Александр Широкорад

# БИТВА ЗА КОСМОС

## СВО и «космическое» оружие будущего

Александр Широкорад

# БИТВА ЗА КОСМОС

## СВО и «космическое» оружие будущего

Москва
«ВЕЧЕ»

УДК 629.7
ББК 39.62
Ш64

**Широкорад, А.Б.**

Ш64 Битва за космос. СВО и «космическое» оружие будущего / Александр Широкорад. — М. : Вече, 2024. — 464 с. : ил.

ISBN 978-5-4484-5015-0

Знак информационной продукции **12+**

Война в околоземном космическом пространстве идет уже полвека. Но, увы, она не имеет ничего общего ни с десятками фантастических фильмов, ни даже с планами «космических войн» президента США Рейгана. В книге А. Широкорада рассказано о конкретных военных программах в космосе второй половины XX века и начала XXI века. Речь идет о спутниках-шпионах, обнаруживающих припаркованный у дома «запорожец» и перехватывающих разговор частных лиц по мобильному телефону, о ядерных взрывах в космосе, глобальных ракетах, спутниках-убийцах и многом другом.

Книга представляет интерес не только для тех, кого волнуют проблемы освоения космоса, но и для всех интересующихся современными видами наземного и морского вооружения, поскольку они связаны с космическими системами, а также историей локальных войн.

**УДК 629.7**
**ББК 39.62**

ISBN 978-5-4484-5015-0

© Широкорад А.Б., 2024
© ООО «Издательство «Вече», 2024

# К ЧИТАТЕЛЮ!

О русско-американском соперничестве в космосе написаны десятки книг. Увы, практически все они сводятся к схеме: Фау-2, первый советских спутник, полёт Гагарина, высадка космонавтов на Луну, американские и советские «шаттлы», ну а далее — уничтожение космическими аппаратами астероидов, военные базы на Луне и Марсе, контакты с НЛО и т.д.

Сразу же предупреждаю, ничего подобного в моей книге нет. Фамилии Гагарин и Армстронг вообще не упомянуты. Мой рассказ касается только военных космических программ и немного об использовании гражданских космических аппаратов в военных целях. Я думаю, не нужно говорить о том, что спецслужбы США и СССР (РФ) сделали все, чтобы космическое оружие стало на порядок более секретным, чем любые иные виды военной техники от танков до ядерных подводных лодок.

# Раздел I
# ИСЗ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

## СПУТНИКИ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ США

### Глава 1
### СПУТНИКИ-ФОТОРАЗВЕДЧИКИ США

В 1945 г. американская авиационная компания «Дуглас» создала внутреннюю корпорацию RAND (название взято из начальных букв «Research and Development» — исследование и развитие). Цель создания корпорации — генерирование новых идей и технологий. За это американцы прозвали её «фабрикой мысли» (think tank). В 1948 г. RAND отделилась от фирмы «Дуглас» и стала полностью независимой корпорацией.

Уже в 1946 г. корпорация RAND подготовила отчёт о возможности создания ИСЗ, функционирующего в интересах Минобороны США. Инженеры RAND считали, что более крупная, чем Фау-2, ракета может вывести искусственный спутник на орбиту. Этот спутник, питаемый от ядерного реактора, будет оснащен телевизионной камерой и сможет делать снимки суши, передавая их в США. Спутник может делать и другие вещи: обеспечивать связь, навигацию или метеоданные.

Однако такого ракетоносителя ни в 1946 г., и в последующие десятилетия в США не было. Поэтому следующие несколько лет ВВС финансировали RAND за исследования технологии, необходимых для функционирования ИСЗ, но не утверждали реальной программы разработки спутника. RAND платил другим компаниям, таким как «Radio Corporation of America» (RCA), за испытания телевизионных камер. Инженеры RCA с самолётов направляли камеру на аэрофотоснимок города и передавали изображение на много километров. Специалисты по изображению на телеэкране пытались идентифицировать объекты,

например заводы, порты, казармы и т.д. Первые результаты показывали, что спутник, оснащенный телевизионной камерой, сможет опознать большие искусственные объекты — но не малые, такие как машины или самолёты.

К 1954 г. корпорация RAND выполнила большое исследование, которое обобщило разработку технологии за восемь предыдущих лет. Этот отчёт стал известен как «Feed Back» («Обратная связь») и имел гриф «Совершенно секретно». В нем утверждалось, что спутник, использующий телевизионную камеру, может дать полезные фотографии Советского Союза и выявить большие структуры, такие как аэродромы, заводы и порты.

Двое младших офицеров ВВС Центра авиационных разработок имени Райта на авиабазе Райт-Паттерсон в Дейтоне (Огайо) Квентин Рип и Джеймс Кулбау крайне заинтересовались отчётом «Feed Back» и «загорелись». Им удалось собрать деньги с различных лабораторий электроники на базе и приступить к разработке ряда технологий, необходимых для создания спутника. Кое-кто из друзей в шутку называл их «космическими кадетами» по названию детской книги Роберта Хайнлайна и телевизионного научно-фантастического шоу. И хотя это имя было дано в насмешку, они приняли его с гордостью и с юмором.

Рип, Кулбау и ещё несколько человек, которых дали им в помощь, считали, что идея такого спутника жизнеспособна хотя бы потому, что ВВС разрабатывали баллистическую ракету «Атлас», которая могла запустить спутник на орбиту. Однако эта группа «сверху» поддержки почти не получала.

К 1956 г. над проектом спутника, который теперь назывался «Weapons System 117L» (WS-117L, «Система оружия»), работало с полдюжины офицеров ВВС во главе с подполковником Биллом Кингом. Они провели конкурс под названием «Пид Пайпер» для выбора подрядчика по разведывательному спутнику.

Победила компания «Локхид». Её инженеры заявили, что телевизионная камера недостаточно хороша для разведывательной съёмки. Они также опасались, что при записи телевизионных сигналов на магнитную ленту возникнут проблемы, поскольку катушки ленты будут вращаться с высокой скоростью. Вместо этого они предложили камеру с пленкой, которая делала бы длинный и тонкий снимок и хи-

мически проявляла бы его на борту спутника. Эти фотографии затем предполагалось сканировать электронным путем и передавать изображение на Землю по радио.

Такой спутник получил название фототелевизионного (film-readout satellite). Его предполагалось запускать на конвертируемой МБР «Атлас», оснащенной верхней ступенью[1] производства «Локхид». Эта верхняя ступень, которую сначала называли «Хастлер» («Hustler» по имени бомбардировщика B-58 «Hustler»), а позже «Агена» («Agena»), оставалась бы соединённой с полезным грузом (камерой) на орбите, наводила бы её на Землю и обеспечивала питание. Ядерный реактор заменили солнечными батареями и аккумуляторами.

Любопытно, что для финансирования разработчики «Пид Пайпера» привлекли к делу СМИ. И лишь по этой причине в 1956 г. информация о работах над ИСЗ военного назначения «стала достоянием общественности».

Тем не менее ВВС отказались полностью взять на себя финансирование проекта «Пид Пайпер». Оснований для этого было более чем достаточно. Главным же было то, что к 1957 г. ВВС имели примерно тысячу стратегических бомбардировщиков, содержание которых требовало фантастических средств. Огромные суммы требовались и на доводку новых реактивных стратегических бомбардировщиков B-47 «Стратоджет» и B-52 «Стратофортесс». Типичный заголовок американских газет середины 1950-х гг. — «Бедствие из-за воздушной мощи».

Тут не до мощных ракет и спутников, для введения в строй которых потребуются годы и миллиарды долларов.

К 1957 г. эксперты по разведке из RAND Мертон Дэвис и Амром Катц предложили проект спутников, который доставлял бы свою пленку на Землю в возвращаемой капсуле. Возвращение из космоса тогда было сложной проблемой, потому что температуры так высоки, что должны были уничтожить аппарат и его полезный груз. Однако Дэвис и Катц утверждали, что задачу можно решить путем использования новых материалов для покрытия капсулы. Пленка же содержала намного больше информации, чем можно было передать по радиока-

[1] Речь идёт о разгонной ступени для вывода груза на орбиту. Дело в том, что МБР «Атлас» полуторноступенчатая, и писать «вторая с половиной» неудобно, поэтому её в литературе называли «верхней».

налу. Им удалось убедить руководителей программы WS-117L. Но так как денег у программы было очень мало, полковник Фредерик Одер, который теперь возглавлял отдел WS-117L, в конце лета 1957 г. обратился к ЦРУ за средствами для разработки этого нового полезного груза.

4 октября СССР запустил на орбиту свой спутник, и руководство ВВС немедленно решило, что космос жизненно необходим США, и резко увеличило финансирование программы WS-117L. Фототелевизионный спутник вскоре был назван «Сентри» («Часовой»), и разработка его стала хорошо финансироваться. ВВС планировали построить «пионерный» вариант, чтобы проверить технологию, а затем и «усовершенствованную» версию, которая бы производила разведку для практического использования.

Но на эту разработку требовалось много лет, и она была бы закончена никак не раньше 1960 г. А малый возвращаемый спутник с фотопленкой можно было сделать намного быстрее и запускать меньшей ракетой «Тор».

Этот космический аппарат (КА) предложили оснастить возвращаемой капсулой, разрабатываемый Ракетно-космическим отделением компании «Дженерал Электрик», которая обгорала в верхних слоях атмосферы. Затем от нее отстреливался теплозащитный щит, и оставался обтекаемый контейнер. На большой высоте он выпускал маленький тормозной парашют, а затем и более крупный.

Зона посадки капсулы находилась к северо-западу от Гавайев, и когда контейнер находился на высоте нескольких километров, над ним пролетал транспортный самолёт ВВС и тянул за собой трос, удерживаемый двумя длинными шестами. Трос был усажен крючками, и один или несколько из них должны были зацепить и прочно держать стропы парашюта. Затем экипаж самолёта втягивал трос и маленькую капсулу. Если же капсулу не удавалось перехватить в воздухе, её поднимали уже с поверхности океана. Для вывода КА на орбиту использовалась двухступенчатая ракета-носитель «Тор» DM18 — «Аджена А», запускаемая с базы ВВС Ванденберг.

7 февраля 1958 г. президент США Дуайт Эйзенхауэр утвердил эту новую спутниковую программу и распорядился, чтобы она разрабатывалась скрытно. Предполагалось, что программа должна быть на-

столько секретна, что о её существовании должно было знать лишь несколько человек. В марте 1958 г. космический аппарат, разрабатывавшийся по этой программе, получил название CORONA, такое же название получила и сама программа. Программа «Корона» была настолько секретна, что для того чтобы скрыть её назначение, пришлось прибегнуть к прямой лжи, или, говоря языком разведки, к проведению «операции прикрытия».

Сложность состояла в том, что полностью скрыть факт запуска аппарата было невозможно: космодром на базе ВВС Ванденберг располагался так, что траектория запускаемых с него спутников проходила мимо Лос-Анджелеса. Поэтому в декабре 1958 г. журналистам на пресс-конференции было объявлено о скором начале испытаний научного спутника «Дискаверер», а «Дискаверер» — это инженерно-испытательная программа, предназначенная для биомедицинских экспериментов, в ходе которой на орбиту планируется запускать мышей и небольших обезьян.

Несмотря на то, что программа «Дискаверер» являлась лишь ширмой для запуска разведывательных спутников, она была вполне самостоятельной, интересной программой. Для запусков по биомедицинской программе предполагалось использовать штатные КА, на которых вместо фотокамеры и кассет с пленкой устанавливалась система жизнеобеспечения и контейнер с живыми организмами. За время осуществления программы было произведено шесть попыток запуска КА «Дискаверер» без разведывательной аппаратуры, то есть на борту спутника в этот момент могли находиться биообъекты. Информация об этих запусках до сих пор закрыта, но известно, что была как минимум одна попытка запуска КА с мышами, закончившаяся, правда, неудачно. Активно велись работы по запуску КА с обезьяной (макакой-резусом), но до её реализации дело так и не дошло.

В конце 1959 г. Пентагон официально заявил о формировании первого крыла искусственных спутников ВВС США. В течение нескольких месяцев ряд специальных подразделений, которые занимались испытанием спутников «Дискаверер», были сгруппированы в 6594-м испытательном крыле управления баллистических ракет. Это крыло включало стартовую эскадрилью, эскадрилью розыска приземляющихся контейнеров со спутников и сбора данных. Эти станции располага-

лись в Кадьяке (Аляска), Кэна-Пойнте (Гавайские острова) и в Нью-Бостоне (штат Нью-Гэмпшир). К началу 1960 г. 6594-е крыло насчитывало только 300—400 офицеров и солдат, но ещё через несколько месяцев его личный состав увеличился до трёх тысяч человек.

Первый спутник типа «Корона» (с псевдонимом «Дискаверер-1») был запущен ракетой «Тор—Аджена» 28 февраля 1959 г. с авиабазы Ванденберг. Это был первый запуск ИСЗ с нового космодрома и первый в мире ИСЗ, выведенный на полярную орбиту. Янки засекретили этот полёт, и предположительно орбита «Дискаверера-1» имела параметры: перигей — 160 км, апогей — 974 км, а угол наклонения 87°.

Сигналы со спутника принимались лишь несколько минут. Ряд специалистов утверждали, что «Дискаверер-1» вообще не выходил на орбиту, а сгорел в плотных слоях атмосферы на первом же витке.

Следующий спутник «Корона» («Дискаверер-2») был запущен 13 апреля 1959 г. Он стал первым в мире ИСЗ, стабилизированным по трем осям, и впервые в мире спутник совершил маневр на орбите. Разведывательной аппаратуры на «Дискаверер-2» ещё не было.

10 августа 1960 г. с мыса Канаверал был запущен спутник «Дискаверер-13». Запуск, вопреки предрассудкам, оказался вполне успешным. 19 августа сброшенная им капсула успешно приводнилась в Тихом океане к северо-западу от Гавайев. Её выловил корабль ВМС США и доставил в Пёрл-Харбор.

До этого семь попыток сброса капсул заканчивались неудачей, я уж не говорю о пяти аварийных пусках, в ходе которых «дискавереры» («короны») не вышли на орбиту.

По сообщениям американских СМИ, на «Дискаверер-13» не было фотокамеры. Первым спутником «Корона» с фотокамерой стал запущенный 18 августа 1960 г. «Дискаверер-14». В один снимок его камеры помещалась полоса поверхности площадью 16 × 190 км. Полный угол обзора 70°. Разрешающая способность 10—15 м. После 17 витков капсула с отснятой фотопленкой отделилась и была благополучно перехвачена специальным самолётом С-130.

С этого времени пуски разведывательных спутников стали регулярными. Спутники фоторазведки получили индекс КН от слова «keyhole» — замочная скважина. В 1961—1962 гг. по программе «Корона» было запущено на низкие орбиты 26 спутников типа КН-4. Вес

космического аппарата 1150 т. Запуск производился с помощью ракеты «Тор-Дельта». Время функционирования спутника — от одних до четырёх суток.

По состоянию на 1996 г. для спутников-фоторазведчиков требовались следующие разрешающие способности.

**Требуемая разрешающая способность для интерпретации, м[1]**

| Объект | Обнаружение | Определение типа | Определение модели | Описание | Технический анализ |
|---|---|---|---|---|---|
| Транспортные средства | 1,50 | 0,60 | 0,30 | 0,06 | 0,045 |
| Мосты | 6,00 | 4,50 | 1,50 | 1,00 | 0,300 |
| Радары | 3,00 | 1,00 | 0,30 | 0,15 | 0,015 |
| Аэродромы | 6,00 | 4,50 | 3,00 | 0,30 | 0,15 |
| Ракетные базы | 3,00 | 1,50 | 0,60 | 0,30 | 0,045 |
| Надводные корабли | 7,00 | 4,50 | 0,60 | 0,30 | 0,045 |
| Подводные лодки в надводном состоянии | 7,00 | 4,50 | 1,50 | 1,00 | 0,03 |
| Самолёты | 4,50 | 1,50 | 1,00 | 0,15 | 0,045 |

За серией спутников КН-4 последовало не менее пяти спутников КН-5. Первый такой КА был запущен 15 мая 1965 г. с авиабазы Ванденберг ракетой-носителем «Тор-Аджена» на вытянутую орбиту с перигеем 305 км, апогеем 634 км и углом наклонения 82,3°.

С 1963 г. началась эксплуатация спутников детальной разведки. Первым из них стал спутник КН-7. (По другим сведениям, первым американским спутником детальной разведки был КН-8).

12 июля 1963 г. с авиабазы Ванденберг был запущен первый КА типа КН-7. Орбита была почти идеально круговая — 164 км, с углом наклонения 95,4°. Для запуска была использована ракета-носитель «Атлас—Аджена Д». Разрешающая способность фотоаппарата — 0,46 м. 18 июля КА прекратил свое существование.

---

[1] Техника получения изображений высокой четкости / Иностранная печать об экономическом, научно-техническом и военном потенциале государств — участников СНГ и технических средствах их выявления. Серия: Технические средства разведывательных служб капиталистических государств // ЕИБ ВИНИТИ. 1996. № 1. С. 15—18.

В 1966—1984 гг. на орбиту было выведено около полусотни спутников детальной разведки КН-8, известные ещё как «Гамбит» или «Сэмос-М».

Спутник КН-8, разработанный фирмой «Локхид» на базе ступени «Аджена» с двигательной установкой (ДУ) многократного включения, предназначался для съёмки стратегических объектов с высокой разрешающей способностью (до 0,2 м — наилучший показатель, достигнутый американскими КА детальной разведки).

Высокое разрешение достигалось путем установки на спутнике длиннофокусной оптической системы и уменьшения высоты перигея орбиты до 120 км. Для компенсации падения высоты из-за торможения ИСЗ в верхних слоях атмосферы и удержания перигейного участка орбиты над Северным полушарием ежесуточно проводились маневры по коррекции параметров орбит. Из-за большого расхода топлива срок функционирования КА на орбите в 1960-х гг. составлял около 10 суток, но затем в результате модернизации бортовых систем спутника продолжительность эксплуатации была увеличена до 125 суток. Последние образцы КН-8, запускавшиеся в 1980-х гг., предназначались для отработки перспективной аппаратуры видовой разведки (в частности, системы передачи изображений по радиоканалу) в рамках программы FROG (Film Read-Out Gambit).

По данным американской печати, основными задачами этих спутников в 1970-х гг. были: поиск шахтных пусковых установок новых советских МБР; наблюдение за стратегическими базами и комплексами ПРО и ПКО; слежение за ходом боевых действий между Ираком и Ираном, а также в Афганистане. В 1984 г. ИСЗ КН-8 (международный номер 84391) активно использовался для съёмки района боевых действий, которые велись между советскими войсками и афганскими моджахедами в долине реки Панджшер. Результаты космической разведки, согласно сообщениям печати, передавались афганским боевикам, чтобы они могли избежать ударов советских войск. В 1980-х гг. специалисты Пентагона предоставляли Ираку спутниковые снимки территории Ирана, которые позволяли планировать ракетные и авиационные удары по объектам противника.

15 июня 1971 г. с авиабазы Ванденберг был запущен спутник-фоторазведчик нового поколения КН-9 «Гексагон». Он вышел на орбиту с перигеем 189 км, апогеем 290 км и углом наклонения 96,4°. Впервые

для вывода разведывательного спутника была применена новая ракета-носитель «Титан-3Д». По различным данным, вес КН-9 составлял от 9 до 13 т, длина 15 м, а диаметр 3 м.

Для компенсации аэродинамического торможения и маневрирования в плоскости орбит КН-9 имел двигатель, который включался по командам с Земли. Обзорная разведка с этого спутника производилась с помощью фотоаппаратуры фирмы «Истмен Кодак». Для хранения развединформации и преобразования полученных изображений в радиосигналы с последующей их передачей по информационным каналам на Землю на спутнике имелось бортовое запоминающее устройство.

Детальная разведка производилась фотоаппаратами фирмы «Перкин Элмер» (фокусное расстояние свыше 2,4 м). Эти фотоаппараты при использовании соответствующей фотопленки обеспечивали достаточно высокое разрешение на местности. Экспонированная пленка с борта ИСХ возвращалась в четырёх — шести капсулах по командам с пунктов управления.

Зарубежные специалисты предполагали, что ИСЗ КН-9 оснащены также многоспектральными фотоаппаратами (для одновременного фотографирования разведываемых объектов в различных диапазонах спектра световых волн), а также инфракрасным телескопом (фокусное расстояние 12 м, разрешающая способность — несколько метров) и радиолокационной аппаратурой.

Как уже отмечалось, все данные по американским спутникам были строго засекречены. Лишь 23 февраля 1995 г. президент США Клинтон подписал исполнительное распоряжение № 12951 о рассекречивании программ космической разведки «Корона», «Аргон» и «Лэньярд», осуществлявшихся в 1960—1972 гг.

**Рассекреченные системы видовой разведки США**

| Система | Период эксплуатации | Количество камер на КА | Фокальное расстояние, мм | Формат кадра, мм² | Лучшее наземное разрешение, м | Кол-во успешных запусков | Кол-во возвращенных капсул | Всего отснято пленки, футов |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| CORONA | | | | | | | | |
| КН-1 | 08.60 | 1 | 610 | 55,4 × 757 | 12 | 1 | 1 | 3548 |
| КН-2 | 12.60—07.61 | 1 | 610 | 55,4 × 757 | 9 | 3 | 3 | 17 949 |
| КН-3 | 08.61—12.61 | 1 | 610 | 55,4 × 757 | 7,5 | 5 | 5 | 24 676 |

| Система | Период эксплуатации | Количество камер на КА | Фокальное расстояние, мм | Формат кадра, мм² | Лучшее наземное разрешение, м | Кол-во успешных запусков | Кол-во возвращенных капсул | Всего отснято пленки, футов |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| KH-4 | 02.62—12.63 | 2 | 610 | 55,4 × 757 | 7,5 | 20 | 20 | 239 299 |
| KH-4A | 08.63—10.69 | 2 | 610 | 55,4 × 757 | 2,7 | 49 | 92 | 1 293 025 |
| KH-4B | 09.67—05.72 | 2 | 610 | 55,4 × 757 | 1,8 | 16 | 32 | 505 970 |
| ARGON | | | | | | | | |
| KH-5 | 05.62—07.64 | 1 | 76 | 11,4 × 11,4 | 140 | 7 | 7 | 22 503 |
| LANYARD | | | | | | | | |
| KH-6 | 07.63—08.63 | 1 | 1680 | 11,4 × 635 | 0,6 | 1 | 1 | 2251 |

Примечание: метрические величины указаны в пересчёте из дюймов и футов.

Программа запусков КА типа KH-9 завершилась в 1986 г. после неудачной попытки вывести на орбиту последний, 20-й образец. Благодаря менее интенсивному (трёхсуточному) циклу проведения коррекций продолжительность их функционирования, в начале 1970-х гг. составлявшая всего 40—50 суток, к 1984 г. достигла 275 суток.

Как сообщалось в западной прессе, основными объектами разведки космических аппаратов KH-9 по-прежнему оставались советские стратегические объекты и полигоны. Один из спутников (KH-9 № 18) использовался в 1983 г. во время поиска района строительства новой РЛС для обнаружения пусков МБР под Красноярском (была выявлена лишь спустя 18 месяцев после начала строительства) и для картографической съёмки территории европейской части СССР. На основе полученных данных разрабатывались полётные задания для американских крылатых ракет, размещаемых в Западной Европе.

