл. на доработку существующих систем оружия.

Основной армейской программой НИОКР, связанной с планом модернизации стратегических сил, является объединенная **программа противоракетной обороны (ПРО)**, на работы по которой в 1983 ф. г. запрашивается 930 млн. долл., из кото-

рых на НИОКР приходится 870,5 млн. долл. Эти средства распределяются между двумя программами: 143,2 млн. долл. на программу исследования перспективной техники (АТР — Advanced Technology Program), в рамках которой особое внимание должно быть уделено технике быстро развертываемых систем обороны для перехвата боеголовок МБР на малых высотах в атмосфере, и 727,3 млн. долл. на программу перспективных систем ПРО (STP — Systems Technology Program) для проектных исследований и испытаний отдельных компонентов систем [1, 4].

В рамках фондов на НИОКР армия запрашивает 17,9 млн. долл. на программу портативного оружия **«Рэтлер»**, предназначенного для поражения бронетанковой техники и замены противотанковых ракет **«Дракон»** в конце 1980-х годов.

На разработку **ДПЛА фирмы Хьюз**, рассчитанных для обнаружения и опознавания целей с воздуха, обеспечения целеуказания и корректировки артогня и разведки после нанесения удара, армия запрашивает 83,7 млн. долл. [1].

Кроме рассмотренных выше основных ассигнований, запрашиваемых на 1983 ф. г., ряд программ авиационной и ракетной техники получит дополнительные фонды из категорий финансирования, связанных с организационными мероприятиями министерства обороны, которые, как ожидают, приведут к значительной экономии средств в конце 1980-х годов. Отмечается, что ~33% суммы увеличения запроса общих ассигнований в 1983 ф. г. (43,75 млрд. долл.) предназначаются на мероприятия, которые предусматривают переход к долгосрочным закупкам, увеличение темпов производства и повышение производительности в военных отраслях промышленности [1].

В 1983 ф. г. запрашивается 546 млн. долл. на организацию и финансирование долгосрочных закупок по 14 военным программам, что, как считают, позволит в течение следующих пяти лет сэкономить 815,4 млн. долл. Восемь из этих программ относятся к военной авиационной и ракетной технике (см. табл. 8) [1, 4].

На увеличение темпов производства по 14 программам долгосрочных закупок в 1983 ф. г. министерство обороны запрашивает 3,4 млрд. долл. Ожидаемая экономия средств в течение ближайших пяти лет при закупках запланированного количества изделий составит ~2,3 млрд. долл. Запрашиваемые по этой статье фонды пойдут на обеспечение экономически выгодного уровня производства в указанных программах, из которых девять относятся к авиационной и ракетной технике (см. табл. 9) [1, 4].

На повышение производительности в области военной техники в 1983 ф. г. предусматривается 121 млн. долл., которые предполагается вложить в модернизацию средств производства. В результате этого министерство обороны надеется сэкономить в течение ближайших пяти лет 558,3 млн. долл. По родам войск распределение ассигнований на повышение производительности показано в табл. 10 [1].

По заявлению заместителя министра обороны Карлуччи, «увеличение ассигнований на долгосрочные закупки, экономически оправданные темпы про-

Таблица 8

## Ассигнования на финансирование долгосрочных закупок в 1983 ф. г. (млн. долл.)

Изделия боевой техники	Фонды, запрашиваемые дополнительно к основным ассигнованиям	Экономия, ожидаемая в течение ближайших пяти лет
<b>ВМС</b>		
Палубный бомбардировщик Грумман А-6Е	5,0	20,3
Самолет РПД Грумман EA-6В	9,1	21,1
Самолет снабжения авианосцев Грумман С-2А	32,4	58,4
Тяжелый транспортный вертолет Сикорский СН-53Е	29,9	35,0
Корабельная зенитная система Рейтеон «НАТО—Си Спэрроу»	9,0	37,2
Корабельная зенитная ракета Джеренал Дайнэмик «Стандарт» SM-1 MR	48,1	62,7
<b>Армия</b>		
Многоцелевой тактический транспортный вертолет Сикорский УН-60А	159,2	81,8
Ракетная система общей поддержки Воут MLRS	53,2	64,0

Таблица 9

## Ассигнования на повышение темпов производства в 1983 ф. г. (млн. долл.)

Изделия боевой техники	Фонды, запрашиваемые дополнительно к основным ассигнованиям	Экономия, ожидаемая в течение ближайших пяти лет
<b>ВВС</b>		
Многоцелевой истребитель Джеренал Дайнэмик F-16	435,8	747,0
Истребитель завоевания превосходства в воздухе Макдоннелл-Дуглас F-15	1072,1	42,6
Разведывательный самолет Макдоннелл-Дуглас RF-4	19,3	13,1

Изделия боевой техники	Фонды, запрашиваемые дополнительно к основным ассигнованиям	Экономия, ожидаемая в течение ближайших пяти лет
<b>ВМС</b>		
Палубный истребитель завоевания превосходства в воздухе Грумман F-14	562,5	70,9
Палубный бомбардировщик Грумман А-6Е	109,6	58,4
Самолет РПД Грумман EA-6В	169,6	36,8
Тяжелый транспортный вертолет Сикорский СН-53Е	8,18	20,9
Противолодочный вертолет SH-60В LAMPS III	55,7	217,5
<b>Армия</b>		
Противотанковая ракета Рокуэлл «Хелфайр»	130,0	189,8

Таблица 10

## Ассигнования на повышение производительности в 1983 ф. г. (млн. долл.)

	Запрашиваемые ассигнования	Ожидаемая экономия
ВВС	41,7	123,0
ВМС	41,8	150,0
Армия	33,5	243,0
Организации МО	4,0	41,0

изводства и повышение производительности являются основным вкладом в снижение стоимости программ изделий» [2].

1. Special Report: Fiscal 1983 aerospace budget. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 15/II, N 7, p. 11, 16—23.
2. Interavia Air Letter, 1982, 8/II, N 9934, p. 3—6.
3. Flight International, 1982, v. 121, 20/II, N 3798, p. 407.
4. Robinson C. A. Defense research request rises 14%. Fiscal 1983 major weapons systems spending detailed by service. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 22/II, N 8, p. 53—57.
5. Air et Cosmos, 1982, 27/II, N 896, p. 32.

Референт М. В. Смирнова



„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1982, № 10, 1—39.

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

Корректор И. И. Паскалов

---

Сдано в набор 23.04.82.	Подписано в печать 18.06.82.	Формат бумаги 60×90 <sup>1</sup> / <sub>8</sub> .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура.
Высокая печать.	Бум. л. 2,5.	Усл. печ. л. 5.	Уч.-изд. л. 6.	Тираж 2607 экз. Цена 70 коп.

---

Типография ЦАГИ. Зак. 1568.