Главным недостатком систем детальной фоторазведки считалась низкая оперативность доставки информации (2—5 суток), что стало очевидным при ведении разведки в ходе шестидневной арабо-израильской войны 1967 г., когда все добытые американцами данные представляли лишь «исторический интерес» и не могли быть использованы для оценки развития конфликта.

В 1967 г. были разработаны требования к новым ИСЗ оптико-электронной разведки (ОЭР), которые позволяли получать снимки объектов с высоким разрешением и передавать их на наземные пункты в масштабе времени, близком к реальному. В качестве основного раз-

работчика такого спутника (КН-11) была выбрана фирма «Томсон — Рамо — Вулдридж».

Согласно требованиям спутниковая система ОЭР должна была обеспечивать ежесуточный обзор любого участка земной поверхности, получение изображений объектов с очень высоким разрешением и передачу их в центр обработки с минимальной задержкой по времени. В её состав входили два космических аппарата КН-11, подсистема спутников-ретрансляторов типа SDS (Satellite Data System), а также центр управления и приема данных в Форт-Бельвуар, штат Вирджиния.

Высокая разрешающая способность (около 15 см) с высоты 270 км достигалась благодаря установке на борту КН-11 длиннофокусного оптического телескопа и фотоприемника на основе приборов с зарядовой связью (ПЗС). Так называемые ПЗС-матрицы были созданы в конце 1960-х гг. «Белл телефон лэбораториз» и при относительно небольших размерах имели несколько десятков тысяч детекторов (для сравнения, у современной ПЗС-матрицы, установленной на борту космического телескопа НАСА «Хаббл», имеется 640 тыс. элементов, каждый размером 15 × 15 мкм). Оптическая система космического аппарата КН-11 построена по двухзеркальной схеме Кассегрена: диаметр основного зеркала 2,3 м, вторичного более 0,3 м (оптическая система телескопа «Хаббл» с аналогичными характеристиками имеет эффективное фокусное расстояние 57,6 м).

Высокая оперативность достигается передачей изображений объектов по радиоканалу в сантиметровом диапазоне радиоволн через спутники-ретрансляторы. Для обеспечения непрерывного радиоконтакта между центром управления и разведывательными ИСЗ, пролетающими над Северным полушарием, КА SDS выводятся на вытянутые наклонные 12-часовые орбиты типа «Молния» (наклонение 64°, высоты орбиты в перигее 600 км, в апогее 39 000 км). В состав подсистемы ретрансляторов входят как минимум три спутника SDS, плоскости орбит которых разнесены на 120° относительно друг друга. Они движутся по одной трассе, поочередно зависая на рабочих апогейных участках, размещенных над Атлантическим и Тихим океанами.

Замечу, что 1-й спутник типа КН-11 «Кеннан» был запущен ракетой-носителем «Титан-3Д» с авиабазы Ванденберг 19 декабря 1976 г.

Параметры его орбиты: перигей — 220 км, апогей — 500 км, угол наклонения 96,9°.

Увеличения срока эксплуатации спутников КН-11 по сравнению с фоторазведывательными ИСЗ удалось достичь благодаря использованию более высоких орбит и менее частому осуществлению коррекций. В системе ИСЗ ОЭР применяются два вида коррекций: с целью поддержания средней высоты и для фазирования трасс двух КА (чтобы исключить возможность возникновения непросматриваемых зон). В отличие от ИСЗ фоторазведки не выполняются маневры спутников ОЭР для удержания перигейных участков орбит над Северным полушарием.

КН-11 выводится на солнечно-синхронные орбиты, плоскости которых образуют угол 48—52° и располагались симметрично относительно направления на Солнце. При таком баллистическом построении системы один из спутников ведет разведку объектов на поверхности Земли на нисходящих витках с 10 до 11 часов по местному времени («утренний» КА, одна плоскость), а второй — с 13 до 14 часов («послеполуденный», другая). Это улучшает условия дешифровки изображений, так как на снимках одного и того же объекта, сделанных двумя спутниками, тень находится по разные стороны от него. Дальнейшая наземная цифровая обработка изображений позволяет повысить их контрастность, устранить влияние дымки, а в некоторых случаях даже выявить объекты, расположенные в тени зданий. Бортовая аппаратура КН-11 может функционировать в трёх режимах: покадровой съёмки небольших участков земной поверхности с максимальной разрешающей способностью до 0,15 м, непрерывной съёмки (в виде непрерывной полосы) и площадной съёмки местности (разрешение около 1 м).

Система ОЭР, развернутая в полном составе в 1976—1980 гг., до середины 1980-х привлекалась наряду с системами фоторазведки в основном для ведения военно-технической разведки в интересах ВВС и ЦРУ, в частности для определения некоторых характеристик новых образцов советской военной техники. По данным западных СМИ, с помощью КН-11 впервые удалось получить снимки нового стратегического бомбардировщика Ту-160, космического корабля многоразового использования «Буран» (можно было даже различить его на-

звание, написанное на борту), авианесущего корабля «Адмирал флота Н.А. Кузнецов» и других военных объектов.

Снимки с КН-11 активно использовались при планировании операции по освобождению американских заложников в Иране в 1980 г. (после её провала иранская сторона захватила и опубликовала несколько секретных фотографий). Фотоснимки советского авианосца, строящегося на верфи в Николаеве, сделанные с борта КН-11 (разрешающая способность 0,3 м), были опубликованы в 1984 г. в журнале «Джейн'с дефенс уикли», за что сотрудник одной из разведслужб США, передавший их английскому журналу, был приговорен к тюремному заключению. По свидетельству ряда американских экспертов, фотографии наиболее важных объектов предоставлялись лично президенту США через 40—50 минут после пролета спутника над районом разведки.

Бортовая подсистема стабилизации и ориентации космического аппарата КН-11 рассчитана на сопровождение целей с высокой угловой скоростью перемещения. Эта особенность позволяет использовать спутники такого типа для съёмки других ИСЗ в космосе. По сообщениям печати, в 1982 г. КН-11 № 4 привлекался к съёмке орбитальной ступени «Колумбия» для оценки состояния теплозащитного покрытия корабля перед его посадкой.

Основными факторами, ограничивающими применение подобных спутников, являются метеообстановка в районе разведки и условия освещенности. В связи с этим планирование работы спутников осуществляется после предварительной оценки передаваемых с борта ИСЗ типа «Блок-5D2» военной системы DMSP (Defence Meteorological Satellite Program) данных метеоразведки о состоянии облачного покрова, осуществляемой в метеоцентре ВВС США на авиабазе Оффут (штат Небраска).

Главными недостатками первых спутников КН-11 были ограниченные возможности при съёмке обширных площадей, относительно невысокие характеристики энергетической и оптической подсистем, а также сравнительно низкая общая производительность.

Первый усовершенствованный космический аппарат КН-11 № 6 (известен также под наименованием «Усовершенствованный Кристалл»), выведенный на орбиту в 1984 г., явился самым «долгоживущим» американским спутником видовой разведки. Срок его активного

функционирования значительно превзошел расчётный и составил более девяти лет. После серии маневров высота апогея его орбиты впервые превысила 1000 км и стала типовой для всех последующих ИСЗ данного типа. Она позволяет этим космическим аппаратам решать задачи видовой разведки, которые ранее возлагались на фоторазведывательные КА, имеющие широкую полосу захвата (при работе в режиме детальной съёмки с высоты 1000 км размер кадра на местности составляет 10—15 км, а разрешение 0,6—1,5 м, что сравнимо с соответствующими характеристиками спутников детальной фоторазведки).

Основное отличие усовершенствованного КН-11 — наличие новой широкоформатной картографической камеры ICMS (Improved Crystal Metric System), которая позволяет определять координаты объектов с высокой точностью (ранее эти задачи решались с помощью камеры, устанавливаемой на КН-9). Кроме того, новые КА оснащены более совершенными подсистемами электропитания, передачи данных и орбитального маневрирования, благодаря чему возросла их производительность (количество снимков в течение суток), автономность и продолжительность эксплуатации. Вес ИСЗ увеличился на 1,5 т (до 14 т), а срок активного существования — с двух до пяти лет.

С 1984 по 1992 г. на орбиту были выведены четыре аппарата КН-11 усовершенствованного типа (№ 6—9). Первый из них из-за неудачных запусков других американских разведывательных ИСЗ в 1985 и 1986 гг. на протяжении почти двух лет был единственным спутником системы, и только после запуска в 1987 г. КН-11 № 7 её удалось восстановить в полном составе. В 1988 г. место КН-11 № 6 занял новый спутник — КН-11 № 8, однако старый КА впервые был выведен в резерв (до ноября 1994 г.), а не сведен, как обычно, с орбиты. Наиболее совершенный спутник (№ 9), запущенный в 1992 г., заменил КН-11 № 7, прекративший свое существование.

## Глава 2
## СПУТНИКИ РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О ЗАПУСКЕ МБР

В ноябре 1958 г. в США приступили к разработке космических аппаратов раннего обнаружения МБР, получивших название «Мидас». Замечу, что к фригийскому царю Мидасу, которого Аполлон наградил

ослиными ушами, это название не имело никакого отношения. МИДАС — это первые буквы слов Missile Defense Alarm System.

КА «Мидас» должен был фиксировать факт старта МБР по тепловому излучению её двигателя на активном участке траектории. Первоначально «Мидас» разрабатывался корпорацией ARPA, но в 1960 г. руководство проектом было передано ВВС. В том же 1960 г. на «Мидас» было истрачено 47 млн долларов.

Космические аппараты типа «Мидас» проектировались и изготавливались фирмой «Локхид». Согласно проекту, спутники «Мидас» предполагалось выводить на полярные орбиты с высотой 300—2400 км и периодом обращения около 60 минут. Запуск спутников должен был осуществляться с помощью ракетной системы «Атлас—Аджена В».

По своей конструкции КА «Мидас» представлял собой одно целое со второй ступенью ракетной системы. Общий вес ступени и аппаратуры «Мидас» без горючего — около 2 т, вес аппаратуры — 1,4 т.

Главной составной частью разведывательной аппаратуры являлся прибор обнаружения, основанный на принципе теплопеленгатора, но обладавший чрезвычайно высокой чувствительностью. Прибор работал в диапазоне дальней области инфракрасных лучей (10—100 мкм), в качестве чувствительного элемента использовался высокочувствительный сверхохлажденный детектор. Вес инфракрасного сканирующего устройства — около 23 кг, диаметр оптического собирательного зеркала — 30 см.

Фирма «Локхид» утверждала, что дальность обнаружения факела двигателя МБР составит 5000 км. Обзор пространства одним таким спутником, по мнению американских специалистов, позволял с высоты 400 км контролировать 100 млн кв. км, то есть до 19 % земной поверхности, а с высоты 1600 км — до 30 % территории земного шара. Поэтому 12—15 спутников этой системы планировалось «подвешивать» на орбиты высотой от 300 до 2400 км.

26 февраля 1960 г. с мыса Канаверал с помощью ракеты-носителя «Атлас—Аджена-А» был произведен первый пуск КА «Мидас». Однако из-за неисправностей системы отделения второй ступени спутник не был выведен на расчётную экваториальную орбиту высотой 250 км. Программой же испытаний предполагалось, что спутник просуществует две недели, и в течение этого времени планировался запуск двух

ракет в сторону Луны, работу двигателей которых и должна была обнаружить инфракрасная сканирующая система «Мидаса».

Однако, хотя через 105 минут после запуска «Мидас-1» к моменту прохождения им первого витка вокруг Земли была запущена опытовая ракета «Поларис», спутник не вышел на расчётную орбиту, а ракета «Поларис» потеряла управление и была взорвана по команде с Земли.

24 мая 1960 г. с мыса Канаверал с помощью ракеты-носителя «Атлас—Аджена-А» был запущен КА «Мидас-2». Параметры его орбиты составили: перигей — 481 км, апогей — 516 км, угол наклонения орбиты — 33°, а период обращения — 94,5 минуты.

Дальнейшие запуски проводились с помощью ракеты-носителя «Атлас—Аджена-В» и с авиабазы Ванденберг.

12 июля был выведен на орбиту, близкую к круговой, высотой 3000 км космический аппарат «Мидас-3». Угол наклонения орбиты составлял 95,9°, а период обращения — 2 ч. 46 м.

Всего было запущено двенадцать спутников типа «Мидас». Запуск последнего состоялся 5 октября 1966 г. с помощью ракеты-носителя «Атлас—Аджена-Д». Спустя некоторое время американские СМИ были вынуждены признать, что чувствительная бортовая инфракрасная аппаратура спутников «Мидас» оказалась не способной отличить тепловые излучения факелов пламени стартующих МБР от естественной тепловой радиации, например, от излучения Солнца, отраженного от облаков и земной поверхности. В частности, приводился пример запуска МБР «Титан» в октябре 1964 г., который не был обнаружен спутником «Мидас-4». Кроме того, теоретические расчёты надежности такой системы показали, что при тогдашнем уровне развития радиоэлектроники её безотказная работа может быть обеспечена лишь в течение 10 часов, а не круглосуточно, как планировалось изначально.

В середине 1960-х гг. в США взамен системы «Мидас» в рамках программы DSP (Defense Support Program) приступили к проектированию новой космической системы «Имеюс» (IMEWS). По некоторым данным, эти спутники имели обозначение КН-12.

В отличие от «Мидаса», «Имеюс» должны были выводиться на геостационарные орбиты. Главным преимуществом геостационарных

спутников была возможность непрерывного наблюдения за районами дислокации МБР. Кроме того, было упрощено слежение за космическими аппаратами, прием и передача информации, а также легко поддерживалась стабильность уровня сигнала от КА из-за неизменности расстояния. К тому же почти не мешал эффект Доплера. С военной точки зрения, геостационарная орбита предпочтительнее ещё и тем, что в начале 1970-х гг. отсутствовали средства, способные помешать стационарным КА выполнять свои задачи.

Спутники типа «Имеюс» вошли в состав космической системы раннего обнаружения МБР SEWS. Эта система представляла собой первый рубеж системы предупреждения о ракетном нападении и предназначалась для обнаружения пусков МБР с территории Евразийского континента и МБР морского базирования из акваторий Тихого и Атлантического океанов.

В состав системы SEWS на первом этапе входили три основных и два резервных ИСЗ на стационарных орбитах. При создании системы SEWS использовалась технология конца 1960-х гг.

Спутники типа «Имеюс» выводились на орбиту с помощью ракеты-носителя «Титан-IIIC» с космодрома на мысе Канаверал. Первый старт «Имеюс-1» (DSPF-1) состоялся 11 июня 1970 г. Вес спутника составил 820 кг. Однако он был выведен не на стационарную, а на низкую орбиту. Было ли это запланировано заранее (для опробования аппаратуры КА) или имел место отказ последней ступени ракеты-носителя — неизвестно.

При следующем пуске «Имеюс-2» 5 мая 1971 г. спутник, по одним данным, вышел на геостационарную орбиту, а по другим — остался на низкой орбите с перигеем 148 км и апогеем 332 км.

И лишь «Имеюс-3» 1 марта 1972 г. гарантированно был выведен на геостационарную орбиту с параметрами 33 576—35 856 м. Орбита находилась в экваториальной плоскости, её наклон составлял всего 0,87°.

В процессе эксплуатации как орбитальная и наземная группировки, так и ИСЗ DSP претерпели ряд усовершенствований.

Последние образцы спутников DSP (спутники третьего поколения), получившие обозначение «модель-14»,оснащались фотоприемным устройством (ФПУ), включавшим 6000 инфракрасных датчиков,

в то время как ФПУ первых ИСЗ состояло из 2000 датчиков. ИСЗ DSP образца «модель 14» имели две рабочие длины волны (2,7 и 4,3 мкм), у первых была только одна (2,7 мкм). Вес последних спутников DSP — 2,36 т, первых — 1,15 т; потребляемая мощность — 1,27 кВт и 0,42 кВт соответственно.

Структура орбитальной группировки, зоны контроля системы SEWS на третьем этапе её создания и основные сведения об ИСЗ системы SEWS представлены ниже.

**Размещение и контролируемые области ИСЗ «Имеюс-2» (1996 г.)**

| Номер ИСЗ | Зоны обнаружения стартов БР |
|---|---|
| И-12—17 | Восточная часть территории СНГ и территории Китая |
| И-12 -12 | Территория СНГ и район Ближнего Востока |
| И-12 -16 | Территория СНГ и район Ближнего Востока |
| И-12—13 | Акватория Тихого океана |
| И-12 -15 | Акватория Атлантического океана |

**Основные сведения об ИСЗ системы SEWS**

| Основные сведения о ИСЗ | ИСЗ DSP | ИСЗ DSP (модель 14) |
|---|---|---|
| Габариты ИСЗ: | | |
| длина, м | 6,5 | 10 |
| диаметр, м | 2,8 | 4,2 (размах панелей) |
| вес, т | 1,15 | 2,36 |
| Высота орбиты, км | 36 000 | 36 000 |
| Дальность действия, км | 43 000 | 43 000 |
| Потребляемая мощность, кВт | 0,42 | 1,274 |
| Рабочие длины волн ИК-датчика, мкм | 2,7 | 2,7; 4,3 |
| Количество элементов ФПУ | 2000 | 6000 |
| Стоимость ИСЗ, млн долл. | 100—150 | 180 (№ 14,15), 300 (№ 16) |

Основным элементом бортовой аппаратуры ИСЗ являлся инфракрасный телескоп, имевший максимальную чувствительность на длине волны 2,7 и 4,3 мкм и разрешающую способность 2,7—3 км.

Кроме инфракрасного телескопа на борту спутника была установлена аппаратура обнаружения ядерных взрывов с использованием датчиков нейтронного и гамма-излучения.

С борта ИСЗ информация в цифровом виде в реальном масштабе времени передавалась на наземную станцию, где она обрабатывалась и анализировалась. Обработанная информация передавалась в Главные

центры оперативного управления, а оттуда — на командный пункт НОРАД (Аэрокосмическая оборона Североамериканского континента).

На командном пункте системы НОРАД по данным космических и радиолокационных средств системы предупреждения о ракетном нападении принималось решение о нанесении ракетного удара и меры по защите территории США от ракетного удара.

Спутники № 5—9 были рассчитаны на срок эксплуатации два года, впоследствии их характеристики были улучшены с целью обеспечения возможности выполнения более сложных орбитальных маневров, а также были предприняты меры по повышению радиационной защиты. Расчётный срок эксплуатации ИСЗ DSP, начиная с № 14, составлял пять лет. Основным отличием этих ИСЗ являлось оснащение их устройством лазерной межспутниковой системы связи.

Велись работы по созданию мобильных наземных станций приема информации с целью снижения уязвимости двух имеющихся стационарных станций — в Алис-Спрингсе (Австралия) и Бакли (штат Колорадо). В 1992 г. осуществлялась проверка возможности использования мобильной наземной станции в качестве дублера стационарной. В состав мобильной станции вошли антенны, терминалы, устройства обработки данных и система энергоснабжения.

На основе опыта создания и практического использования системы SEWS в США были развернуты работы по созданию усовершенствованной системы FEWS, предназначенной для обнаружения стартов тактических и стратегических баллистических ракет.

Работы по системе FEWS были проведены в 1992—1994 гг. фирмами «Локхид» и «ТРВ» на конкурсной основе. В соответствии с существующими планами по результатам работ заказчики (ВВС США) должны были выбрать единого подрядчика для полномасштабной разработки и производства системы FEWS. Фирма «Локхид» предложила использовать в будущей системе основное чувствительное устройство сканирующего типа, а фирма «ТРВ» — несканирующего типа. В последнем случае предусматривались краткие быстрые движения фотоприемной матрицы для изменения поля зрения нескольких миллионов её детекторов, изготовленных на основе материала HgCdTe.

К 2001 г. в США на боевом дежурстве находилась космическая система SEWS, созданная в рамках оборонной программы DSP. Ос-

новной задачей этой системы являлось обнаружение стартов ракет и оповещение об этом командование США. В составе этой системы функционировали пять оперативных и два резервных спутника DSP («Имеюс-2») и наземный комплекс управления. При этом спутники «Имеюс-2» № 14, 15, 16, 17 и 18 относятся к КА нового поколения. Основным их отличием от спутников, запущенных ранее, являлось наличие аппаратуры межспутниковой лазерной связи и усовершенствованной бортовой ЭВМ, увеличен срок активного существования КА с 5 до 7 лет. В составе наземного комплекса управления и приема информации использовались как стационарные станции приема информации, так и мобильные станции.

Согласно проекту, спутники системы FEWS имеют усовершенствованные фокальные решетки, способные производить обработку большого объёма информации на борту и поставлять данные потребителям более оперативно. Кроме того, они обладают большей живучестью, а также оборудованы устройствами связи «спутник — спутник», что снизило зависимость этой системы от наземных станций, расположенных на территории других государств.

Новую систему обнаружения стартов было решено создавать на основе системы BSTS (Boost Surveillance and Tracking System), работы по которой велись в рамках программы СОИ. Специалисты Минобороны и промышленности отмечали, что затраты, связанные с работами по системе BSTS, значительно превосходят стоимость прежней системы SEWS. Вместе с тем новая система обладает большей живучестью, проще в эксплуатации и, соответственно, меньше эксплуатационные расходы. Появилась возможность уменьшить число используемых наземных средств управления, а также постепенно отказаться от приемной станции в Австралии, применяя межспутниковые линии связи. В системе BSTS предусматривалось обеспечить на борту ИСЗ уровень обработки данных, позволяющий передавать их непосредственно на театре военных действий.

Оценочная стоимость развертывания системы FEWS и её эксплуатации в течение 20 лет составляет 12—17,7 млрд дол. Официальные лица — сторонники доработки существующей системы считают, что расходы на систему на основе спутников DSP нового поколения составили бы за тот же период 6,3 млрд дол. Система на основе усовер-

шенствованных ИСЗ DSP могла бы иметь 85 % возможностей системы FEWS, но при расходах, составляющих всего 46 % затрат на систему FEWS.

Летом 1993 г. представители ВВС сообщили, что возможно снижение стоимости системы FEWS ориентировочно в два раза за счёт сокращения дублирующих устройств, и, соответственно, за счёт снижения веса спутника. Тогда спутники системы FEWS можно было бы выводить на орбиту менее дорогостоящими носителями «Атлас-2AS» средней грузоподъемности или другими такого же класса. Переход от большегрузных ракетоносителей за время эксплуатации системы FEWS даст экономию около двух миллиардов долларов.

Для использования ракетоносителя средней грузоподъемности вес спутника не должен превышать 2,27 т, что связано с определенными ограничениями функций спутников системы FEWS, а именно:

— изменение характеристик обзора в северном направлении, за счёт организации вывода ИСЗ на эллиптическую орбиту;

— изъятие блока обнаружения ядерных взрывов, что позволит уменьшить вес ИСЗ на 317 кг. Отсутствие данного блока считается возможным, поскольку обнаружение ядерных взрывов является одной из функций спутников глобальной навигационной системы GPS;

— уменьшение габаритов, а следовательно, и пропускной способности блока обработки данных о наблюдаемых объектах позволит снизить вес спутника более чем на 45 кг.

Согласно заявлению представителей ВВС США, несмотря на предлагаемые меры по снижению веса ИСЗ системы FEWS, характеристики их чувствительных устройств не ухудшатся.

Система FEWS может иметь определенные возможности обнаружения атак крылатых ракет и бомбардировщиков. Согласно оценкам, способность их обнаружить и обеспечить точное сопровождение этих целей будет зависеть от угла взаимного положения ракеты относительно ИСЗ, от степени затухания в атмосфере инфракрасного излучения крылатой ракеты и от наличия облачного покрова. Полностью проблему обнаружения налета крылатых ракет и бомбардировщиков система FEWS решить не сможет.

С начала 1990-х гг. в США ведутся работы по созданию средств обороны от тактических ракет средней и меньшей дальности. Раз-

работка же средств обороны от стратегических ракет отодвигается на более поздние сроки. Это объясняется, с одной стороны, конкретными требованиями обеспечения безопасности (с учетом опыта военных действий в районе Персидского залива), а с другой — состоянием разработки.

ИСЗ «Бриллиант Айс» должны обеспечить наблюдение, обнаружение и слежение за целями не только на среднем участке траектории, но и на участке разведения боеголовок, а также, возможно, будет выполнять задачи раннего обнаружения пусков ракет. Датчики этих ИСЗ разрабатываются на основе передовых технологий датчиков перехватчика ракет «Бриллиант Пебблз», что позволяет создать сравнительно дешевые миниатюрные ИСЗ.

Вес спутников — не более 500 кг. В состав датчиков ИСЗ включаются пассивные (в длинноволновом 8—14 мкм, средневолновом 3—5 мкм, коротковолновом инфракрасном и видимом 0,5 мкм диапазонах спектра) и активные (лазерные) приборы. Кроме того, изучается возможность использования датчика ультрафиолетового диапазона.

Для распознавания целей в состав устройства наблюдения ИСЗ должны входить два телескопа. Телескоп с единой оптической системой, работающий в диапазоне длинных и сверхдлинных инфракрасных волн и видимой части спектра и предназначенного для захвата и сопровождения целей с тепловым излучением и видимых в солнечном свете. Предполагается, что длинноволновые ИК-датчики смогут осуществлять слежение за МБР на фоне космоса, летящей на большой высоте. Коротко- и средневолновые ИК-датчики смогут следить за ракетами малой и средней дальности, летящими на небольшой высоте и наблюдаемыми на фоне Земли.

Использование лазерного локатора позволит измерять точное расстояние до цели. В датчике видимого диапазона предполагается использовать четыре решетки чувствительных элементов с зарядовой смесью. Процессор датчика должен обеспечить фильтрацию сигналов от звезд и использовать эти данные для ориентации КА. Процессор также обеспечивает исключение влияния фона, создаваемого светом, рассеянным в атмосфере Земли.

В ИК-диапазоне длин волн для ночного наблюдения потребуются большие телескопы, поэтому предлагается осуществлять ночное на-

блюдение и измерение дальности с помощью лазеров, что позволит следить за разводными ступенями баллистической ракеты в космосе, выделять надувные ложные цели по характерным скоростям вращения.

Использование УФ-датчиков в комбинации с ИК-датчиками, по мнению американских специалистов, позволит повысить эффективность селекции МБР, особенно с укороченным активным участком. Самыми сложными проблемами при разработке ИСЗ «Бриллиант Айс» считаются: обеспечение распознавания баллистической ракеты на фоне ложных целей, а также точной ориентации оптических датчиков и лазерного локатора, действующих только в боевом режиме.

В целях снижения веса ИСЗ ИК-датчики не будут постоянно находиться в рабочем состоянии. Менее напряженный — дежурный — режим позволит использовать устройства охлаждения, разрабатываемые для перехватчика ракет «Бриллиант Пебблз», которые способны охлаждать датчики до температуры 60°К.

Важной особенностью ИСЗ «Бриллиант Айс» является то, что они могут функционировать в космосе как средства стратегической и тактической обороны во время кризисных ситуаций, а также могут осуществлять глобальное наблюдение с близкого расстояния за всей поверхностью Земли.

Данные от ИСЗ «Бриллиант Айс» будут передаваться информационным средствам наземного базирования (через КА на стационарных орбитах) или непосредственно на борт противоракет (по лазерным каналам связи) для обеспечения целеуказания и корректировки движения противоракеты при подлете к цели.

Из-за того, что эти ИСЗ могут обнаруживать и сопровождать баллистические ракеты с момента их разведения, они представляют гораздо большие возможности активным средствам ПРО для выполнения перехвата цели.

Утверждается, что спутники «Бриллиант Айс», рассчитанные на ведение постоянного наблюдения, могли бы использоваться для контроля за ракетными испытаниями в любом районе земного шара. Данные, получаемые при этом, способствовали бы постоянному совершенствованию национальной системы ПРО.

Малые габариты и стоимость, возможность рассредоточения, использование широкого спектра наблюдения, высокая пространствен-

ная разрешающая способность и живучесть, способность оперативной обработки и передачи информации перехватчикам обеспечивают ИСЗ «Бриллиант Айс» высокую помехозащищенность, малую ЭПР и длительное функционирование на орбите.

В интересах Национальной ПРО ВВС США с середины 1990-х гг. ведут также разработку ИСЗ раннего обнаружения пусков баллистических ракет по программе создания ИК-системы космического базирования SBIRS (Spase-Based Infrared System). Программа SBIRS является развитием программы DSP, и ИСЗ этой программы должны заменить ИСЗ системы DSP.

Основной задачей системы SBIRS является получение информации для раннего предупреждения о ракетном нападении на США, страны-союзники и экспедиционные силы.

На основе новых технологий предполагается улучшить обнаружение и обеспечить прямое оповещение о нападении МБР, БРСД и ОТР, а также распознавание и сопровождение целей в интересах национальной ПРО и ПРО на театре военных действий. Орбитальная группировка этой системы представляет собой совокупность спутников, размещаемых на геостационарной и высокоэллиптических орбитах (SIRS-High) и низких орбитах (SBIRS-Low).

В системе SBIRS предполагается использовать 5 спутников на геосинхронных орбитах, а также 2 спутника на высокоэллиптических орбитах. В отличие от ИСЗ DSP и FEWS ИСЗ SBIRS должны быть более легкими и дешевыми и выводиться на орбиту с помощью ракеты-носителя средней грузоподъемности. При этом стоимость вывода на геосинхронную орбиту снижается с 250—750 млн долл. до 80 млн долл. Стоимость работ по программе SBIRS с учетом замены ИСЗ системы DSP и соответствующего наземного оборудования к 2020 г. составит, по оценкам ВВС США, более 10 млрд долл.

Летом 2000 г. в ходе плановых испытаний разработчики новой системы SBIRS-High установили, что на воспринимающие приборы (датчики) на спутниках могут воздействовать потоки солнечного излучения повышенной интенсивности по сравнению с расчётной, что может привести к снижению их чувствительности. После анализа полученных результатов было принято решение о проведении доработок, направленных на блокирование эффекта солнеч-

ных лучей, и тем самым существенное улучшение рабочих характеристик датчиков.

Программа SBIRS (головной разработчик — фирма «Локхид — Мартин») встретила ряд непредвиденных трудностей. В результате общая оценочная стоимость выросла с 4 млрд долларов до 10—12 млрд долларов, а дата первого запуска была перенесена с 2002 на 2009 г. Программа SBIRS подвергалась неоднократному пересмотру в соответствии с действующими положениями Конгресса по превышению первоначально запланированных затрат.

Основные трудности SBIRS связаны с выполнением заданных характеристик ИК-аппаратуры. По сути, программа SBIRS нацелена не только на обнаружение пусков ракет, но и на ведение видовой обзорной разведки в инфракрасном диапазоне. Основные задачи системы SBIRS — обнаружение пусков баллистических и малых тактических ракет, информационное обеспечение системы ПРО, ведение технической разведки и вспомогательной ИК-разведки театра военных действий.

В действующей системе DSP используется 4—6 спутников на геостационарной орбите со сканирующими двухдиапазонными ИК-датчиками (период обзора диска Земли — 10 секунд). В отличие от DSP, новые спутники SBIRS-High планируется оснастить ИК-аппаратурой двух типов: сканирующими датчиками для обнаружения баллистических ракет большой дальности и датчиками непрерывного мониторинга отдельных зон для обнаружения ракет малой дальности и ИК-источников малой интенсивности излучения. По сообщениям прессы, время обнаружения стартов ракет в системе SBIRS сократится в несколько раз — с 40—50 секунд до 10—20 секунд.

Долгое время от закрытия и пересмотра SBIRS спасал статус «проблемной, но безальтернативной» программы. Однако в 2005 г. выяснилось, что старые спутники DSP работают дольше, чем ожидалось, поэтому появилась временная «альтернатива».

В декабре 2005 г. министерство ВВС США объявило о результатах очередного пересмотра программы: объём заказа снижен с пяти (4 на орбите и 1 резервный на Земле) до трёх космических аппаратов.

Первый спутник НСО по программе SBIRS был запущен 28 июня 2006 г. в ходе очередного «секретного запуска» ВВС. К началу 2009 г.

на орбите было уже два таких спутника. А в 2010 г. ожидается запуск 2—3 космических аппаратов на геостационарную орбиту и ввод системы SBIRS в эксплуатацию.

## Глава 3
## СПУТНИКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ РАЗВЕДКИ

Первые американские РЛС космического базирования, которые прошли испытания на океанографическом спутнике «Сисат» (1978 г.) и МТКК «Шаттл» (1981 г. и 1984 г.), работали в дециметровом диапазоне радиоволн и обеспечивали получение радиолокационных изображений участков местности с разрешением 15—25 м. Как показал опыт эксплуатации РЛС этого типа, они могут использоваться для всепогодной разведки морских и наземных целей, а также для обнаружения замаскированных и даже заглубленных объектов.

Разработка КА радиолокационной разведки по проекту «Индиго» (спутник получил наименование «Лакросс») была поручена группе фирм. Головным разработчиком назначена фирма «Мартин Мариэтта», а создание наземной аппаратуры обработки данных — «Дженерал электрик».

С целью достижения высокой разрешающей способности, от 0,9 до 3 м, сопоставимой с той, что имеет оптическая аппаратура, на спутнике установлена РЛС сантиметрового диапазона с синтезированием апертуры, оснащенная крупногабаритной антенной. Прототип радиолокатора, созданного по этому проекту, проходил испытания на космическом аппарате КН-8 «Гамбит», запущенном в 1988 г. на нетипично высокую для фоторазведывательных спутников орбиту — около 600 км.

Спутник «Лакросс» (КН-12) весом 14—16 т имел цилиндрический корпус, к которому прикреплены панели солнечных батарей и крупногабаритная параболическая антенна РЛС. Он рассчитан на эксплуатацию в течение пяти — восьми лет.

Замечу, что в 2007 г. спутник «Лакросс-2», запущенный в 1991 г., был сфотографирован с помощью 28-канальной системы с адаптивной оптикой, установленной в Алтайском оптико-лазерном центре НИИ прецизионного приборостроения. Как отмечается, спутник на-

ходился на орбите высотой примерно 640 км, а наклонная дальность по линии визирования от него до телескопа превышала 800 км.

Изображения «Лакросса-2» позволили определить, что его корпус имеет приблизительно 15 м в длину, он оснащен имеющей 7,5 м в диаметре антенной, а размах панелей его солнечных батарей составляет около 30 м.

2 декабря 1988 г. спутник «Лакросс-1» был выведен на орбиту с борта МТКК типа «Шаттл» «Атлантик». Параметры орбиты «Лакросса» составили: перигей — 466 км, апогей — 477 км, угол наклонения — 57°, период обращения — 93,5 минуты.

Из-за перерасхода средств стоимость ИСЗ радиолокационной разведки «Лакросс-1» превысила 1 млрд долларов. По мнению экспертов, он предназначался прежде всего для поиска мобильных пусковых установок советских МБР и слежения за пунктами базирования стратегических систем оружия. Радиолокационные изображения передавались в центр обработки через ретрансляторы TDRS, находящиеся в ведении НАСА и размещенные на геостационарной орбите.

«Лакросс-2» был запущен 8 марта 1991 г. с мыса Канаверал с помощью ракеты-носителя «Титан-4». Параметры орбиты: перигей — 420 км, апогей — 662 км, угол наклонения — 68°, период обращения — 95,5 суток.

Третий спутник радиолокационной разведки «Лакросс-3» был запущен 24 апреля 1997 г. с авиабазы Ванденберг с помощью ракеты-носителя «Титан-4». Спутник был впервые выведен на стационарную орбиту.

22 мая 1999 г. с авиабазы Ванденберг ракетой «Титан-4» выведен секретный спутник, предположительно им был «Лакросс-4».

По проекту в группировке предусмотрено 2—4 спутника «Лакросс» (в настоящее время в оперативном использовании три космических аппарата), три КА-ретранслятора СДС и 3—4 КА-ретранслятора ТДРС.

Космические аппараты «Лакросс» позволяют с помощью РЛС с синтезированной апертурой получать изображения земной поверхности глобальным охватом и обеспечивать просмотр полярных районов Земли и результаты наблюдения передавать по радиоканалам в реальном масштабе времени в Центр сбора и обработки информации.

Орбитальное построение системы и возможности бортовой аппаратуры позволяют вести разведку территории России двумя спутниками при полосе обзора 4000 км — более 9 часов в сутки, тремя спутниками — более 14 часов в сутки.

## Глава 4
## ШТИРЛИЦ НА ОРБИТЕ

В 1952 г. в США было образовано Управление национальной безопасности (УНБ), которое сконцентрировало все усилия США по ведению радиоэлектронной разведки (РЭР), разработке соответствующей аппаратуры и защите информации, передаваемой по национальным линиям связи. Официальные данные о бюджете и численности сотрудников его аппарата отсутствуют, но, согласно оценкам экспертов, на нужды УНБ в 1980—1992 гг. ежегодно расходовалось около 10 млрд долларов, а численность штатного состава была 50—100 тыс. человек, из которых 80 % — гражданские специалисты.

Особое положение УНБ объясняется исключительной важностью получаемой разведывательной информации по военным, политическим и экономическим вопросам, которые затем активно использовались руководством США.

ИСЗ являлись весьма эффективным средством радиоэлектронной разведки. Утвержденная в 1954 г. президентом США Д. Эйзенхауэром программа WS-117L (по разработке разведывательных спутников в интересах ВВС и ЦРУ) предусматривала, кроме того, создание спутниковой аппаратуры перехвата радиосигналов в рамках частного проекта «Пионер Феррет».

Впервые оборудование радиотехнической разведки под наименованием «Скотоп» было выведено в космос на борту экспериментального фоторазведывательного ИСЗ «Дискавери-13» в августе 1960 г. Комплекс «Скотоп» предназначался для регистрации сигналов советских РЛС, следивших за полётом американских космических объектов. Запуски первых специализированных ИСЗ радиотехнической разведки, получивших условное наименование «Феррет», начались в США в 1962 г.

Первый спутник РЭР типа «Феррет» был запущен с авиабазы Ванденберг 26 октября 1962 г. ракетой-носителем «Тор—Аджена-Д». Па-

раметры орбиты: перигей — 198 км, апогей — 5570 км, угол наклонения — 71,4°.

Задачи космической разведки радиосигналов подразделялись на две группы: радиотехническая разведка РЛС комплексов ПВО и ПРО (вскрытие их местоположения, режимов работы и характеристик излучения) и радиоразведка систем управления и связи. Для решения этих задач в США были разработаны спутники типа «Феррет» двух классов: малогабаритные ИСЗ радиотехнической разведки (РТР), которые запускались совместно с ИСЗ видовой разведки на низкие начальные орбиты, а затем с помощью бортовых двигателей достигали полярной рабочей орбиты высотой от 300 до 800 км, и тяжёлые (весом 1—2 т) спутники радиоразведки, которые выводились на орбиты высотой около 500 км с помощью ракет-носителей «Тор—Аджена».

Эксплуатация системы РТР ВВС на базе ИСЗ типа «Феррет» после модернизаций продолжается и в настоящее время. Программа запусков тяжёлых спутников радиоразведки была завершена в 1971 г. после выхода на орбиту 15 космических аппаратов.

**Основные характеристики космических аппаратов типа «Феррет»**

| Характеристики | Первое поколение* | | | Второе поколение |
|---|---|---|---|---|
| Годы запусков | 1972—1974 | 1976—1979 | 1982 –1984 | С 1988 г. |
| Параметры рабочей орбиты:<br>средняя высота, километров<br>наклонение, градусов<br>период обращения, минут | <br>510<br>96<br>95 | <br>630<br>96<br>97,5 | <br>710<br>96<br>98,8 | <br>810<br>85<br>100,8 |
| Тип носителя | Титан-3Д | Титан-3Д | Титан-3Д,<br>Титан 34Д | Титан-2 |
| Программа вывода КА с низкой начальной орбиты | Двухимпульсный вывод с помощью двух РДТТ | | | Многоимпульсный вывод с помощью бортового ЖРД |
| Продолжительность вывода КА на рабочую орбиту, суток | Менее 1 | | | Около 11 |
| Вес КА, кг | 60—100 | | | Около 1000 |
| Размеры, м | 0,3 × 0,9 | | | 1 × 3 |
| Стабилизация на орбите | Вращением, 50 – 60 об/с | | | |
| Срок активного существования, лет | 4—5 | 6—8 | Более 8 | |
| Ширина полосы разведки, км | 4940 | 5450 | 5800 | 6100 |
| Оценочная точность засечки координат излучающих РЭС, км | 10—20 | | 5—10 | Около 1 |

* К первому поколению относятся также космические аппараты, запускавшиеся до 1972 г. (данные не приводятся).

Опыт первых десяти лет эксплуатации спутников радиоэлектронной разведки показал, что эффективное решение задач радиоперехвата каналов связи требует перехода на более высокие геосинхронные (24-часовые) и эллиптические (12-часовые) орбиты, позволяющие вести непрерывный контроль за работой радиоисточников. Эксплуатация разведывательных спутников на таких орбитах требовала решения сложных инженерных задач, связанных с созданием крупногабаритных разведывательных антенн, чувствительной радиоприемной аппаратуры и радиосистем скрытной передачи разведданных на Землю. Однако исследования, проведённые в 1960-х гг. научно-техническим управлением ЦРУ совместно с фирмой «Томсон — Рамо — Вулдридж» (основной разработчик разведывательных систем США), показали, что выигрыш окупит затраты и в дальнейшем высокоорбитальные разведывательные спутники будут способны решать задачи как радио-, так и радиотехнической разведки (в США такой вид комбинированной разведки называется SIGINT— Signal Intelligence — радиоэлектронная разведка).

Для вывода на высокоэллиптическую 12-часовую орбиту с параметрами: апогей — 39 000 км, перигей — 600 км, наклонение — 63° был разработан спутник РЭР «Джампсиат» («Jampseat»), основной задачей которого, по данным открытой печати, являлся перехват радиосообщений, передаваемых через советские спутники связи «Молния». С 1971 по 1987 г. было запущено семь ИСЗ типа «Джампсиат».

Для ведения радиоперехвата на геосинхронной орбите предназначались спутники типа «Спук Бёрд», запуски которых начались в 1968 г. В зарубежной литературе встречаются утверждения, что эти аппараты послужили прототипами спутников обнаружения пусков ракет «Имеюс», но это не совсем так. Внешний вид ИСЗ «Спук Бёрд» в отличие от спутников «Имеюс» до сих пор не рассекречен и не опубликован в печати, что говорит о его принадлежности к разведывательным космическим аппаратам.

Сведения о разведывательной космической технике в США имеют гриф «совершенно секретно», в связи с чем официальные публикации о них запрещены, и все данные о разведывательных ИСЗ, приводимые в открытой печати, имеют только неофициальный характер.

Особенно тщательно оберегаются секреты, касающиеся спутников РЭР. В США применяется практика сложного легендирования и при-

крытия этих ИСЗ. Так, долгие годы спутники «Джампсит» запускались под видом ИСЗ-ретрансляторов SDS, использовавших одинаковые типы орбит и ракет-носителей (аналогичным «прикрытием» для геосинхронных ИСЗ РЭР служили спутники обнаружения пусков ракет «Имеюс»). После того как некоторые сведения становились достоянием общественности, изменялась принятая система обозначений.

Спутники «Спук Бёрд», разработанные фирмой «Томсон — Рамо — Вулдридж» по контракту с ВВС США, предназначались для контроля за работой радиосетей командных пунктов и штабов высших органов управления вооруженными силами СССР, и прежде всего ракетными войсками стратегического назначения, чьи мощные ракеты «Сатана» вызывали наибольшее беспокойство американского руководства. Для перехвата радиосигналов спутники имели развертываемую в космосе антенну диаметром около 3 м. Запуски осуществлялись на геосинхронные орбиты с помощью ракет-носителей «Атлас—Аджена» с мыса Канаверал.

Характерной особенностью американских космических аппаратов РЭР является использование ими так называемых квазистационарных (наклонных эллиптических) орбит, которые впервые были «опробованы» спутниками «Спук Бёрд». В отличие от стационарных орбит высотой около 36 тыс. км и нулевым наклонением, на которые выводится большинство спутников связи и метеонаблюдения, квазистационарные орбиты ИСЗ РЭР имеют наклонение 3—10° и высоту в апогее 39—42 тыс. км, а в перигее 30—33 тыс. км. Благодаря выбранным параметрам спутник не «зависает» неподвижно относительно Земли, а двигается по сложной эллиптической траектории, успевая в течение суток «просматривать» обширные районы и измерять направление на радиоисточники (брать пеленги) с различных точек орбиты. Для наземного наблюдателя трасса ИСЗ имеет вид замкнутой пересекающейся петли, вытянутой вдоль горизонта, угловые размеры которой могут составлять до 30° по азимуту и 5—6° по углу места.

Квазистационарные орбиты при решении задач разведки обладают рядом несомненных преимуществ: увеличенная зона контроля, возможность ведения многопозиционной пеленгации радиопередатчиков и расширение их электромагнитной доступности.

В 1968—1969 гг. на квазистационарные орбиты были выведены два первых экспериментальных спутника РЭР типа «Спук Бёрд» (дру-

гое наименование «Каньон»), которые использовались для слежения за наращиванием группировки советских войск на Дальнем Востоке в период обострения советско-китайских отношений в конце 1960-х гг. (после боев на острове Даманский). Спецслужбы США с помощью этих ИСЗ, например, перехватывали сообщения в радиосетях управления полётами советских бомбардировщиков, экипажи которых в тот период проходили интенсивную боевую подготовку. В начале 1970-х гг. спутники РЭР использовались также для ведения разведки в ходе локальных конфликтов во Вьетнаме, а также между Индией и Пакистаном.

Судя по всему, результаты, полученные первыми ИСЗ РЭР, превзошли все ожидания, так как последующие запуски серийных образцов осуществлялись практически ежегодно до 1978 г. Серийные спутники РЭР первого поколения известны под названием «Риолит» (сведения о запусках ИСЗ РЭР приведены в таблице 6). Их разработка в интересах ЦРУ и УНБ велась фирмой «Томсон — Рамо — Вулдридж» с середины 1960-х гг.

**Характеристики американских спутников РЭР**

| Условное обозначение и наименование | Дата запуска (международный номер) | Тип ракеты-носителя (вес ИСЗ, т) | Параметры рабочей орбиты | |
|---|---|---|---|---|
| | | | Перигей, км (апогей, км) | Наклонение, град (период, мин.) |
| *Экспериментальные спутники РЭР «Спук Бёрд»* | | | | |
| РЭР-1Э-1 | 6.08.68 (68631) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 31 679 (39 862) | 9,9 (1436) |
| РЭР-1Э-2 | 13.04.69 (69361) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 32 673 (39 253) | 9,9 (1445) |
| *Серийные ИСЗ РЭР первого поколения типа «Риолит»* | | | | |
| РЭР-1—1 | 19.06.70 (70461) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 31 680 (39 860) | 10 (1436) |
| РЭР- 1--2 | 1.09.70 (70691) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 31 947 (39 855) | 10,3 (1442) |
| РЭР- 1—3 | 21.12.72 (721011) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 31 012 (40 728) | 9,7 (1440) |
| РЭР-1 - 4 | 6.03.73 (73131) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 32 100 (39 660) | 9,7 (1441) |
| *Усовершенствованные ИСЗ РЭР типа «Риолит»* | | | | |
| «Риолит-М» (РЭР-1А-1) | 18.06.75 (75551) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 30 200 (40 800) | 9,0 (1422) |
| РЭР-1А-2* | 23.05.77 (77381) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 191 (40 980) | 27,1 (793) |

| Условное обозначение и наименование | Дата запуска (международный номер) | Тип ракеты-носителя (вес ИСЗ, т) | Параметры рабочей орбиты | |
|---|---|---|---|---|
| | | | Перигей, км (апогей, км) | Наклонение, град (период, мин.) |
| РЭР-1А-3* | 12.12.77 (771141) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 146 (188) | 29,9 (87,7) |
| РЭР-1А-4* | 7.04.78 (78381) | «Атлас—Аджена» (0,35) | 150 (35 033) | 28,4 (615) |
| *ИСЗ РЭР второго поколения типа «Шале»* | | | | |
| РЭР-2—1 | 10.6.78 (78581) | «Титан-3С» (1,2) | 29 929 (42 039) | 12 (1446) |
| РЭР-2—2 | 1.10.79 (79861) | «Титан-3С» (1,2) | 30 443 (41 497) | 7,5 (14,46) |
| РЭР-2—3* | 31.10.81 (811071) | «Титан-3С» (1,2) | 146 (336) | 29,3 (89,2) |
| *Усовершенствованные ИСЗ РЭР «Вортэкс» (типа «Шале»)* | | | | |
| РЭР-2А1* | 31.01.84 (84091) | «Титан-340» (1,4—1,6) | 146 (1023) | 29,3 (96,3) |
| РЭР-2А-2** | 2.09.88 (88771) | «Титан-340» (1,4—1,6) | 724 (39 345) | 27,3 (712) |
| РЭР-2А-3 | 10.05.89 (89351) | «Титан-340» (1,4—1,6) | 32 010 (39 892) | 7,3 (14,44) |
| *ИСЗ РЭР третьего поколения типа «Аквакейд»* | | | | |
| «Магнум» РЭР-3—1* | 25.01.85 (85102) | «Шаттл-Иус» (3—3,5) | 341 (34 670) | 28,5 (612) |
| «Ментор» РЭР-3—2 | 23.11.89 (89902) | «Шаттл-Иус» (3—3,5) | 34 563 (37 008) | 5,7 (1436) |

* По указанным спутникам в комитете ООН регистрировались только параметры переходных орбит (один из способов сокрытия истинного предназначения ИСЗ).

** Спутник РЭР-2А-2 на рабочую орбиту не вышел из-за неисправности ступени «Транстейдж».

Основные усилия американских специалистов при создании этих спутников были сосредоточены на увеличении размеров бортовых антенн и соответственно коэффициента усиления. Благодаря применению новейших по тем временам технологий производства лёгких крупногабаритных конструкций удалось увеличить размер антенн ИСЗ «Риолит» до 15—20 м.

К середине 1970-х гг. на орбите была развернута первая космическая система РЭР на базе спутников типа «Риолит». Исходя из интенсивности запусков и среднего расчётного срока функционирования спутников тех лет в состав системы входило три — пять ИСЗ, один-два из которых обычно размещались на орбите в зоне Индийского океана и два-три — над Африкой и Атлантическим океаном.

Наземный компонент системы составляли три крупных комплекса управления, приема и обработки данных, расположенных в Пайн Гэп

(город Алис-Спрингс, Австралия), Харро-гейт (Менуит Хилл, Великобритания) и Форт Мид (штаб-квартира УНБ, штат Мэриленд). Комплексы связаны между собой спутниковыми линиями закрытой связи, однако наиболее важные материалы радиоперехвата регулярно доставляются в США из Австралии самолётами военно-транспортной авиации.

Крупнейшим комплексом системы является Пайн Гэп, строительство которого завершено в 1968 г., к моменту запуска первого ИСЗ «Спук Бёрд», размещенного на орбите в зоне Индийского океана. В настоящее время на его территории установлены восемь антенных систем под радиопрозрачными куполами диаметром от 2 до 33 м. Официально считается, что объект находится в совместной эксплуатации США и Австралии (открытое наименование комплекса в Пайн Гэп — «Совместное оборонное учреждение для космических исследований»). Но, по данным западной прессы, основные задачи обработки информации решают специалисты ЦРУ, а австралийский персонал используется в основном на вспомогательных работах и не имеет доступа ко всем данным перехвата. В технических зданиях размещена аппаратура для управления работой бортовых систем ИСЗ и первичной обработки данных радиоперехвата с помощью компьютеров фирм IBM и DEC. Более детальная обработка данных ведется в центрах УНБ и ЦРУ на территории США. Например, дешифровка закодированных сообщений осуществляется в Форт Мид («городе радиоэлектронной разведки») с помощью суперкомпьютеров «Крэй», имеющих быстродействие несколько миллиардов операций в секунду.

Согласно сообщениям зарубежной печати, впервые для обеспечения боевых действий система РЭР была использована, возможно, уже в ходе арабо-израильской войны 1974 г. для решения задач контроля за работой РЭС систем ПВО, штабов и командных пунктов армий арабских стран, а также перехвата сообщений по радиосвязи, в том числе переговоров арабских лётчиков в воздухе.

По мере прогресса в области создания крупногабаритных космических конструкций из композиционных материалов в 1970-х гг. США приступили к проектированию нового ИСЗ РЭР типа «Шале»(«Chalet»). Спутник «Шале-1» весом около 1,2 т был запущен 10 июня 1978 г. ракетой-носителем «Титан-3С» с космодрома мыс Канаверал. Он был

выведен на орбиту, близкую к стационарной, с параметрами: перигей — 29 929 км, апогей — 42 039 км, угол наклонения орбиты — 12°, период обращения — 24,1 часа.

Основное назначение спутников «Шале» — перехват переговоров по радиолиниям связи УКВ-диапазона, использующим антенны, ориентированные в направлении стационарной орбиты, или антенны с широкими диаграммами направленности. Существовавшая в США технология позволяла размещать на борту спутников раскрываемые параболические антенны размером 30—45 м, а антенны других типов (например, штыревые или директорные) могли достигать ещё больших размеров. В некоторых зарубежных изданиях встречаются утверждения о том, что бортовые антенны спутников типа «Шале» сравнимы по размерам с футбольным полем.

В 1978—1981 гг. были запущены три спутника типа «Шале». Благодаря удачному «легендированию» и строгому соблюдению мер секретности при запусках некоторые зарубежные эксперты до сих пор отождествляют эти спутники с ИСЗ обнаружения пусков ракет «Имеюс», служившими «прикрытием» для «Шале».

В 1984 г. начались запуски более совершенных спутников этого же типа, получивших наименование «Вортекс». Основное их отличие, судя по некоторым данным, заключалось в модернизации бортовой аппаратуры с целью расширения полосы перехватываемых радиочастот в сторону сантиметрового диапазона, что привело к дальнейшему увеличению веса спутника (до 1,4—1,6 т). Всего ракетами-носителями «Титан-34В» было выведено в космос три таких ИСЗ, однако из-за неисправности разгонной ступени «Транстейдж» один из них на рабочую орбиту не вышел.

С 1985 г. началось развертывание в космосе системы спутников РЭР третьего поколения, получивших наименование «Аквакейд». Они должны были заменить выработавшие свой ресурс ИСЗ типа «Риолит» и в отличие от спутников «Шале» решали более широкие задачи по контролю радиоэлектронной обстановки на территории СССР, а также вели радиоперехват информации, передаваемой через советские спутники связи, размещенные на соседних участках стационарной орбиты (к этому времени в СССР, кроме ИСЗ «Молния», за которыми «охотились» американские спутники РЭР «Джампсит», находящиеся на эл-

липтических орбитах, были запущены на стационарную орбиту связные спутники «Радуга» и «Горизонт»).

Первый спутник «Аквакейд» был запущен на высокоэллиптическую орбиту 3 мая 1985 г. с помощью ракеты-носителя «Титан-4» с мыса Канаверал. Параметры орбиты: перигей — 1323 км, апогей — 39 035 км, угол наклонения — 64,4°, период обращения — около 12 часов.

Впервые для обеспечения широкомасштабных боевых действий вооруженных сил США система спутников РЭР привлекалась в ходе войны с Ираком в 1990—1991 гг. Несмотря на весьма значительный срок функционирования ИСЗ (некоторые спутники «Шале» к этому времени находились на орбите уже по 11—12 лет), на время конфликта они были переведены на круглосуточный режим работы. Задача радиоперехвата из космоса переговоров иракской стороны облегчалась тем, что та использовала в основном системы радиосвязи советского производства, для разведки которых и проектировалась аппаратура спутников. В результате перенацеливания средств космической РЭР на радиосети Ирака объём перехватываемой информации значительно превысил возможности УНБ по её обработке, вследствие чего американское руководство вынуждено было принять срочные меры по увеличению количества переводчиков-арабистов.

Наряду с решением задач стратегической разведки радиосетей управления вооруженными силами Ирака США прилагали особые усилия для радиоперехвата информации тактического назначения (например, факты взлёта самолётов или передвижения бронетанковой техники, вскрытые из радиопереговоров экипажей) и быстрого её доведения до потребителей на театре военных действий. Для передачи спутниковой развединформации от центров обработки управлению национальной безопасности и ЦРУ использовались радиоканалы спутников связи типа «Флитсатком» в УКВ диапазоне и типа DSCS в СВЧ диапазоне. Опыт войны с Ираком послужил толчком для дальнейшего совершенствования системы обработки и доведения результатов космической радиоразведки до пользователей тактического звена на театре военных действий.

Ниже в таблице приведены данные по замене разведывательных спутников в составе системы. Продолжительность их функционирования рассчитана исходя из среднего срока существования ИСЗ связи тех

лет и интенсивности запусков спутников РЭР. Из этих данных можно сделать вывод, что система РЭР на базе ИСЗ типа «Риолит» включала четыре оперативных спутника, а система ИСЗ типа «Шале» — три, причем обе группировки в начале 1980-х гг. функционировали одновременно, что связано, очевидно, с различным характером решаемых ими задач. Оценочный же срок функционирования ИСЗ РЭР на орбите составляет шесть — восемь лет. Система спутников типа «Аквакейд» («Магнум», «Ментор»), развернутая в конце 1980-х гг., по-видимому, заменила группировку выработавших свой ресурс ИСЗ типа «Риолит». В целом на геосинхронных орбитах в 1980—1990-х гг. постоянно вели радиоперехват сигналов шесть — восемь разведывательных спутников УНБ с исправной аппаратурой. В связи с увеличением срока активного функционирования ИСЗ на орбите, а также ростом стоимости и сложности космической аппаратуры интенсивность запусков спутников РЭР в начале 1990-х гг. снизилась.

**Сроки замены спутников на геостационарной орбите в составе системы радиоэлектронной разведки УНБ США**

| Тип спутника | Условное обозначение | Продолжительность функционирования |
|---|---|---|
| «Спук Бёрд» | РЭР-1Э-1 | 1968—1972 |
| | РЭР-1Э-2 | 1969—1973 |
| «Риолит» | РЭР-1—1 | 1970—1975 (1976) |
| | РЭР-1—2 | 1970—1977 (1978) |
| | РЭР-1 | запуск неудачный |
| | РЭР-1—3 | 1972—1977 (1978) |
| | РЭР-1—4 | 1973—1978 (1979) |
| «Риолит-М» | РЭР-1А-1 | 1975—1981 (1982) |
| | РЭР-1А-2 | 1977—1983 (1985) |
| | РЭР-1А-3 | 1977—1984 (1988) |
| | РЭР-1 А-4 | 1978—1986 (1989) |
| «Шале» | РЭР-2—1 | 1978—1986 (1991) |
| | РЭР-2—2 | 1979—1988 (1992) |
| | РЭР-2—3 | 1981—1989 (1993) |
| «Вортэкс» типа «Шале» | РЭР-2А-1 | 1984—1992 (.) * |
| | РЭР-2А-2 | 1988—. |
| | РЭР-2А-3 | 1989—. |
| «Магнум» | РЭР-3—1 | 1985—. |
| «Ментор» | РЭР-3—2 | 1989—. |

* В скобках указан год, до которого спутник находился в резерве.

Задачи космической системы РЭР, которые расширялись по мере совершенствования спутниковой аппаратуры, состоят в следующем:

— перехват и дешифровка информации, передаваемой по радиолиниям правительственной, военной и дипломатической связи;

— перехват сигналов РЭС, характеризующих режимы работы высших органов управления, объектов систем ПВО, ПРО и ракетных войск, а также боеготовность вооруженных сил иностранных государств;

— прием телеметрических сигналов во время испытаний баллистических ракет;

— ретрансляция радиосигналов от агентов ЦРУ с территории других стран.

По данным зарубежной печати, диапазон радиочастот, перехватываемых спутниками РЭР, простирается от 100 МГц до 25 ГГц, что, однако, трудно реализовать на практике, так как на борту ИСЗ в этом случае необходимо разместить большой набор разнообразных по форме крупногабаритных антенн. Спутники, вероятно, имеют широко используемый модульный принцип комплектации аппаратуры для решения конкретных задач разведки. Об этом говорит и одновременное развертывание на орбите нескольких разнотипных группировок спутников РЭР («Риолит» и «Шале», «Вортекс» и «Аквакейд»), которые ведут разведку в различных участках радиоспектра.

Данные радиоперехвата передавались на Землю по радиоканалу на частоте 24 ГГц через антенну с узкой диаграммой направленности. При конструировании бортовой аппаратуры ИСЗ РЭР могут применяться образцы, испытанные на борту военных экспериментальных ИСЗ серии LES, в том числе оборудование межспутниковой связи миллиметрового диапазона и термоэлектронные генераторы, обеспечивающие электропитание бортовых систем на протяжении более десяти лет.

Результаты ведения спутниковой разведки в последние десятилетия тщательно скрываются, и лишь немногие из них опубликованы в периодических изданиях. Одним из таких результатов является разведка советских ракетных комплексов железнодорожного базирования (МБР СС-24). По данным западной печати, места дислокации этих комплексов были выявлены в 1980-х гг. на основе перехвата радио-

обмена кодовыми сигналами между боевыми комплексами и командными центрами ракетных войск.

Судя по некоторым публикациям в зарубежной прессе, факт строительства советской РЛС в Абалаково в Сибири также был первоначально вскрыт на основе анализа радиопереговоров, и лишь затем на строящийся объект был наведен спутник фоторазведки типа КН-9.

Первые известия об аварии на Чернобыльской АЭС в 1986 г. также были получены из анализа данных космического перехвата радиопереговоров между Киевом и Москвой. Подтверждением факта аварии послужили проанализированные позднее записи инфракрасного фона Земли, сделанные спутником обнаружения пусков ракет «Имеюс», и данные метеосъёмки с борта военных и гражданских метеоспутников DMSP и NOAA. Лишь на третий день после аварии был сделан снимок разрушенного реактора с помощью ИСЗ оптико-электронной разведки КН-11.

По данным перехвата телеметрических сигналов советских ракет специалисты ЦРУ следили за разработкой и испытанием в СССР новых образцов ракетной техники и обеспечивали руководство США достоверной информацией для ведения переговоров по ограничению СНВ. Например, в результате расшифровки перехваченных телеметрических сигналов ракеты СС-20 американские специалисты установили, что она испытывалась с балластом весом 900 кг и её реальные характеристики выше продемонстрированных в ходе испытаний. Первое упоминание о разработке тяжёлой советской МБР, получившей обозначение СС-19, американцы получили в результате перехвата и расшифровки радиопереговоров членов Политбюро с конструкторами ракетной техники, которые велись через автомобильные радиостанции. С помощью спутников РЭР в 1973—1974 гг. были выявлены также испытания советских зенитных ракет СА-5 — по перехвату боеголовок баллистических ракет на полигоне Сары-Шаган.

Особое место в военно-космических программах США занимают спутники РЭР, функционирующие в интересах ВМФ. Ещё в 1960-х гг. в интересах флота проводились эксперименты со спутником «Феррет». Однако «ферреты» не могли определять направление и скорость перемещения морских целей, поскольку были разработаны для засечки координат неподвижных наземных комплексов ПВО. Поэтому в конце

1960-х гг. по программе ВМС «Уайт клауд» началась разработка специализированных спутников РТР SSU.

Первые экспериментальные ИСЗ радиотехнической ВМС были запущены в 1971 г. с помощью ракеты-носителя «Торад—Аджена» и получили наименование SSU-A1, SSU-A2 и SSU-A3. Ступень «Аджена» с двигателем многократного включения играла роль ступени разведения малых ИСЗ SSU весом около 123 кг каждый. С помощью первых экспериментальных спутников, созданных исследовательской лабораторией ВМС, был отработан принцип многопозиционной пеленгации с орбиты сигналов корабельных радиоэлектронных средств, испытана бортовая аппаратура гравитационной стабилизации, перехвата сигналов и передачи их на Землю, а также выбраны оптимальные параметры рабочей орбиты.

В 1976—1980 гг. Пентагон развернул на орбите систему РТР из трёх групп спутников SSU первого поколения. Спутники, установленные на ИСЗ-платформе NOSS с жидкостной двигательной установкой многократного включения, запускались с космодрома Ванденберг с помощью ракеты-носителя «Атлас» на круговые орбиты высотой около 1100 км и наклонением 63,5°. Формирование орбитального построения группы производилось в процессе многоимпульсного маневрирования ИСЗ-платформы и последовательного отделения от него трёх малых спутников SSU.

Начиная с третьей группы спутников, запущенных в 1980 г., их разработку и производство осуществляла фирма «Мартин Мариэтта», а разведывательной аппаратуры — «Э-система».

С 1983 г. по 1987 г. для замены выходящих из строя ИСЗ были запущены пять групп модернизированных спутников SSU-1A, у которых усовершенствованы бортовые системы стабилизации и передачи данных.

По внешнему виду спутники SSU напоминают навигационные ИСЗ ВМС «Транзит». Они имеют штанги гравитационной ориентации длиной 10—15 м. Благодаря этому сторона корпуса ИСЗ, на которой размещены антенны перехвата сигналов, постоянно сориентированы в направлении Земли. Спутники поддерживают заданное положение в группе на расстоянии 20—240 км друг от друга с помощью бортовых двигателей малой тяги. В результате наземной обработки данных пеленгации сигналов от радиоэлектронных средств целей, получен-

ных через спутник группы, а также последовательно через несколько групп ИСЗ, определяются координаты, направление и скорость перемещения кораблей.

По расчётным данным, для вычисления направления и скорости движения кораблей с помощью одной группы спутников необходима точность засечки координат целей порядка 2—3 км, а при использовании системы из четырёх ИСЗ — 8—10 км. Задача пеленгации морских целей облегчается тем, что на борту всех кораблей практически непрерывно работают радиоэлектронные средства различного назначения: связи, навигации, контроля за морской и воздушной обстановкой, управления системами оружия.

Для передачи сигналов с различных направлений разностновременным методом межспутниковые базы (мнимые отрезки прямых линий, соединяющих ИСЗ) должны находиться друг к другу под прямым углом (по крайней мере, не быть параллельными). Эти условия обеспечиваются выбранными параметрами орбит спутников. При пролете группы над экватором межспутниковые базы образуют фигуру, близкую к прямоугольному треугольнику.

Однако в полярных районах при прохождении широт, соответствующих максимальному наклонению орбит ИСЗ (около 63°), баллистическое построение группы изменяется, спутники следуют практически по одной и той же траектории друг за другом.

Чтобы избежать снижения точности пеленгации сигналов, апогейный участок орбиты одного из ИСЗ смещен относительно апогейных участков других. Благодаря этому в полярных районах один из спутников движется на 50—100 км ниже остальных, что позволяет разнести пеленгационные базы и ликвидировать «зоны нечувствительности».

При полном развертывании система РТР ВМС «Уайт клауд» включает четыре группы спутников SSU, плоскости орбит которых разнесены на 60—120° вдоль экватора, и комплекс наземных пунктов приема и обработки денных, расположенных в США (Блоссом Пойнт, штат Мэриленд, и Уинтер Харбот, штат Мэн), Великобритании (Эдзелл, Шотландия), на островах Гуам, Диего-Гарсия, Адак и в других районах. Оперативное управление системой осуществляет космическое командование ВМС, а обработка разведданных ведется в информационном центре ВМС в Сьютленде (штат Мэриленд) и региональ-

ных разведывательных центрах ВМС в Испании, Великобритании, Японии и на Гавайских островах.

Группа спутников способна принимать сигналы в зоне радиусом около 3500 км (по поверхности Земли) и при определенных условиях контролировать один и тот же объект через 108 минут. Система из четырёх групп ИСЗ позволяет контролировать любой район на широте 40—60° более 30 раз в течение суток.

Основной проблемой при ведении многопозиционного перехвата сигналов разностновременным методом является необходимость синхронизации бортовой радиоприемной аппаратуры спутника SSU и определение межспутниковых (базовых) расстояний. По мнению американских специалистов, решить задачу синхронизации приемников и дальнометрии можно путем установки на борту ИСЗ SSU аппаратуры межспутниковой связи миллиметрового диапазона.

В ходе эксплуатации спутники РТР продемонстрировали достаточно высокую надежность, средний срок функционирования их на орбите составляет 7—8 лет. Ход работ по развертыванию системы РТР ВМС и замене спутников отображен в таблице (см. ниже).

**Данные по ИСХ и продолжительность их функционирования**

| Обозначение плоскости орбиты | Порядковый номер группы | Тим ИСЗ | Продолжительность функционирования на орбите |
|---|---|---|---|
| A | 1 | SSU-1 | 1976—1983 |
| | 4 | SSU-1A | 1983—1992 |
| | 10 | SSU-2 | 1992—? |
| | 2 | SSU-1 | 1978—1985 |
| B | 5 | SSU-1A | 1984—1986 |
| | 7 | SSU-2 | 1986—? |
| | 3 | SSU-1 | 1980—1988 |
| C | 8 | SSU-1A | 1988—1990 |
| | 9 | SSU-2 | С 1990 |
| | Запуск неудачный | SSU-1 | — |
| D | | SSU-1A | С 1984 |

Как видим, только две группы ИСЗ SSU (5-я и 8-я) проработали на орбите по два-три года. Это могло быть связано с неисправностями ИСЗ — при выходе из строя даже одного спутника оперативность и точность засечки координат радиоэлектронных средств значительно ухудшаются.

Очередной этап замены ИСЗ SSU-1A, запущенных в 1983—1987 гг., спутниками второго поколения SSU-2 начался в 1990 г. Первоначально их планировалось выводить на орбиты с помощью корабля «Шаттл», но после катастрофы «Челленджера» в январе 1986 г. приняли решение использовать в качестве основного средства запуска тяжёлые ракеты-носители «Титан-4».

SSU-2 имеют новую конструктивную базу и усовершенствованную аппаратуру разведки и передачи данных. На них отсутствуют, в частности, передатчики, которые работали в диапазоне 1427—1434 МГц и создавали помехи радиоастрономическим обсерваториям. Конфигурация группы SSU осталась прежней, однако размеры пеленгационных баз новых спутников почти в 2 раза меньше, чем у предшествующих ИСЗ. Это может быть связано с расширением диапазона разведывательных частот до сантиметровой части СВЧ-диапазона, при работе в которой корабельные радиоэлектронные средства используют антенны с узкими диаграммами направленности.

**Характеристики системы РТР «Уайт клауд»**

| Наименование характеристик | ИСЗ SSU | | |
|---|---|---|---|
| | Первое поколение | | Второе поколение |
| | SSU-1 (базовая модель) | SSU-1A (модернизированная модель | SSU-2 |
| Годы запусков | 1976—1980 | 1983—1987 | С 1990 г. |
| Количество успешно запущенных групп (ИСЗ) | 3 (9) | 5 (15) | 2 (6) |
| Тип ракеты-носителя | «Атлас-F» | «Атлас-F» | «Титан-4» |
| Полигон | Западный ракетный | Западный ракетный | Западный и Восточный ракетные |
| Схема вывода ИСЗ на рабочую орбиту | Прямая | Прямая | Многоимпульсная |
| Продолжительность операций по вводу в строй группы после запуска, суток | 20—25 | 15—25 | 30—40 |
| Среднее расстояние между ИСЗ в группе, км | 50—240 | 50—240 | 30—110 |
| Средний срок функционирования ИСЗ на орбите, лет | 6—7 | 7—9 | Более 7 |
| Диапазон разведываемых частот корабельных радиоэлектронных средств, ГГц (предположительно) | 0,5—4 | 0,5—4 | 0,5—10 |
| Вес на орбите, т: | | | |

| Наименование характеристик | ИСЗ SSU | | |
|---|---|---|---|
| | Первое поколение | | Второе поколение |
| | SSU-1 (базовая модель) | SSU-1A (модернизированная модель | SSU-2 |
| Связка ИСЗ (NOSS и SSU | 1—1,5 | 1—1,5 | 4—8 |
| ИСЗ SSU | 0,196 | 0,2 | Более 0,2 |
| ИСЗ NOSS | 0,548 | 0,6 | 3—7 |
| Система стабилизации | Гравитационная | Гравитационная | Гравитационная |
| Размер корпуса ИСЗ SSU, м | 0,3 × 0,9 × 0,4 | 0,3 × 0,9 × 0,4 | 1—3 |

С начала нового тысячелетия по заказу ВВС США лаборатория AFRL ведет разработку демонстрационного космического аппарата ISAT для отработки 100-метровой антенны для будущих космических радиолокационных спутников системы «Спейс радар». Запуск первого такого спутника весом 5 тонн намечен на 2010 г.

Отработанные на ISAT радиолокационные антенны с электронным сканированием типа ESA (Electronically Scanning Array) будут устанавливаться на КА, функционирующих на круговой орбите высотой 9100 км и обеспечивающих идентификацию малоразмерных целей.

# СПУТНИКИ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ СССР

## Глава 5
## «ЗЕНИТЫ» — ПЕРВЫЕ СОВЕТСКИЕ ФОТОРАЗВЕДЧИКИ

Первым отечественным спутником-фоторазведчиком стал «Зенит-2», созданный в ОКБ-1 под общим руководством С.П. Королева. По завершении орбитального полёта фотоаппараты с пленкой доставлялись на землю в спускаемом аппарате. Информация, полученная в результате работы радиоаппаратуры, передавалась по радиотракту на средства наземного комплекса управления полётом.

Работы велись в соответствии с постановлением Совмина от 25 мая 1959 г., определявшим сроки и задачи создания ориентированного спутника для разведки.

Активные исследования и проектная разработка спутника начались в 1957 г. в отделе 9 (М.К. Тихонравова) в секторе Е.Ф. Рязанова. Первоначальные варианты компоновочной схемы строились на базе приборного отсека и капсулы. В приборном отсеке размещались фото-

аппаратура, специальная радиоаппаратура и основные служебные системы, обеспечивавшие функционирование КА в орбитальном полёте. Капсула имела коническую форму. В ней находились кассеты с фотопленкой и оборудование, необходимое для её работы при спуске и поиске после посадки. Капсула снабжалась тормозной ДУ и играла роль спускаемого аппарата, доставлявшего с орбиты фотопленку.

В процессе проектной разработки рассматривались варианты КА различной размерности, весом от 1,5 до 4,5 т. Уже на начальном этапе работ в состав фотоаппаратуры включили длиннофокусный фотоаппарат (с фокусным расстоянием около 1 м).

В 1969 г. Королев предложил отказаться от выбранной схемы и принять за основу построения спутника-разведчика компоновочную схему разрабатываемого пилотируемого космического корабля «Восток». По решению главного конструктора приняли единую компоновочную схему для пилотируемого корабля и для спутника-разведчика.

По программе лётных испытаний спутника-разведчика «Зенит-2» предусматривалось 10 пусков. Позже программа была скорректирована, и количество пусков «Зенита» увеличилось до 13, так как при лётных испытаниях три КА не были выведены на орбиты ИСЗ из-за аварии ракеты-носителя. Несмотря на внешнее сходство, «Зенит-2» и «Восток» сильно отличались по составу средств и принципам управления полётом.

При тогдашнем уровне технологии весьма сложной проблемой оказалась возможность получения в космическом полёте фотоинформации высокого качества с распознаванием образований и объектов, имевших размеры порядка 10—15 м. На этом этапе разработки решалась главная задача — определить характеристики фотоаппаратуры как средства получения информации и проверить принципиальную возможность создания на борту КА условий, необходимых для функционирования этой аппаратуры.

Решение задачи получения фотоизображения высокой разрешающей способности с летательного аппарата, движущегося со скоростью около 8000 м/с на высотах 200—400 км, потребовало разработки теоретических основ создания космической фотоаппаратуры, в том числе: принципов построения и расчёта оптической системы с длиннофокусными объективами и большими по размерам нагруженными

многослойными иллюминаторами, систем компенсации сдвига изображения и влияния внешних факторов.

Как уже говорилось, внешне «Зенит» мало отличается от «Востока», но внутри произошли существенные различия. Система управления движением (СУД) «Востока» обеспечивала его ориентацию только перед спуском. Для фотосъёмки требовалась постоянная трёхосная ориентация аппарата с довольно высокой точностью (ошибка ориентации более одного градуса приводила к недопустимому ухудшению качество изображения). Управление «Зенитом» осуществлялось не только по разовым командам, выдаваемым с наземных пунктов в зоне видимости, но и по суточной программе, закладываемой на борт с помощью командно-программной радиолинии. Система терморегулирования была существенно доработана и обеспечивала узкий диапазон колебания температуры и скорости её изменения (допустимое отклонение менее 1°, а скорость изменения температуры менее 0,1°/ч.) необходимые для фотоаппаратуры. Была установлена система аварийного подрыва объекта АПО-2 имевшая более сложную логику управления, позволяющую определить, садится аппарат на своей или на чужой территории. Тормозная двигательная установка и незначительная часть систем были заимствованы без изменений. Вся специальная аппаратура устанавливалась внутри сферического спускаемого аппарата (СА). Оптические оси фотоаппаратов были перпендикулярны продольной оси КА.

Первоначально «Зениты» были оснащены комплексом специальной аппаратуры, состоявшим из одного фотоаппарата СА-20 с фокусным расстоянием 1 м, одного фотоаппарата СА-10 с фокусным расстоянием 0,2 м, фототелевизионной аппаратуры «Байкал» и аппаратуры «Куст-12М» для радиоразведки. Аппаратура «Байкал» и «Куст-12М» позволяли передавать информацию по радиоканалу в зоне видимости наземных пунктов приема. Однако после четырёх успешных испытательных полётов (КА «Космос-4», «Космос-7», «Космос-9» и «Космос-15») стало ясно, что фототелевизионная аппаратура не обеспечивает нужных характеристик, и на последующих изделиях устанавливался комплект специальной аппаратуры «Фтор-2Р» в составе трёх аппаратов СА-20 и одного СА-10, а также специальная аппаратура «Куст-12М». Три фотоаппарата СА-20 обеспечивали ширину по-

лосы съёмки 180 км при высоте полёта 200 км. Запас пленки в них обеспечивал получение 1500 кадров размером 60 × 60 км (суммарная снимаемая площадь составляла 5,4 млн кв. км). Для расширения возможностей съёмки СУД аппарата обеспечивала быстрые развороты на заданные углы для выполнения съёмки районов, лежащих в стороне от трассы полёта. По завершении орбитального полёта фотоаппараты с пленкой доставлялись в СА на Землю.

Помимо основной аппаратуры, на «Зенитах» иногда устанавливалась дополнительная полезная нагрузка (отдельные приборы) для проведения различных экспериментов (по метеорологии, регистрации космических частиц и т.п.) и автономные спутники-контейнеры серии «Наука» которые использовались для проведения различных экспериментов в научных и военно-прикладных целях.

Первый старт ракеты-носителя 8А92 (модификация 8К72) со спутником-разведчиком «Зенит-2» был произведен 11 декабря 1961 г. с космодрома Байконур. Пуск оказался аварийным: из-за отказа 3-й ступени ракеты-носителя КА не вышел на орбиту.

Второй старт состоялся 26 апреля 1962 г. КА был выведен на орбиту ракетой 8А92 с параметрами: апогей — 330 км, перигей — 298 км, период — 90,6 минут, угол наклона орбиты — 65°.

Спутнику «Зенит-2» наше руководство присвоило псевдоним «Космос-4». Дело в том, что первые попытки засекретить вывод советских спутников в космос провалились. Американские средства слежения практически немедленно фиксировали КА и сообщали в СМИ параметры его орбиты, и «борец за мирный космос» дорогой Никита Сергеевич «садился в калошу». Тогда было принято решение (кто подал мысль — совершенно секретно до сих пор) спутники как научные, так и военные именовать одинаково — «Космос».

Но вернемся к первому «Зениту-2». В ходе полёта из-за стравливания воздуха из баллонов через клапан дренажа произошел отказ основной системы ориентации, и СА был возвращен по прошествии всего 3 суток. Хотя значительная часть полёта «Космоса-4» проходила в неориентированном режиме, фотографирование все же проводилось, и удалось получить некоторый материал.

Этот полёт положил начало лётно-конструкторским испытаниям (ЛКИ) спутника-разведчика «Зенит». За полтора месяца после завер-

шения первого полёта в системах спутника были проведены необходимые доработки, и 28 июля 1962 г. состоялся следующий пуск.

Ракета 8А92 вывела на орбиту с параметрами: апогей — 369 км, перигей — 210 км, угол наклона орбиты 65° космический аппарат «Космос-7». 1 августа спускаемый аппарат «Космоса-7» благополучно совершил посадку на территории СССР.

Следующий «Зенит-2» под псевдонимом «Космос-9» был запущен 27 сентября 1962 г., а его СА совершил посадку на территории СССР 1 октября 1962 г.

Всего в рамках ЛКИ было проведено 13 запусков КА «Зенит-2», три из них закончились аварией ракеты-носителя. Серийное производство КА «Зенит-2» было организовано в городе Куйбышеве (ныне Самара). Сюда, в филиал № 3 ОКБ-1, возглавляемый Д.И. Козловым, были переданы все материалы по КА «Зенит-2», а также по РН, разработанным в ОКБ-1 на базе МБР Р-7.

Вес КА «Зенит-2» на этапе ЛКИ составляла 4610—4760 кг. Серийные КА имели вес 4700—4740 кг. Время активного существования 8 суток. В марте 1964 г. комплекс «Зенит-2» в составе КА 11Ф61 и РН «Восток-2» (8А92) был принят на вооружение. С 1967 г. для запусков КА «Зенит-2» используется ракета-носитель «Восход» (11А57). Всего в рамках ЛКИ и штатной эксплуатации пуск КА «Зенит-2» проводился 71 раз. 7 пусков из этого числа закончились аварией РН.

Не все КА из числа выведённых на орбиту выполняли программу полёта. Так в ноябре 1964 г. очередной «Зенит» из-за неисправности тормозного двигателя не смог доставить на Землю отснятый материал. КА был взорван на орбите системой самоуничтожения. Максимальное число пусков — 13 — было в 1967 г. Последний запуск состоялся 12 мая 1970 г.

В 1964 г. в Куйбышевском филиале № 3 начались проектные работы по модернизации КА «Зенит-2». Новый аппарат получил обозначение «Зенит-2М» (11Ф690), а после принятия на вооружение в 1970 г. — имя «Гектор». Фотоаппаратура «Фтор-2Р» была заменена на более совершенную систему «Фтор-2РЗ». Первый пуск состоялся 21 марта 1968 г. с космодрома Байконур РН «Восход» (11А57), которая вывела КА на орбиту с параметрами: апогей — 305 км, перигей — 207 км, наклонение — 65°, период обращения — 89 минут.

С 1968 г. по 1979 г. произведено 69 успешных пусков КА «Зенит-2М», и лишь один пуск закончился аварией ракеты-носителя. В 1970—1978 гг. производилось по 8—11 пусков ежегодно.

Следует заметить, что в периоды обострения международной обстановки частота запусков спутников-фоторазведчиков резко возрастала. Так, во время советско-китайского конфликта на острове Даманский с 25 февраля по 25 апреля 1969 г. стартовало 10 фоторазведывательных спутников. Кроме того, были запущены ещё три разведочных спутника — «Целина-О», «Сфера» и «Метеор-1». Последний формально считался метеорологическим спутником, но фактически был тем же фоторазведчиком.

Дабы не быть голословным, приведу таблицу.

**Запуски советских спутников в период с 25 февраля по 25 апреля 1969 г.**

| Дата пуска | Псевдоним спутника | Название спутника | Космодром |
|---|---|---|---|
| 25 февраля | «Космос-266» | «Зенит-2» | Плесецк |
| 26 февраля | «Космос-267» | «Зенит-4М» | Байконур |
| 5 марта | «Космос-269» | «Целина-О» | Плесецк |
| 6 марта | «Космос-270» | «Зенит-4» | Плесецк |
| 15 марта | «Космос-271» | «Зенит-4» | Плесецк |
| 17 марта | «Космос-272» | «Сфера»* | Плесецк |
| 22 марта | «Космос-273» | «Зенит-2» | Плесецк |
| 24 марта | «Космос-274» | «Зенит-4» | Байконур |
| 26 марта | — | «Метеор-1» | Плесецк |
| 4 апреля | «Космос-276» | «Зенит-4» | Плесецк |
| 9 апреля | «Космос-277» | «Зенит-2» | Плесецк |
| 15 апреля | «Космос-279» | «Зенит-4» | Байконур |
| 23 апреля | «Космос-280» | «Зенит-4М» | Байконур |

* Апогей — 1220 км; перигей — 1195 км, период — 109 минут.

А когда в конце лета 1969 г. возник новый конфликт на острове Гольдинский, ещё 15 спутников было запущено на протяжении менее 3 месяцев.

Серьезным недостатком аппаратов типа «Зенит» являлось то, что получить и проанализировать изображения можно было только после завершения полёта и возвращения фотоаппаратуры с отснятой пленкой на Землю. С этой точки зрения даже двухнедельный срок полёта

спутника в критических условиях оказывался неприемлемо долгим. Так, для отслеживания обстановки на Ближнем Востоке в ходе арабо-израильской войны в октябре 1973 г. Советскому Союзу пришлось запустить 3 фоторазведчика с интервалом в 3 дня и каждый из них вернуть через 6 суток.

Следующим аппаратом, разработанным в ОКБ-1, был «Зенит-4» (11Ф69) оснащенный новой аппаратурой «Фтор-4» (фотоаппарат с фокусным расстоянием 3 м.). КА имел корректирующую двигательную установку. На этом в ОКБ-1 завершились работы по созданию спутников-разведчиков.

С 1964 г. эти работы были продолжены филиалом № 3 ОКБ-1. Первый пуск состоялся 18 мая 1964г. с космодрома Байконур. Ракета-носитель «Восход» (11А57) вывела КА на орбиту с апогеем 383 км, перигеем 207 км, углом наклонением 65° и периодом обращения 90 минут.

12 июня 1965 г. КА «Зенит-4» был принят на вооружение. За период с 1964 г. по 1970 г. произведено 68 удачных запусков КА, и ещё 4 пуска закончились аварией ракеты-носителя. Максимальное число пусков — 16 — состоялось в 1969 г.

Разработка аппарата «Зенит-4М» (11Ф691) началась в соответствии с решением Комиссии по военно-промышленным вопросам при Совете министров СССР (далее ВПК) от 19 декабря 1967 г. На КА устанавливалась аппаратура «Фтор-6». Первый пуск КА «Зенит-4М» был произведен 31 октября 1968 г. с космодрома Байконур. Ракета-носитель 11А57 вывела КА на орбиту с параметрами: апогей — 270 км, перигей — 198 км, наклонение — 65° и период обращения — 89 минут.

В 1970 г. КА детальной фоторазведки «Зенит-4М», получивший название «Ротор», был принят на вооружение. Он должен был заменить спутники «Зенит-4».

С 1968 г. по 1973 г. было проведено 56 запусков космических аппаратов. Один пуск закончился аварией ракеты-носителя. В 1971—1973 гг. число пусков составляло от 8 до 13 в год.

Как на «Зените-4», так и на «Зените-4М» были установлены корректирующие двигательные установки на жидких компонентах топлива. Об этом хорошо рассказал главный конструктор этих спутников Дмитрий Ильич Козлов в своей книге «Конструирование автомати-

ческих космических аппаратов»[1]: «Постоянно растущие требования потребителей фотоинформации увеличения детальности наблюдения наземных объектов на первом этапе удовлетворялись увеличением фокусного расстояния фотосистемы. Ограничения по объёмам и габаритным размерам зоны полезного груза внутри СА привели к созданию фотоаппаратов с изломом оптической оси... для обеспечения их компактности. После исчерпания резервов, определяемых ограничениями со стороны ракет-носителей того времени, с целью достижения требуемой детальности наблюдения конструкторы пошли по пути снижения высоты полёта вплоть до предельно допустимой. Эти решения привели к значительным изменениям конструкции, компоновки, состава бортовых систем, схемы полёта КА данного типа.

Существенное влияние аэродинамического торможения потребовало уменьшения миделева сечения КА и привело к предпочтительному выбору горизонтальных конструктивно-компоновочных схем, когда продольная ось КА направлена по вектору скорости. Для компенсации потери орбитальной скорости вследствие аэродинамического торможения и поддержания заданных параметров орбиты в состав бортовых систем вводятся корректирующие двигательные установки многоразового запуска. Для снижения потребных запасов топлива в схеме полёта предусматривались эллиптические орбиты, при этом фотографирование проводилось при минимально возможной высоте полёта на нисходящей части витка в районе перигея. С целью уменьшения возмущающих моментов от аэродинамических сил, нарушающих ориентацию и стабилизацию КА во время фотографирования, применялись специальные аэродинамические компенсаторы. Для защиты конструкции от молекулярного нагрева в передней (по направлению полёта) части КА устанавливались тепловые щитки и высокопроизводительная система терморегулирования. Для обеспечения стабильности теплового режима оптических устройств объективы потребовалось закрывать крышками-блендами, которые раскрывались только в момент фотографирования».

23 декабря 1969 г. с космодрома Плесецк ракета-носитель 11А57 вывела на орбиту спутник оптической разведки «Зенит-4МК» (11Ф692).

---

[1] *Козлов Д.И., Аншахов Д.П., Агарков В.Ф. и др.* Конструирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1996.

КА был выведен на орбиту с параметрами: апогей — 302 км, перигей — 209 км, наклонение — 65°, период обращения — 89 минут. С 1969 г. по 1978 г. было запущено 86 КА «Зенит-4МК», три пуска закончились аварией ракеты-носителя. В 1974—1976 гг. ежегодно запускалось по 16—20 спутников.

27 декабря 1971 г. с космодрома Плесецк ракета-носитель 11А511М вывела на околоземную орбиту с параметрами: апогей — 272 км, перигей — 195 км, наклонение — 65°, период обращения — 89 минут первый и единственный КА «Зенит-4МТ».

Следующей модификацией «Зенитов» стал аппарат детальной разведки «Зенит-4МКМ» (11Ф692М), получивший наименование «Геракл», который эксплуатировался до 1980 г. Первый пуск КА был произведен 16 сентября 1977 г. с космодрома Плесецк ракетой-носителем 11А511У. Параметры орбиты: апогей — 354 км, перигей — 188км, наклонение — 63°, период обращения — 90 минут. Всего было выведено на орбиту 32 аппарата.

Первый запуск КА «Зенит-6» состоялся 23 ноября 1976 г. Спутники выводились на орбиты с параметрами: апогей — 410—330 км, перигей — около 210 км, наклонение — 73°, период обращения — 90 минут. Спутник выводится ракетой-носителем 11А511У. С 1976 г. по 1980 г. было произведено 106 успешных пусков (по 15—20 пусков в 1980—1983 гг.). Два пуска закончились аварией.

## Глава 6
## ФОТОРАЗВЕДЧИКИ ТИПА «ЯНТАРЬ»

Работы по теме «Янтарь» начались в самарском ЦСКБ в 1964 г. (тогда эта контора ещё именовалась филиалом № 3 ОКБ-1). За основу для нового автоматического фоторазведчика первоначально предполагалось взять корабль 7К-Р «Союз-Р». Рассматривались две модификации спутника: 11Ф622 «Янтарь-1» для ведения обзорной фоторазведки и 11Ф623 «Янтарь-2» для фоторазведки детальной. Прорабатывались возможности установки на обоих аппаратах небольших возвращаемых капсул для оперативной доставки фотоматериалов. Отработку таких капсул предполагалось провести на «Союзе-Р». Но работа по теме «Янтарь» шла слишком медленно. Основные силы филиала № 1 ЦКБЭМ

(Центральное конструкторское бюро экспериментального машиностроения, так с 1966 г. стало называться ОКБ-1 при В.П. Мишине) были тогда направлены на создание пилотируемых кораблей.

Несколько позже был разработан проект космического аппарата 11Ф624 «Янтарь-2К», предназначенного для ведения детальной фоторазведки. Этот проект со временем стал основным в теме «Янтарь». Хоть новый спутник и сохранил компоновку «Союза», внешне он уже мало походил на прототип. Так, форма спускаемого аппарата в виде «фары» постепенно преобразовалась в «конус».

Проект «Янтарь-2К» получил поддержку и у высшего космического руководства страны, и 21 июля 1967 г. вышло постановление Совмина № 715—240 по аппарату 11Ф624. Первый полёт нового спутника детальной фоторазведки планировался на 1969 г. А через три дня, 24 июля, министр общего машиностроения С.А. Афанасьев подписал соответствующий приказ № 220 о начале в филиале № 1 плановых проектных работ по созданию КА «Янтарь-2К». 19 декабря того же года и ВПК приняла решение о плане ведения работ над спутником.

Но ещё раньше, в III и IV кварталах 1967 г., в Куйбышевском филиале разработали аванпроект космического аппарата 11Ф624 «Янтарь-2К». Работы над новым спутником стали первоочередными для предприятия. Дело в том, что в январе 1968 г. в соответствии с указанием Министерства общего машиностроения в филиале № 1 были прекращены работы по военно-исследовательскому комплексу 7К-ВИ 11Ф73. Вместо этого в филиале № 1 началась разработка орбитального блока 11Ф731 ОБ-ВИ в составе комплекса 11Ф73 «Союз-ВИ» (7К-С/ОБ-ВИ). Опыт работы над 7К-ВИ очень пригодился при разработке «Янтаря-2К».

В аванпроекте спутника была предложена новая оригинальная конструктивно-компоновочная схема строения аппарата. В книге «Конструирование автоматических космических аппаратов» так описано создание «Янтаря-2К»: «Дальнейшие поиски резервов массы могут привести к объединению конструкции фотоустройств и КА. В первую очередь это коснется СА, поскольку вследствие относительно небольших сроков активного существования сохранились требования возврата оптических устройств на Землю с целью повторного использования. Типичным техническим решением в этом плане может

быть использование конструкции корпуса СА. При этом объектив прикрепляется к донной части корпуса СА вытянутой конической формы, а кассетная часть с фотопленкой размещается внутри на силовой оболочке лобовой части СА. Коническая часть корпуса СА при этом играет роль корпуса фотоаппарата, вследствие чего может появиться значительный резерв массы и возможность увеличить габаритные размеры фотоаппарата. Перед возвращением на Землю объектив втягивается внутрь СА и сохраняется вместе с фотопленкой. Подобное конструктивное решение позволяет решить задачу увеличения разрешающей способности фотоустройств в условиях жёстких ограничений на массу полезного груза. Значительное увеличение фокусного разрешения системы позволяет поднять высоту орбиты и применить вертикальную конструктивно-компоновочную схему КА.

Одним из существенных недостатков КА фотонаблюдения была низкая оперативность доставки полученной информации потребителю. Время между фотосъёмкой и доставкой пленки на Землю равнялось времени активного существования КА. За это время информация по многим динамическим процессам теряла актуальность и не соответствовала текущему состоянию.

С целью частичной компенсации этого недостатка КА фотонаблюдения могут оснащаться возвращаемыми капсулами, которые представляют собой миниатюрные СА, доставляющие на Землю часть отснятой фотопленки. Это может позволить более оперативно передавать информацию о динамических процессах».

Конструктивно спутник 11Ф624 «Янтарь-2К» состоял из трёх отсеков: агрегатного, приборного и специальной аппаратуры (ОСА). Отсек специальной аппаратуры был сделан возвращаемым для того, чтобы можно было вернуть на землю фотоаппаратуру «Жемчуг-4» и бортовую вычислительную цифровую машину «Салют-ЗМ», которые были сделаны многократного использования. На боковой поверхности ОСА диаметрально противоположно крепились две спускаемые капсулы для оперативного возврата на Землю фотопленки. Сверху ОСА крепилась бленда аппаратуры «Жемчуг-4». Перед посадкой оптическая система из бленды втягивалась внутрь ОСА.

Все отсеки «Янтаря-2К» имели форму усеченного конуса с углом полураствора 12°, что делало спутник внешне сходным с американ-

ским космическим кораблем «Джемини». Максимальный диаметр «Янтаря-2К» составлял 2,7 м, высота 6,3 м. Вес аппарата 11Ф624 составлял 6,6 т. Расчётная длительность полёта — 30 суток.

В агрегатном отсеке располагались комплексная двигательная установка (КДУ), блоки системы телеконтроля БР-91Ц-1, блоки приводов солнечных батарей 11М243, буферные батареи системы электропитания. Снаружи агрегатного отсеска крепились две четырёхстворчатые ориентируемые солнечные батареи, антенна АО-Я командно-программно-траекторной радиолинии «Графит-Я», а на боковых стенках отсека — радиаторы системы терморегулирования.

В состав комплексной двигательной установки «Янтаря-2К» входили:

— корректирующе-тормозной двигатель 11Д430 (КТД), закрываемый поворотной крышкой;

— система жидкостных управляющих двигателей малой тяги трёх наименований, объединенных в два коллектора:

— топливные баки с устройством, обеспечивающим подачу компонентов топлива к двигателям;

— система наддува, состоящая из шар-баллонов высокого давления и арматуры подачи газа наддува и управления;

— сигнализаторы давления;

— двухстепенной привод для качания камеры КТД;

— средства обеспечения теплового режима КДУ;

— кабельная сеть;

— рама для размещения систем и агрегатов.

Компоненты топлива КДУ: горючее — несимметричный диметилгидразин, окислитель — азотный тетроксид. Вес заправляемого в баки КДУ окислителя составляла от 195 до 585 кг, горючего — от 105 до 315 кг. Система подачи топлива к двигателям была вытеснительная. Рабочим телом для наддува и управления пневмоавтоматикой двигателя являлся газообразный гелий (вес бортового запаса 3,65 кг при давлении в шар-баллонах от 3,5 до 5 МПа). Для управления гидроаккумуляторами использовался газообразный азот (0,34 кг при давлении от 1,05 до 1,35 МПа). Вес всей КДУ в незаправленном состоянии составляла 375 кг. Суммарный импульс, вырабатываемый всеми двигателями установки, составлял 2060 кН·сек.

КТД 11Д430 имел тягу в диапазоне от 2,7 до 3,3 кН (средняя 2,943 кН) при удельном импульсе тяги 3015 Н·сек/кг. Давление в камере сгорания составляло 0,9 МПа. За время 30-суточного полёта могло проводиться до 50 включений двигателя.

Управляющие ракетные двигатели (УРД) были объединены в четыре блока. УРД первого коллектора (УРД-1) 11Д431 ставились по два в каждый из блоков. Тяга этих малых ЖРД составляла 5,88 Н, число включений 150 000, суммарное время работы 10000 секунд.

Во второй коллектор входило два типа МЖРД. В каждом из четырёх блоков малых ЖРД стояло по одному УРД-П 11Д446. Он имел тягу 52 Н, число включений 40 000 и суммарное время работы 4000 секунд. Также по одному в каждом из блоков стояли УРД-П 11Д428 с тягой 110 Н, числом включений 40 000 и суммарным временем работы 2000 секунд.

В приборном отсеке располагались блоки системы управления движением «Кондор», аппаратура засекречивания передаваемых данных, агрегаты системы СТР, блоки коммутации и контроля источников питания системы электропитания, система телеконтроля БР-91Ц-1, система трансляции и распределения информации, электронные приборы и силовые гироскопы системы «Квадрат». Снаружи отсека также крепились панели радиаторов системы терморегулирования.

В отсеке специальной аппаратуры располагался фотокомплекс «Жемчуг-4» с главной кассетой с фотопленкой, блоки электроники этого фотокомплекса, система перемотки отснятой фотопленки в спускаемые капсулы, блоки системы управления движением «Кондор», бортовое синхронизирующее устройство «Калина», программно-временное устройство, БЦВМ «Салют-3М», элементы системы терморегулирования.

Система спуска и посадки ОСА включала в себя блоки управления движением отсека в атмосфере с гироскопическими датчиками угловых скоростей, ЖРД ориентации при спуске, радиовысотомер, парашютную систему с двигателем мягкой посадки. Сферическое днище ОСА закрывалось теплозащитным экраном.

Исполнительные органы системы ориентации ОСА при спуске состояли из восьми двигателей 11Д445 в четырёх блоках. Каждый двигатель имел тягу от 65 до 120 Н, мог включаться 10 000 раз при сум-

марном времени работы 900 секунд. Компоненты топлива двигателей были те же, что и у КДУ: горючее — несимметричный диметилгидразин, окислитель — азотный тетроксид. Система подачи топлива — вытеснительная, для чего в ОСА располагался шар-баллон азота под давлением 35,0 МПа.

Двигательная установка мягкой посадки состояла из одного твердотопливного четырёхсопельного двигателя 11Д863 с тягой 90—110 кН. Импульс тяги двигателя составлял 25 кН·сек, давление в камере сгорания при работе 17 МПа, вес двигателя 35 кг, длина 0,64 м, диаметр 0,28 м. Двигатель располагался в полёте в парашютном контейнере и подвешивался между ОСА и стропами основного парашюта (также как у кораблей 3КВ и 3КД «Восход»).

Над ОСА стояла бленда фотокомплекса «Жемчуг-4». Бленда закрывалась сдвигаемой крышкой. На бленде крепились антенны системы «Графит-Я» и головки датчиков инфракрасной вертикали для ориентации спутника «носом» на Землю. На верхнем срезе ОСА крепился тороидальный отсек с приборами радиолинии «Графит-Я», аппаратурой РВВ (радиовысотомер-вертикаль) и оптическим блоком АВУ (астровизирное устройство). Два последних аппарата служили для получения курсовой обзорной информации низкого разрешения для привязки фотоснимков. Пропускная способность радиоканала этих устройств была небольшой и не предназначалась для передачи видеоинформации высокого разрешения. Для получения изображения использовалась специальная видеоголовка ВА-100 аппаратуры РВВ с ПЗС-матрицами (фотоприемники с зарядовой связью). Также на верхнем срезе ОСА стояла антенна УКВ-связи «Маяк»[1].

В соответствии с решением ВПК от 19 декабря 1967 г. и приказа министра общего машиностроения № 4сс «О создании комплексов "Янтарь-2К", "Зенит-4М" и "Зенит-4МТ"» от 6 января 1968 г., во II квартале 1968 г. в филиале № 1 была проведена защита аванпроекта по комплексу «Янтарь-2К». Затем началось эскизное проектирование. Тогда же сроком начала ЛКИ комплекса «Янтарь-2К» был установлен 1970 г.

В 1968 г. в Куйбышеве начались и работы по элементу для советских фоторазведчиков — спускаемому аппарату. В том же году в фи-

[1] *Сорокин В.* Янтарная история // Новости космонавтики. 2007. № 17.

лиале № 1 разработали аванпроект по ракете-носителю 11А51 1М «Союз-М» под «Янтарь-2К». С её помощью предполагалось запускать аппараты 11Ф624 как с космодрома Байконур, так и с космодрома Плесецк. Раньше этот носитель создавался для корабля 7К-ВИ. Теперь его модернизировали под новую полезную нагрузку.

Забегая вперёд, скажу, что ракету-носитель 11А511М так и не пришлось использовать для пусков «Янтаря-2К». Она использовалась с 1971 г. по 1976 г. на космодроме Плесецк лишь для вывода на орбиту топографических спутников 11Ф629 «Зенит-4МТ», названных после принятия на вооружение в 1976 г. «Орион».

В 1968 г. на основе проекта аппарата обзорной разведки, ранее носившего название 11Ф622 «Янтарь-1», в куйбышевском филиале началась разработка эскизного проекта спутника обзорной разведки 11Ф630 «Янтарь-1 КФ». Были подготовлены материалы для составления эскизного проекта на модификацию под этот аппарат ракеты-носителя 11А511М.

Тем временем работы над «Янтарем-2К» стали самым приоритетным направлением в филиале № 1. 12 мая 1969 г. по поручению ЦК КПСС от 24 апреля 1969 г. состоялось совместное совещание Министерства общего машиностроения, Министерства оборонной промышленности и Министерства обороны СССР, на котором рассматривался и в целом был одобрен эскизный проект космического аппарата 11Ф624 «Янтарь-2К». Проект этот показался столь удачным, что конструктивно-аппаратурную базу спутника «Янтарь-2К» решили положить в основу проекта программы развития средств оптической разведки в СССР. На основе аппарата предполагалось создать целую серию систем оптического наблюдения. Тема «Янтарь» в 1969 г. включила в себя следующие проекты перспективных аппаратов:

— комплексы детального и высокодетального наблюдения «Янтарь-4К», «Янтарь-6К» и «Янтарь-3К»;

— спускаемая капсула КА «Янтарь-2К» с двигательной установкой;

— комплексы обзорного и картографического наблюдения «Янтарь-1КФ», «Янтарь-3КФ» и «Янтарь-6КФ»;

— комплекс оперативного наблюдения «Малахит» с передачей информации по радиоканалу.

Эта программа обсуждалась на различных уровнях. Но не все КА получили одобрение и поддержку. В дальнейшем кроме базового аппарата 11Ф624 «Янтарь-2К» в филиале № 1 разрабатывались комплексы сверхдетального наблюдения 11Ф650 «Янтарь-6К», оперативного детального наблюдения 11Ф661 «Янтарь-6КС» и обзорного фотонаблюдения 11Ф630 «Янтарь-1КФ» и 11Ф649 «Янтарь-3КФ». Однако кроме 11Ф624 «Янтарь-2К» ни один из всех перечисленных комплексов в том виде, в котором задумывался в 1970 г., так и не был доведен. Прекратились работы и над модернизированным аппаратом 11Ф642 «Янтарь-2К-М».

После защиты эскизного проекта по «Янтарю-2К» в 1969 г. в филиале № 1 начали выпуск технических заданий на конструкцию и её элементы, бортовые системы, приборы, узлы, комплектующие и другие элементы аппарата. Проект стал детализироваться.

В том же 1969 г. окончательно решился и вопрос с ракетой-носителем для нового спутника, и начались работы над проектом унифицированной ракеты-носителя 11А51 1У. Именно этот носитель был определен для комплекса «Янтарь-2К», пилотируемого корабля 7К-Т «Союз» и других аппаратов разработки как Куйбышевского филиала ЦКБЭМ, так и других предприятий.

Однако окончательное решение по ракете-носителю 11А511У было принято лишь 5 января 1973 г. постановлением Совмина № 25—8, в котором говорилось: «В целях улучшения тактико-технических характеристик, сокращения номенклатуры изделий и их унификации закрепить за Филиалом № 1 ЦКБЭМ разработку ракеты-носителя 11А511У, призванную заменить изделия 11А57, 11А511 и 11А511М».

ЛКИ ракеты-носителя 11А511У начались в мае 1973 г. Первыми полезными нагрузками носителя стали космические аппараты «Зенит-4МК» (в 1973 г. на этой ракете было запущено два таких спутника: 18 мая и 21 сентября) и аппарат 12КС «Бион» № 1 (запущен 31 октября 1973 г.).

В I квартале 1970 г. было разработано и защищено дополнение к эскизному проекту на комплекс «Янтарь-2К», в котором для решения новых задач обосновывалась необходимость перехода от горизонтальной схемы аппарата к вертикальной. Тем самым окончательно было отдано предпочтение вертикальной схеме расположения фо-

тографического комплекса «Жемчуг-4». Эти изменения в конструкции «Янтаря-2К» были закреплены совместным постановлением Совета министров СССР и ЦК КПСС (далее постановление Совмина) № 694—222 от 25 августа 1970 г. и решением ВПК № 316 от 22 декабря 1970 г. После этого работы над техническим проектированием комплекса 11Ф624 в филиале № 1 закипели. В том же 1970 г. был разработан головной обтекатель 11С516 под спутник «Янтарь-2К» и ракета-носитель 11А51 1У.

В 1971 г. был полностью завершен выпуск технической документации на изготовление комплекса «Янтарь-2К» и экспериментальных установок для его отработки. В том же году по этой технической документации началось изготовление деталей для первого технологического и первого лётного образца спутника. Началась и экспериментальная отработка ряда бортовых агрегатов и систем «Янтаря-2К». Эти работы продолжались и в 1972 г.

Датой полёта первого спутника был назван 1973 г. Но в этом году ещё шла дальнейшая отработка агрегатов и систем комплекса «Янтарь-2К». В том числе на смежных предприятиях велись работы над БЦВМ «Салют-3М», бортовой аппаратурой командно-программно-траекторной радиолинии «Трафит-Я», бортовым синхронизирующим устройством БСУ «Калина», системой телеконтроля БР-91Ц-1. В самом филиале № 1 была разработана принципиально новая система управления движением «Кондор».

Однако все эти работы замедлялись из-за недоработок отдельных агрегатов. Так, из-за задержки изготовления системы управления движением «Кондор» на лётных аппаратах «Янтарь-2К» № 1 и № 2 установили систему управления движением «Сокол», используемую на спутниках серии «Зенит». Это решение утвердил Совет главных конструкторов в феврале 1973 г. Взамен отсутствующему наземному испытательному комплексу применили уже имеющуюся станцию. Запоздали и смежники с поставкой аппаратуры КПТРЛ «Графит-Я» и наземной станции «Подснежник-Ветер» для её управления.

Поскольку спускаемые капсулы ещё не были доработаны, решили первые несколько «Янтарей» запускать без капсул.

Все эти задержки вынудили перенести начало ЛКИ комплекса «Янтарь-2К». До этого решением ВПК от 3 июля 1973 г. испытания пер-

вого лётного аппарата на орбите планировались на сентябрь 1973 г., но в сентябре начало ЛКИ «Янтаря» перенесли на 15 января 1974 г.

Несмотря на все задержки и отсрочки, к началу 1974 г. первый лётный «Янтарь-2К» был собран на заводе «Прогресс» и отправлен на космодром Плесецк.

Параллельно шли ещё отработки отдельных систем агрегатов спутника. Причем они велись не только на Земле, но и в космосе. Для этого был создан целый ряд специальных экспериментальных установок. Так 18 октября 1972 г. и 22 марта 1973 г. с космодрома Плесецк были запущены космические аппараты 11Ф690 «Зенит-2М» и «Гектор» (псевдонимы «Космос-525» и «Космос-552»). На «Гекторах» были установлены автономные спутники из серии «Наука» 16КС № 161 (1Л) и № 162 (2Л). Эти «автономные спутники», как и практически все остальные контейнеры «Наука», совершали полёт совместно с основными аппаратами и лишь после выполнения программы полёта примерно за сутки до схода с орбиты «Гекторов» отстреливались от них. Автономные спутники 16КС предназначались для отработки некоторых специальных систем «Янтаря-2К».

Подобные испытания прошли в космосе и элементы системы управления «Кондор». Чтобы проверить работу аппаратуры астровизирного устройства и радиовысотомера-вертикали, был создан автономный спутник серии «Наука» 17КС. Один такой аппарат под номером М 15000—171 (1Л) был запущен 14 марта 1974 г. с космодрома Плесецк вместе с очередным «Гектором» («Космосом-635»).

В 1974 г. начались ЛКИ спускаемой капсулы «Янтаря-2К». Капсулы, получившие обозначение функционально экспериментальная установка ФЭУ-170, выводились на орбиту также в составе спутников «Гектор». Капсула с аппаратурой отделения устанавливалась спереди спускаемого аппарата «Гектора» и отстреливалась во время полёта спутника. Перемотка пленки в капсулу из основного аппарата, естественно, не производилась.

Первый раз спускаемая капсула вышла на орбиту 3 октября 1973 г. в составе КА «Космос-596». Но в капсуле ФЭУ-170 № 1Л произошло короткое замыкание проводов, что привело к нераздепению корпуса капсулы при спуске в атмосфере, из-за чего не вышел парашют, капсула разбилась.

Первые успешные испытания модификации спускаемой капсулы ФЭУ-170—13 № 1702 (или 2Л) прошли во время полёта КА «Космос-629», стартовавшего 24 января 1974 г.

Следующее испытание было неудачным. Как и при запуске 30 августа 1974 г., на 333-й секунде полёта произошла авария 3-й ступени ракеты-носителя 11А57. «Гектор» вместе с капсулой ФЭУ-170 № 3Л был подорван системой ликвидации.

Два последних испытания спускаемой капсулы прошли успешно во время полёта «Космоса-692» с ФЭУ-170 № 4Л, запущенного 1 ноября 1974 г., и «Космоса-769» с ФЭУ 170—13 № 5Л, запущенного 23 сентября 1975 г.

Еще до завершения лётной отработки спускаемых капсул начался этап ЛКИ самого космического аппарата 11Ф624 «Янтарь-2К», пока без спускаемых капсул. После длительной подготовки первый его запуск с космодрома Плесецк состоялся 23 мая 1974 г. Но из-за нерасчётного разделения 2-й и 3-й ступеней ракеты-носителя 11А511У преждевременно сработали контакты отделения космического аппарата. Вслед за этим сработала автоматика ликвидации отсека специальной аппаратуры спутника. Таким образом, космический аппарат 11Ф624 «Янтарь-2К» № 1 погиб.

30 июля 1974 г., между первым и вторым пусками «Янтаря-2К», филиал № 1 ЦКБЭМ стал Центральным специализированным конструкторским бюро (ЦСКБ). Главным конструктором остался Дмитрий Ильич Козлов. Козлову предлагали пост главного конструктора ЦКБЭМ вместо снятого с этой должности Василия Павловича Мишина, но он отказался и остался в Куйбышеве.

13 декабря 1974 г., после доработки ракеты-носителя и устранения возможных причин аварии, был выполнен запуск космического аппарата 11Ф624 «Янтарь-2К» № 2 («Космос-697»). На этот раз испытания спутника прошли успешно. Программой полёта не предусматривалось сразу достичь длительности полёта 30 суток: аппарат был ещё не в полной комплектации. Через 20 дней после старта, 25 декабря, спускаемый аппарат «Янтаря» успешно приземлился, вернув на Землю отснятую в полёте фотопленку.

Следующий испытательный запуск аппарата 11Ф624 «Янтарь-2К» № 3 («Космос-758») состоялся лишь 5 сентября 1975 г. На

спутнике была впервые смонтирована система управления движением «Кондор». Из-за нее-то испытания и прошли неудачно. В процессе полёта «Янтаря» из-за перегрузки по мощности в «Кондоре» вышел из строя статический преобразователь напряжения СПН. Это привело в последующем к аварии космического аппарата на вторые сутки полёта. 6 сентября 1975 г. «Янтарь-2К» № 3 был подорван системой ликвидации. Западные средства слежения за космическим пространством зафиксировали на орбите вместо «Космоса-758» 83 его обломка, основная часть которых вошла в атмосферу уже 25 сентября.

Первый полёт полностью укомплектованного спутника 11Ф624 № 4 («Космос-805») состоялся 20 февраля 1976 г. Программа полёта была выполнена полностью: через 20 суток после запуска, 11 марта, спускаемый аппарат вернулся на Землю. Однако обе спускаемые капсулы, отделенные от «Янтаря» в ходе полёта, сработали нештатно. На первой не взвелась парашютная система, и капсула разбилась. На второй капсуле из-за ненормальной работы привода компенсатора произошел отказ порохового тормозного двигателя 11Д864. Капсула в расчётное время с орбиты не сошла.

Космический аппарат 11Ф624 «Янтарь-2К» № 5 («Космос-844») был запущен 22 июля 1976 г. Но сразу же после отделения от 3-й ступени носителя 11А511У и выхода на орбиту с него поступила информация, что в системе раскрытия второй солнечной батареи возникли неполадки. Раскрыть эту батарею так и не удалось. Лишенный наполовину энергетики и с измененными динамическими характеристиками спутник использоваться не мог. 25 июля по команде с Земли аппарат был подорван. На орбите зафиксировали 249 обломков, основная часть которых вошла в атмосферу 30 августа 1976 г.

В течение 1976 г. сотрудники ЦСКБ доработали все «тонкие» места «Янтаря». С учетом этих изменений в том же году уже шло изготовление аппаратов 11Ф624 № 7, № 8 и № 11. Следующий год стал годом триумфа «Янтаря-2К».

Запуск 26 апреля 1977 г. и полёт аппарата 11Ф624 «Янтарь-2К» № 6 («Космос-905») прошли полностью успешно. В ходе полёта от спутника отделились две спускаемые капсулы, которые доставили на Землю отснятую фотопленку. Совершив полёт расчётной длитель-

ности 30 суток, 26 мая спускаемый аппарат «Янтаря» совершил посадку в расчётном районе.

По результатам работы «Космоса-905» Государственная комиссия положительно отнеслась к предложению ЦСКБ об окончании ЛКИ на изделии 11Ф624 № 6 и проведении натурных испытаний изделия 11Ф624 № 7 как зачетных, которые успешно прошли с 6 сентября по 6 октября 1977 г. («Космос-949»).

1 ноября 1977 г. Госкомиссия подписала отчёт о завершении Государственных зачетных испытаний изделия 11Ф624 с рекомендацией о сдаче комплекса «Янтарь-2К» на вооружение.

Постановлением Совмина № 396—128 от 22 мая 1978 г. комплекс «Янтарь-2К» был принят на вооружение. На основании этого постановления министр обороны СССР подписал приказ МО СССР № 0065 «О принятии на вооружение Советской армии космического комплекса "Янтарь-2К"». У военных комплекс получил название «Феникс».

Спутники «Янтарь-2К» запускались на ракетах-носителях 11А511У как с космодрома Плесецк (с 23 мая 1974 г.), так и с космодрома Байконур (с 20 января 1981 г). Высота рабочей орбиты аппаратов была: перигей — 170—180 км, апогей — 330—360 км (случались, естественно, и отклонения, вызванные, скорее всего, неточностями выведения, или особыми требованиями к съёмкам). Первые два пуска с Плесецка и ещё один в 1977 г. выполнялись на наклонение 62,8°, остальные — на 67,1—67.2°. Пуски с космодрома Байконур выполнялись сначала на наклонение 64,9°, последние же байконурские пуски «Янтаря-2К» в 1981—1983 гг. выполнялись на наклонение 70,4°.

Некоторые западные аналитики были склонны видеть в этом интерес СССР к событиям вокруг Фолклендских островов. Во всяком случае, считалось, что пуски 19 декабря 1981 г. «Космоса-1330» и 30 января 1982 г. «Космоса-1336» (оба имели наклонение 70,4°) проведены именно для наблюдения за районом британо-аргентинского конфликта. Однако последний из этих аппаратов совершил посадку 26 февраля 1982 г., тогда как блокада и военные действия на Фолклендах велись в апреле — июне 1982 г.

Длительность полёта «Янтарей-2К» составляла 30 суток. Существенные отклонения от этого срока вызвались, как правило, техничес-

кими неполадками. Спускаемые капсулы от «Янтаря-2К» отделялись в основном на 9-е и 18-е сутки полёта аппарата.

Космические аппараты 11Ф624 «Янтарь-2К» эксплуатировались до 1983 г. Всего было предпринято 30 попыток вывода этих спутников на орбиту. Два раза отказывала ракета-носитель (23 мая 1974 г. и 28 марта 1981 г.). Дважды аппараты были подорваны на орбите из-за серьезных технических неисправностей, которые не позволяли вернуть на Землю отсек спецаппаратуры (6 сентября 1975 г. и 25 июля 1976 г.). Последний из 30 запусков «Янтаря-2К» состоялся 28 июня 1983 г.

Успешные испытания «Янтаря-2К» в 1977 г. повлияли на всю дальнейшую программу работ ЦСКБ. Были учтены как результаты натурных испытаний спутника 11Ф624 № 7, так и дополнительные проработки Министерства оборонной промышленности (прежде всего по оптическим системам). К тому же работы ЦСКБ в области конструкции перспективных аппаратов показали возможность достижения требуемого Министерством обороны качества оптической развединформации при максимальном использовании конструктивно-аппаратурной базы спутника «Янтарь-2К». В ЦСКБ были проведены предварительные изыскания по формированию перспективной программы развития спутников оптической разведки на конструктивно-аппаратной базе изделия 11Ф624.

В мае 1977 г. в ЦСКБ прошел Совет главных конструкторов, который определил дальнейшие пути создания комплексов оптической разведки с использованием конструктивно-аппаратной базы спутника «Янтарь-2К». 1 июля 1977 г. на совместном Научно-техническом совете Министерств общего машиностроения, оборонной промышленности и обороны был одобрен предложенный Советом главных конструкторов порядок и этапность создания комплексов оптической разведки, что и было закреплено постановлением Совмина № 7—3 от 4 января 1978 г.

Первым из предлагавшихся для реализации комплексов был «Янтарь-4К1», получивший индекс 11Ф693. Его основное отличие от «Янтаря-2К» заключалось в большей продолжительностью полёта: 45 суток вместо прежних 30 у «Феникса». Также на «Янтарь-4К1» планировалось установить более совершенный фотографический комплекс.

Еще в апреле 1977 г. по аппарату 11Ф693 «Янтарь-4К1» в ЦСКБ был выполнен эскизный проект комплекса. Проект был защищен на совместном Научно-техническом совете Министерств общего машиностроения, оборонной промышленности и обороны, который состоялся 1 июля 1977 г. После этого было разработано и выдано техническое задание на конструкцию спутника, выданы техзадания на разработку всех его систем. Для ПО «Красногорский завод» разработали и выдали техзадание на фотоаппаратуру «Жемчуг-18».

Космический аппарат 11Ф693 «Янтарь-4К1» внешне был почти точной копией «Янтаря-2К». Отличия заключались лишь в некоторых вспомогательных системах. На спутнике стояли также две спускаемые капсулы. Так как вес и габариты аппарата 11Ф693 практически не отличались от 11Ф624, было решено использовать для запусков «Янтаря-4К1» ту же ракету-носитель 11А511У «Союз-У» и тот же обтекатель 11С516.

В 1978 г. модернизация «Янтаря-2К» в «Янтарь-4К1» практически завершилась. В 1979 г. закончился этап разработки технической документации, изготовления экспериментальных установок и первого лётного аппарата. Можно было переходить к ЛКИ комплекса.

Первый запуск спутника 11Ф693 «Янтарь-4К1» (№ 1) состоялся с космодрома Плесецк 27 апреля 1979 г. Как и «Янтарь-2К», аппарат был выведен на орбиту с наклонением 62,8°. Высоты орбиты были типично «янтарными»: апогей — 336 км, перигей — 174 км. 30-суточный полёт прошел успешно, 27 мая отсек специальной аппаратуры совершил посадку.

Следующий аппарат —11Ф693 № 2 — совершил полёт расчётной продолжительности: с 29 апреля по 12 июня 1980 г. Этот полёт также прошел удачно. В связи с этим было решено следующий пуск аппарата 11Ф693 № 3 считать зачетным. Это был первый запуск «Янтаря-4К1» с космодрома Байконур. Полет спутника с 30 октября по 12 декабря 1980 г. также прошел без замечаний. Госкомиссия по ЛКИ рекомендовала принять спутник на вооружение. В следующем 1981 г. вышел соответствующий приказ министра обороны СССР № 00153 «О принятии на вооружение Советской Армии космического комплекса детальной фоторазведки “Янтарь-4К1” (“Октан”)».

Эксплуатационные полёты «Октана» начались с 1982 г. (11Ф693 № 5 с 8 июня по 22 июля). Все запуски двенадцати изготовленных лётных аппаратов 11Ф693 были успешными. Ни разу не подвел носитель, ни разу не пришлось ликвидировать спутник на орбите, все аппараты выполняли полёты расчётной длительности. «Октаны» также запускались как с Плесецка (на орбиты с наклонением 67,1—67,2°, кроме первого запуска), так и с Байконура (в основном на орбиты с наклонением 64,9°, хотя один запуск 26 апреля 1983 г. был на более полярную орбиту с наклонением 70,4°). Высоты орбит остались теми же, что и у «Янтарей-2К».

Как планировалось ещё в середине 1960-х гг., КА «Янтарь-2К» и «Янтарь-4К1» должны были прийти на смену прежним модификациям «Зенитов». Однако спутники детальной разведки «Феникс» и «Октан» эксплуатировались параллельно с аппаратами детальной разведки «Геракл» (11Ф692М «Зенит-4МКМ», пуски которых проводились с 12 июля 1977 г. по 10 октября 1980 г.). Полная замена «Зенитов» произошла лишь в конце 1980-х гг. И то некоторые модификации этих спутников («Облик», «Ресурс Ф-1» и «Ресурс Ф-2») продолжали использоваться и после 1991 г., правда, уже в гражданских целях.

Так, например, 29 апреля 1992 г. был выведен на орбиту спутник «Ресурс Ф-2». Параметры его орбиты составили: перигей — 196 км; апогей — 275 км; наклонение орбиты — 82,3°; начальный период обращения — 88,8 минут.

Спутники «Ресурс Ф-2» находятся в эксплуатации с 1987 г. От предшествующей модели («Ресурс Ф-1») они отличается солнечными батареями, установленными на переднем двигательном отсеке и обеспечивающими продление расчётного времени полёта до 45 суток.

«Ресурс Ф-2» оснащен многозональной фотокамерой СА-М с фокусным расстоянием 300 мм и размером кадра 180 × 180 мм, обеспечивающей получение изображений в 4 из 6 возможных интервалов видимого спектра (от 400 до 860 нанометров). Разрешение получаемых изображений на местности составляет 5—8 м при использовании черно-белой пленки и 8—12 м на спектрозональной пленке. Детальность снимков и уровень геометрических искажений позволяют использовать их для составления карт масштаба 1: 100 000 и обновления карт масштаба 1: 50 000.

Последний полёт «Октана» состоялся с 30 ноября 1983 г. по 13 января 1984 г. Вслед за этим в том же 1984 г. последовал приказ министра обороны СССР № 0085 о снятии с вооружения космических комплексов «Феникс» и «Октан».

## Глава 7
## ФОТОРАЗВЕДЧИК «ПЕРСОНА»

«Персона» (индекс ГУКОС — 14Ф137) — российский военный спутник оптической разведки третьего поколения, предназначенный для получения снимков высокого разрешения и оперативной их передачи на Землю по радиоканалу. Новый тип спутников разработан и производится в самарском ракетно-космическом центре «ЦСКБ-Прогресс» (с 2014 г. АО «РКАЦ "Прогресс"»), в то время как оптическая система изготавливается в петербургском оптико-механическом объединении ЛОМО. Заказчиком спутника явилось Главное разведывательное управление Генерального штаба (ГРУ ГШ) Вооружённых сил РФ.

Конкурс на создание нового спутника оптико-электронной разведки «Персона» Минобороны РФ провело в 2000 г. Были рассмотрены проекты «ЦСКБ-Прогресс» и НПО имени С.А. Лавочкина. Проект «ЦСКБ-Прогресс» представлял собой глубокую модификацию спутника предыдущего поколения «Неман» («Янтарь») с использованием многих технический решений, применённых на гражданском КА «Ресурс-ДК». Конкурирующий проект НПО имени С.А. Лавочкина также представлял собой усовершенствованный спутник предыдущего поколения «Аракс».

После победы в конкурсе проекта «Персона» запуск первого КА планировался на 2005 г., но по причине задержки наземных испытаний его старт состоялся только в 2008 г.

Стоимость создания первого спутника оценивается в 5 млрд рублей. Стоимость создания второго спутника составила порядка 10 млрд рублей.

Платформа КА «Персона» базируется на КА «Ресурс-ДК» и является развитием советских военных спутников Янтарь-4КС1 «Терилен» и Янтарь-4КС1М «Неман». Кроме того, на нём используется

новая оптическая система, созданная на оптико-механическом объединении ЛОМО 17В321, которая превосходит по своим характеристикам все системы, созданные в России и Европе (по состоянию на 2001 г.), приближаясь к характеристикам крупногабаритных систем наблюдения США. По неофициальным данным, её разрешение должно достигать 30 см.

Общий вес спутника превышает 7 тонн, а время работы — 7 лет.

Спутники используют круговую солнечно-синхронную орбиту наклонением 98° и высотой 750 км.

Передача телеметрической информации с борта КА «Персона» и передача команд на борт спутника осуществляется с помощью командно-измерительной системы (КИС) «Куб-Контур», созданной в ОАО «Научно-исследовательский институт точных приборов». Кроме того, КИС измеряет и передаёт на наземный комплекс управления навигационные параметры орбиты КА для осуществления орбитальных манёвров.

Приём, хранение и передача целевой информации ведётся через высокоскоростную радиолинию (ВРЛ). Аппаратура ВРЛ была доработана для КА «Персона» № 2 по сравнению с КА «Персона» № 1 для расширения его возможностей.

Аппаратура ВРЛ принимает от съёмочной аппаратуры оцифрованные изображения с маршрута съёмки и записывает их в своём запоминающем устройстве (ЗУ). Суммарная производительность входного потока КА «Персона» № 2 составляет 23 Гбит/с (в 4 раза больше, чем у «Персона» № 1), за счёт применения более совершенной элементной базы и более сложных алгоритмов кодирования и сжатия данных. Передача информации на Землю осуществляется по защищённому радиоканалу во время прохождения КА над наземным пунктом приёма информации.

**Перечень выведенных в космос КА «Персона»**

| Название | Изделие | Дата запуска | Статус | Ракета-носитель | Комментарии |
|---|---|---|---|---|---|
| Космос-2441 | Персона № 1 | 26.07.2008 22.31 МСК | Потерян | РН «Союз-2.1б» | Проблемы начались в августе 2008 г. В сентябре аппарат был уже неуправляемым. Потерян в феврале 2009 г. в результате выхода из строя электронных компонентов КА |

| Название | Изделие | Дата запуска | Статус | Ракета-носитель | Комментарии |
|---|---|---|---|---|---|
| Космос-2486 | Персона № 2 | 07.06.2013 22.37 МСК | ЛКИ | РН «Союз-2.1б» | Проблемы с аппаратным обеспечением бортового компьютера с ноября 2013 г., в августе 2014 г. они были нивелированы. Спутник используется по назначению |
| Космос-2506 | Персона № 3 | 23.06.2015 19.44 мск | ЛКИ | РН «Союз-2.1б» | КА выведен на целевую орбиту и взят на управление средствами Главного испытательного космического центра имени Титова. Со спутником установлена и поддерживается устойчивая телеметрическая связь. Бортовые системы функционируют нормально |

В январе 2019 г. гендиректор АО «РКЦ "Прогресс"» Дмитрий Баранов заявил, что российские спутники дистанционного зондирования Земли «Ресурс-П» № 2 и № 3, считающиеся гражданскими версиями «Персоны», не работают из-за отказа электроники. «Во-первых, причина техническая, она в целом установлена, но до конца юридически эти вещи ещё не оформлены, поэтому пока это не выносится в медийное поле. Причины по отказам — они, если говорить, так сказать, общим языком, в отказе электронной компонентной базы», — сказал глава предприятия.

## Глава 8
## ОСВОЕНИЕ «ЦЕЛИНЫ»

В августе 1960 г. в СССР впервые были начаты работы по созданию космических средств радиоэлектронного наблюдения. ОКБ-586 было поручено создать в интересах Министерства обороны СССР первый экспериментальный космический аппарат — ДС-К8 — с целевым назначением отработки методики и средств определения параметров радиолокационных сигналов радиолокационных станций систем оборонного назначения.

Проведенные исследования с помощью аппаратуры, установленной на спутнике, показали необходимость и целесообразность создания более совершенной специальной аппаратуры и специализированных космических аппаратов для её размещения. Было принято решение о реализации двухэтапной схемы развертывания опытно-конструкторской работы по созданию космических средств радиотехнического наблюдения за радиолокационными системами.

Первым этапом предусматривалась разработка унифицированных космических аппаратов ДС-У1 и ДС-У2 и запуск двух экспериментальных спутников ДС-К40, на которые устанавливалась специальная аппаратура, модернизированная в части чувствительности, габаритов и весовых характеристик.

11 февраля 1966 г. с космодрома Капустин Яр был запущен первый космический аппарат ДС-У-1Г (псевдоним «Космос-108»). Ракета-носитель «Космос 63С1» вывела его на орбиту с параметрами: апогей — 865 км, перигей — 227 км и угол наклонения 48,9°. 21 ноября того же года спутник сгорел в плотных слоях атмосферы.

24 мая 1966 г. с космодрома Капустин Яр был запущен первый КА ДС-У2-И под псевдонимом «Космос-119». Ракета-носитель «Космос 63С1» вывела его на орбиту с параметрами: апогей — 1305 км, перигей — 219 км. 30 ноября того же года спутник сгорел в плотных слоях атмосферы.

С декабря 1966 г. по декабрь 1967 г. в СССР запустили ещё несколько экспериментальных спутников радиолокационного наблюдения: ДС-У2-МП («Космос-135»), ДС-У2-Д («Космос-137»), ДС-У2-И («Космос-142»), ДС-У2-М («Космос-145»), ДС-У2-МП («Космомс-163»), ДС-У1-Г («Космос-196») и ДС-У2-В («Космос-197»).

Запуски двух аппаратов ДС-К40, состоявшиеся в 1965—1966 гг., оказались неудачными из-за аварий ракеты-носителя 63С1. Вторым этапом стало создание КА радиотехнического наблюдения системы «Целина» с использованием значительно облегченной специальной аппаратуры на микроэлементной базе.

Разработка системы «Целина» началась в КБ «Южное» (КБЮ) в 1964 г. В состав системы входили КА «Целина-О» и «Целина-Д». Так, эскизный проект космического аппарата «Целина-Д» был закончен в КБЮ в октябре 1965 г.

Космические аппараты «Целина-О» предназначались для проведения обзорного радиотехнического наблюдения. Спутник был неориентируемый, оригинальной конструкции, с использованием некоторых узлов ранее созданных спутников, с солнечными источниками питания.

Целевым назначением спутников «Целина-Д» являлось ведение детальных радиотехнических измерений с помощью бортовой аппаратуры путем приема, анализа и высокоточной привязки к местности

источников радиотехнических сигналов. Этот космический аппарат относился к классу ориентируемых в орбитальной системе координат и отличается от ранее разработанных аппаратов более сложным комплексом специальной и обеспечивающей аппаратуры.

Развертывание системы было начато в 1967 г. запуском спутника «Целина-О» («Космоса-189»). В следующие два года были запущены ещё несколько аппаратов «Целина-О» и «Целина-ОМ» (модернизированный вариант базового спутника), и система, включавшая в себя четыре спутника, начала функционировать в штатной конфигурации. Вокруг Земли космические аппараты обращались по круговым орбитам высотой около 525 км с наклонением 74°. Друг от друга они отстояли на 45° по долготе восходящего угла, что позволяло «слушать» один и тот же район земного шара несколько раз в сутки.

Это было крайне важно для получения информации почти в режиме реального времени.

Пуски КА «Целина» производились с космодрома Плесецк с помощью ракеты-носителя типа «Космос» — 11К63 или 11К65. Первый запуск КА «Целина-О» состоялся 30 октября 1967 г. ИСЗ «Космос-189» был выведен на орбиту с параметрами 535—600 км (почти круговую), угол наклонения орбиты — 74°, период обращения 95,7 минут.

Частота запусков с 1970 г. по 1977 г. составляла в среднем четыре в год. Причем замены старых спутников производились ещё до того, как под действием земной атмосферы они сходили с рабочей орбиты. С 1978 г. частота запусков «Целины-О» резко упала, а в 1982 г. они и вовсе прекратились.

В ходе предстартовой подготовки ИСЗ «Целина» произошло два взрыва ракет-носителей с большими человеческими жертвами.

26 июня 1973 г. в 01 ч. 22 мин. на космодроме Плесецк, стартовый комплекс 132, при сливе топлива из ракеты-носителя «Космос 11К65М» после отмененного пуска произошел взрыв и пожар, уничтожившие боевой расчёт, ракету-носитель и космический аппарат. В результате катастрофы погибли 9 человек. Ракета-носитель должна была вывести на околоземную орбиту разведывательный спутник типа «Целина-О».

18 марта 1980 г. в 16 ч. 01 мин. на космодроме Плесецк, стартовый комплекс № 43/3, при подготовке к пуску ракеты-носителя «Восток 8А92» произошел взрыв и пожар. В результате катастрофы погибли

48 человек. РН должна была вывести на околоземную орбиту советский разведывательный спутник типа «Целина-Д».

Постановлением Совмина № 676 от 20 августа 1976 г. комплекс «Целина-Д» был принят на вооружение[1].

Всего с 1967 г. по 1982 г. было запущено два спутника типа «Целина-О» («Космос-189» и «Космос-200»), 34 аппарата «Целина-ОМ» («Космос-250, -269, -315, 330, 387, -395, -425, -436, -437, -460, -479, -500, -536, -544, -549, -582, -610, -631, -655, -661, -698, -707, -749, -787, -790, -812, -845, -870, -899, -960, -1062, -1114, -1215, -1345») и три КА «Целина-ОК» («Космос-781, -924, -1008»).

Развертывание второй компоненты системы — спутников типа «Целина-Д» —началось с конца 1970 г. Западные эксперты первоначально эти спутники приняли за аварийные метеорологические спутники типа «Метеор», поскольку эти аппараты также запускались в космос с помощью ракет-носителей «Восток». Но регулярное появление в последующие годы «аварийных» «Метеоров» вскоре опровергло предположения о неудачах.

Система «Целина-Д» в отличие от своей предшественницы включала в себя не четыре, а шесть спутников. Они были разнесены друг от друга на 60°, что позволяло полностью контролировать весь земной шар.

Полностью система «Целина-Д» была развернута в 1978 г. В том же году для запусков спутников радиотехнической разведки стали использоваться новые носители «Циклон». Они обеспечивали большую точность выведения, что было довольно важно при развертывании многоспутниковых систем. Но переход от старых ракет к новым растянулся на два года.

Запуски спутников типа «Целина-Д» продолжались до 1994 г. Хотя последним выведенным на орбиту стал аппарат с псевдонимом «Космос-2242», запущенный 16 апреля 1993 г. Последний пуск 25 мая 1994 г. был аварийным.

В общей сложности на околоземную орбиту было выведено 70 спутников типа «Целина-Д» («Космос-389, -405, -476, -542, -604, -673, -744,

---

[1] По другим данным (Днепропетровский ракетно-космический центр. Краткий очерк становления и развития. Днепропетровск: ПО ЮМЗ. КБЮ, 1994), «Целина-Д» был принят в опытную эксплуатацию постановлением Совмина от 10 декабря 1976 г.

-755, -756, -808, -851, -895, -925, -955, -975, -1005, -1035, -1043, -1063, -1077, -1093, -1116, -1143, -1145, -1154, -1184, -1206, -1222, -1242, -1271, -1300, -1315, -1328, -1340, -1346, -1356, -1378, -1400, -1408, -1437, -1441, -1455, -1470, -1483, -1515, -1536, -1544, -1606, -1626, -1633, -1666, -1674, -1703, -1707, -1726, -1733, -1743, -1758, -1782, -1812, -1825, -1842, -1862, -1892, -1908, -1933, -1953, -1975, -2221, -2228»).

Принятая на вооружение система радиотехнического наблюдения «Целина» уже в ходе испытаний показала, что получаемая ею информация дает возможность не только обнаруживать радиоизлучающие средства и определять их местоположение, но и точно устанавливать их назначение, характеристики и режим функционирования.

Так, регистрация излучения РЛС позволяла определять их дальность действия, чувствительность, охватываемый объём, что облегчало создание средств противодействия. Интенсивность и характер радиообмена между штабами и подразделениями войск качественно характеризовали режим их функционирования, и резкое изменение их свидетельствовало о подготовке перегруппировки сил ещё до того, как соответствующие изменения обнаружились оптическими средствами наблюдения.

Поскольку спутники системы радиотехнического наблюдения имели ограниченный диапазон частот принимаемых сигналов, то ещё в ходе их разработки начались поисковые работы по системе второго поколения. Работы продолжались той же корпорацией исполнителей и вначале были посвящены поиску путей реализации требований заказчика, которые были включены в ТТЗ. Предложения заказчика вели к увеличению веса спутника и сроков его активного существования. Запуск такого спутника не обеспечивался штатной ракетой-носителем «Циклон-3».

В это время была вновь сделана попытка создать систему универсальной для Министерства обороны, то есть учесть потребности и ВМФ. Эти поисковые работы проводились несмотря на то, что постановлением Совмина в декабре 1976 г. уже была задана полномасштабная разработка системы второго поколения «Целина-2» с началом ЛКИ в 1980 г. Министерство общего машиностроения предложило использовать для КА этой системы разрабатываемую РН «Зенит». Но это вносило неопределенность в планы создания системы «Целина», поскольку сроки готовности перспективного носителя для ЛКИ не были окончательно определены. Но Министерство обороны поддержало это

предложение и, учитывая предоставляющиеся при этом возможности дополнительного увеличения веса и габаритов КА, в свою очередь предложило уточнить ТТХ, в том числе и насчёт организации линии передачи специнформации с КА «Целина-2» через спутник-ретранслятор.

Решением ВПК от 27 апреля 1979 г. в утвержденный в 1975 г. план-график создания системы «Целина» были внесены дополнения в части введения канала ретрансляции и создания новой аппаратуры индикации положения космического аппарата. При этом сроки начала ЛКИ перенесли на II квартал 1981 г. Одновременно было утверждено использование в системе «Целина-2» РН «Зенит». КА «Целина-2» представлял собой автоматический ИСЗ вертикальной компоновки с трёхосной системой ориентации и стабилизации, оснащаемый радиоприемной аппаратурой «Корвет». Теперь создание системы стало развиваться без дополнительных помех.

Согласно постановлению Совмина № 182 от 28 марта 1973 г., комплекс «Целина-2» должен был иметь следующие отличия от своих предшественников:

— функции обзорного и детального наблюдения совмещены в одном КА;

— расширен частотный диапазон;

— расширена полоса обзора детального наблюдения;

— улучшены характеристики периодичности и оперативности наблюдения (в частности, предусмотрена передача информации на Землю через спутник-ретранслятор);

— выбрана квазисинхронная орбита, обеспечивающая повышение эффективности контроля за изменением радиотехнической обстановки;

— состав и функции бортового комплекса управления выбраны с учетом использования его в структуре автоматизированной системы управления КА;

— увеличено время активного существования КА;

— существенно возросли такие показатели КА, как вес аппаратуры бортового специального комплекса, объём информации, точность ориентации, мощность системы электроснабжения.

В конструктивно-аппаратурном плане КА «Целина-2» подобен КА «Целина-Д», но имел существенно более высокие тактико-технические и эксплуатационные характеристики. В частности:

— среднесуточная мощность на выходе системы электроснабжения (в начале и конце срока активного существования) доведена до следующих значений:

— на бестеневой стороне, Вт 900 (720);

— на орбите с максимальным теневым участком, Вт 450 (360);

— время успокоения КА после отделения и построения орбитальной системы координат сокращено.

Созданию аппарата с указанными характеристиками предшествовала проектная проработка вариантов с использованием ракеты-носителя 11К68. Однако существенное расширение частотного диапазона наблюдений требовало увеличения размеров панелей КА для размещения специальных антенно-фидерных устройств, а следовательно, и габаритов КА, который в этом случае не мог быть размещен в объёме штатного головного обтекателя ракеты-носителя 11К68.

Все попытки размещения аппарата, предпринятые проектантами космических аппаратов и ракет-носителей, не приводили к результату, и тогда было предложено использовать для запуска этого нового КА ракету-носитель 11К77 («Зенит»), разработка которой на тот момент была близка к завершению. Заказчик в лице Министерства обороны СССР в конце концов согласился с предложенным вариантом, однако поставил условие о существенном повышении ТТХ аппарата за счёт открывающихся возможностей увеличения весовых и габаритных характеристик КА при использовании новой ракеты-носителя.

Было выпущено дополнение к ТТЗ, в соответствии с которым, в частности, на аппарате была внедрена система ретрансляции специнформации через спутник связи «Гейзер», существенно повышены оперативные и энергетические возможности КА, расширена программа включений спецаппаратуры, проведён ряд других доработок, существенно повысивших уровень ТТХ аппарата и системы «Целина-2» в целом.

Позже были проведены работы по оптимизации построения орбитальной группировки КА, завершившиеся выпуском дополнения № 2 к ТТЗ в части перехода на более высокую квазисинхронную орбиту с высотой 870 км и наклонением 71°. Из-за отставания по срокам готовности ракеты-носителя «Зенит» по рекомендации Госкомиссии по лётным испытаниям системы «Целина-2» под председательством гене-

рал-лейтенанта Г.С. Титова Военно-промышленная комиссия приняла решение о начале ЛКИ с использованием ракеты-носителя 8К82К («Протон») с разгонным блоком ДМ разработки НПО «Энергия».

Разработчики космического аппарата в предельно короткий срок провели его увязку с новым носителем, выпустили новую документацию на комплектацию космической головной части для запуска на требуемую орбиту. При этом в тесном сотрудничестве с разработчиками из КБ «Салют» и НПО «Энергия» удалось найти оригинальное решение по запуску КА (с тремя суборбитальными маневрами), которое позволило использовать вариант комплектации носителя 8К82К с разгонным блоком ДМ для запуска отечественных КА навигационной системы «Ураган» без каких-либо доработок. Это позволило существенно сократить сроки и затраты на проведение запусков.

Первые пуски космического аппарата 11Ф644 системы «Целина-2» состоялись 28 сентября 1984 г. и 30 мая 1985 г. под псевдонимами «Космос-1603» и «Космос-1656». Оба пуска проведены с полигона Байконур с помощью ракеты-носителя 8К82К1 («Протон») с разгонным блоком ДМ-2. Параметры орбиты «Космоса-1603»: апогей — 877 км, перигей — 852 км, угол наклонения орбиты 71,2°, период обращения 102,2 минуты. «Космос-1656» имел примерно такие же параметры.

Первый пуск КА «Целина-2» с помощью РН «Зенит-2» состоялся 13 апреля 1985 г., однако из-за аварии ракеты-носителя спутник так и не вышел на орбиту.

Первый успешный запуск «Целины-2» с РН «Зенит-2» состоялся 22 октября 1985 г. Спутник «Космос-1697» был выведен на орбиту с параметрами: апогей — 880 км, перигей — 852 км, угол наклонения 71°, период обращения — 102 минуты.

С этого времени спутники «Целина-2» выводились на орбиту только этими носителями. Хотя «Зенит-2» нельзя назвать идеальным носителем.

Так, 28 декабря 1985 г. из-за отказа второй ступени носителя спутник был выведен на нерасчётную орбиту с высотой в перигее всего 160 км, что предопределило его недолгую жизнь — 27 февраля следующего года он сошел с орбиты и сгорел в плотных слоях земной атмосферы.

Неудачным был и пуск 4 октября 1990 г.: из-за взрыва двигателя первой ступени на 4-й секунде полёта ракета-носитель упала на пусковую установку № 2 и полностью разрушила её.

Не удалось вывести спутник на орбиту и 30 апреля 1991 г., когда отказала вторая ступень носителя.

Также подвела ступень и в ходе следующей попытке, предпринятой 5 февраля 1992 г. Череду неудач «удалось» прервать только 17 ноября 1992 г., когда был запущен спутник «Космос-2219». В результате новая «Целина» появилась на орбите после перерыва в 2,5 года[1].

Любопытно, что комплекс «Целина-2» был сдан на вооружение в декабре 1988 г., но только через два года принят на вооружение. Постановление Совмина о принятии на вооружение вышло лишь в декабре 1990 г. после ввода в эксплуатацию ПУ № 1 на 45-й площадке Байконура.

Полномасштабная система «Целина-2» должна была включать в себя четыре спутника, отстоящих друг от друга на 45°. Но штатной конфигурации так и не удалось достигнуть. Сначала этому мешали неудачи при запусках, затем развал Советского Союза, потом сложные отношения между Россией и Украиной.

И в завершение расскажу ещё об одном спутнике радиотехнической разведки — представителе семейства «Целина». КА «Целина-Р» был создан в 1980-х гг. на основе спутника «Целина-Д» и оснащен специальной аппаратурой для наблюдения источников радиоизлучения. Первый запуск аппарата нового типа был осуществлен в декабре 1986 г. Всего на околоземную орбиту были выведены четыре таких аппарата.

## Глава 9
## ВОЕННЫЕ КАЛИБРОВОЧНЫЕ СПУТНИКИ

Для создания системы ПРО требуются мишени, причем не только для антиракет, но и для наземных РЛС. В этом случае целесообразно использование мишеней разной формы, например, эталонных сфер и имитаторов радиолокационных характеристик реальных боеголовок.

---

[1] По данным А.Б. Железнякова «Спутники радиотехнической разведки «Целина». Материалы сайта http://cosmosravelin.narod.ru/r-space/acataloga/annot2007-04.html

Использование космических мишеней для проверки радиолокационных средств для Советского Союза более актуально, чем для США, которые отрабатывали свои системы слежения на тихоокеанском атолле Кваджалейн с использованием реальных пусков МБР из Калифорнии, тогда как СССР был лишен аналогичной возможности.

Самолёты, различные ИСЗ или наземные средства не обеспечивают формирование заданных видов целевой обстановки, включая одно- и многоэлементные цели, мало- и крупноразмерные сгустки неразрешенных элементов, модели радиолинии управления перехватчиками в районах боевой дислокации средств ПРО, ПРН, ПКО, ККП, то есть практически над всей территорией России и стран СНГ. Кроме того, метрологические возможности этих средств, включая отражательные характеристики и точности эталонных траекторных данных, не соответствуют высоким ТТХ локационных средств и систем ПРО, ПКО, ПРН, ККП.

С точки зрения отражающих свойств все радиолокационные цели принято делить на элементарные и сложные. К элементарным целям относятся отражающие объекты геометрически правильной формы, эффективная отражающая поверхность которых может быть определена аналитическим путем (например, уголковые отражатели, шар, вибратор). Подавляющее большинство реальных радиолокационных целей, представляющих собой отражающие объекты сложной конфигурации, относятся к сложным целям. Их эффективная отражающая поверхность может быть определена только экспериментально. Любую сложную цель можно рассматривать как совокупность определенным образом расположенных элементарных отражателей, а отраженный от сложной цели сигнал — как алгебраическую сумму сигналов, рассеянных элементарными отражателями. В процессе движения цели непрерывно изменяется положение отражателей относительно РЛС (а иногда и относительно друг друга), что приводит к изменению амплитудных и фазовых соотношений слагаемых сигналов и в конечном счёте к возникновению флюктуаций результирующего сигнала.

Поэтому при испытаниях и контроле функционирования РЛС с заданными на нее требованиями по точностным характеристикам (параметрам) целесообразно использование (в качестве эталонной цели) юстировочных и калибровочных ИСЗ (оснащенных аппаратурой вы-

сокоточного определения своего местоположения на орбите и точно известными значениями ЭПР). В начале 1960-х гг. в СССР совместными усилиями организаций МО и промышленности была начата разработка принципиально нового вида средств обеспечения натурных работ: специальных КА обеспечения отработки, испытаний и эксплуатации создававшихся в то время средств и систем ракетно-космической обороны (РКО).

Первым таким аппаратом был ДСП-Ю РКК «Радуга».

С применением этого аппарата была обеспечена эффективная отработка, испытания и ввод в строй ряда полигонных средств РКО.

Одновременно в процессе эксплуатации этих КА разрабатывались и отрабатывались на практике элементы методологии применения КА данного вида по целевому назначению.

По своим весогабаритным и орбитальным характеристикам, составу бортовой аппаратуры и решаемым задачам рассматриваемые в данном обзоре спутники относятся к малым исследовательским ИСЗ юстировочно-калибровочного класса.

Малые КА обеспечивали юстировку, калибровку и контроль точностных характеристик РЛС, используемых в системах ККП, ПРН и ПРО Москвы, а также позволяли определять динамические параметры верхних слоев атмосферы в зависимости от времени года, суток и состояния солнечной активности, влияющих на точность движения космических объектов.

Первые запуски юстировочных спутников были произведены в 1964 г. ракетой-носителем «Космос 63С1» с космодрома Капустин Яр. Первый КА «Космос-31» 6 июня был выведен на орбиту с параметрами: апогей — 508 км, перигей — 228 км и углом наклонения 49°, а второй — «Космос-36» — 30 июля с приблизительно теми же параметрами орбиты.

Согласно постановлению Совмина № 771 от 20 октября 1971 г. была начата разработка второго поколения котировочных и калибровочных космических средств — ракетно-космического комплекса «Тайфун» с модификациями «Тайфун-1» и «Тайфун-2», обеспечивающего поддержание боеготовности и отработку вновь вводимых специальных наземных комплексов МО СССР. В составе комплекса «Тайфун» были созданы две модификации унифицированных косми-

ческих платформ «Тайфун-1» и «Тайфун-2», на базе которых были разработаны и введены в эксплуатацию шесть типов специализированных КА. Унификация КА охватывала бортовой обеспечивающий комплекс и узлы конструкции КА, а также отдельные составные части бортовых специальных комплексов. Эти платформы, так же, как и автоматическая универсальная орбитальная станция (АУОС), относились к классу КАМ-1.

Неориентированный КА класса «Тайфун-1» конструктивно состоял из двух основных узлов — сферического каркаса с расположенными на его поверхности солнечными батареями, антеннами обеспечивающей и специальной аппаратуры и размещенного внутри каркаса герметичного цилиндрического контейнера, в котором располагаются фермы с обеспечивающей и специальной аппаратурой. Унифицированная конструкция КА позволяла легко переходить от одной комплектации к другой посредством замены фермы специальной аппаратуры и установки антенн этой аппаратуры на унифицированные посадочные места на каркасе. Имеющиеся на поверхности каркаса люки с крышками обеспечивали доступ к местам обслуживания. Особенностью каркаса является разработанная оригинальная конструкция винтовых замков для быстрого соединения двух половин каркаса. Особенностью антенно-фидерного устройства командно-программнотраекторной радиолинии является подъем и складывание четвертьволновых двухчастотных вибраторов по командам при отработке полётной программы.

ЛКИ комплекса «Тайфун-1» начались 18 июня 1974 г. Постановлением Совмина № 729 от 28 августа 1978 г. ракетно-космический комплекс «Тайфун-1» с аппаратами «Тайфун-1А» и «Тайфун-1В» был принят на вооружение. Всего выведено на орбиту 25 космических аппаратов обеих комплектаций. Все аппараты были запущены с космодрома Плесецк.

Опыт эксплуатации «Тайфуна-1» доказал необходимость создания космического аппарата в виде радиолокационного пассивного отражателя, обладающего высокой однородностью и малым уровнем флуктуации отраженного сигнала. Разработанный в 1978—1979 гг. аппарат «Тайфун-1Б» позволил определять и контролировать энергетический потенциал радиолокационного канала без использования в составе КА специальной аппаратуры. КА имел сферическую форму,

выдержанную с высокой точностью. Аппарат выполнен из двух полусфер, свариваемых в вакууме с помощью автоматической установки электронно-лучевой сварки. Для определения положения центра масс КА применялась оригинальная методика, предусматривающая использование водяной ванны.

Для крепления КА к ракете-носителю и отделения его на орбите была спроектирована уникальная конструкция системы отделения, состоящая из шасси и шарнирно соединённых с ним четырёх двухплечных рычагов.

В 1983 г. КА «Тайфун-1Б» был принят на вооружение и введен в состав космического комплекса «Тайфун-1». С 1979 г. по 1991 г. на орбиту с космодрома Плесецк были выведены девять КА «Тайфун-1Б».

Разработка экспериментального космического аппарата «Дуга-К», созданного на базе платформы «Тайфун-1», началась по постановлению Совмина № 473 от 31 февраля 1982 г.

Для работы с КА «Дуга-К» при орбитальном полёте использовались средства автоматизированного комплекса управления КА «Тайфун-1» и «Тайфун-2» со специальным математическим обеспечением, доработанным с учетом специфики КА «Дуга-К». Для проведения ЛКИ изготовили два аппарата. Оба КА были выведены на расчётные орбиты с космодрома Плесецк.

Параллельно с разработкой и отработкой КА «Тайфун-1» шла разработка специализированных КА на базе второй модификации унифицированной платформы «Тайфун-2». Эта платформа была оснащена трёхосной магнитно-гравитационной гироскопической системой ориентации в орбитальной системе координат с точностью не хуже ±10°, что обеспечивало условия для выполнения требований по созданию многоэлементной модели цели. В конструктивном и аппаратурном плане базовая платформа «Тайфун-2» полностью унифицирована со станцией АУОС-3. Исключение составляли бортовая аппаратура командно-программной радиолинии и телеметрической системы.

Характерной особенностью космических аппаратов на базе платформы «Тайфун-2» стало оснащение их системой отстрела эталонных отражателей разработки КБЮ, предназначенной для формирования многоэлементных моделей цели по заданной программе, и системой определения скорости отстрела эталонных отражателей. Система отстрела

разработана в трёх комплектациях. В состав системы отстрела отражателей комплектации «А» и «Б» входили по 24 устройства отстрела с эталонными сферическими отражателями, отличающимися номинальными значениями скоростей, в систему отстрела комплектации «В» — устройства отстрела с эталонными сферическими отражателями с оптическими элементами. Эталонные отражатели располагаются на КА тремя поясами по восемь штук в каждом поясе. Отстрел отражателей осуществлялся попарно в плоскости местного горизонта.

На базе унифицированной платформы «Тайфун-2» были разработаны три КА с различными комплектациями аппаратуры специального назначения — «Тайфун-2А», «Тайфун-2Б», «Тайфун-2В». ЛКИ космических аппаратов комплекса «Тайфун-2» начались в апреле 1976 г. Постановлением Совмина № 268 от 12 марта 1981 г. ракетно-космический комплекс «Тайфун-2» был принят на вооружение. С начала ЛКИ на орбиты выведено 25 космических аппаратов «Тайфун-2». Все запуски осуществлены с космодрома Плесецк.

Разработка космического аппарата «Тайфун-3» началась в КБЮ по постановлению Совмина № 1265—336 от 25 декабря 1984 г. Этот КА был задуман как модификация базовой унифицированной платформы, на основе которой создавались КА типа «Тайфун-2», АУОС-3 и др. Разработчики предложили оснастить базовую платформу КА спецаппаратурой для решения конкретных целевых задач средств систем ПВО, ПРО и ПКО.

По своим характеристикам и возможностям аппарат удовлетворял требованиям выведения его на орбиту ракетой-носителем 11К65М или «Циклон», был оснащен имитаторами одиночных многоэлементных целей различного геометрического исполнения (шар, конус, цилиндр), оснащался специальной системой отделения указанных элементов с различными скоростями и системой замера этих скоростей. Была разработана конструкторская документация и практически завершена наземная экспериментальная отработка.

Но тема была закрыта, так как заказчик от нее отказался, поскольку для экономии средств было принято решение заменить юстировку с помощью космических средств на использование только наземной юстировки.

Разработка космического аппарата «Кольцо» началась по постановлению Совмина № 8 от 31 мая 1985 г. КА «Кольцо» стал дальней-

шим развитием идей целевого применения технических решений, заложенных в КА «Тайфун-2», и предназначался для отработки наземных средств системы ПВО Москвы.

В КА «Кольцо» были значительно увеличены абсолютные и удельные выходные характеристики системы электроснабжения, повышена точность системы ориентации, реализована возможность программного разворота КА в плоскости местного горизонта, увеличен запас отстреливаемых элементов. Была реализована полная программа ЛКИ аппарата, которые начались в 1988 г.

Всего было выведено на орбиту три КА «Кольцо».

По постановлению Совмина от 15 октября 1971 г. в КБЮ началась разработка космической телевизионной глобальной системы наблюдения. Ранее проработки по указанной системе велись в ЦКБМ (генеральный конструктор В.М. Челомей), но результатов не было, и работу передали в КБЮ. Новизна задачи и высокие ТТХ системы потребовали неординарного подхода к её созданию и, в частности, к определению облика космического аппарата.

В разработанном эскизном проекте были заложены новые, нетрадиционные на то время решения. Так, наряду с новой аппаратурой для обеспечения высокой производительности КА на борту использовались ядерная энергетическая установка, электроплазменная двигательная установка, система терморегулирования с широкими возможностями, автономная навигационная система и ряд других.

При защите эскизного проекта заказчик предложил на первом этапе отказаться от ЯЭУ (поскольку она была ещё недостаточно отработана) при соответствующем снижении ТТХ, перейти на традиционную схему с использованием солнечных батарей. Дополнение к эскизному проекту с таким вариантом энергетической установки и с использованием для запуска КА носителя «Зенит» было выполнено в короткий срок и одобрено заказчиком. Дополнение к эскизному проекту КБЮ наиболее полно отвечало требованиям заказчика по сравнению с проектом ЦКБ ВКРС МРП[1] (генеральный конструктор А.И. Савин), назначенным к тому времени головной организацией по системе в целом (за

[1] Не расшифрованное автором сокращение, встречающееся в документе. Видимо, речь идет о ЦНПО «Комета», возглавляемое Анатолием Ивановичем Савиным.

КБЮ сохранилась разработка и создание ракетно-космического комплекса). Однако из-за большой загрузки КБЮ дальнейшая разработка КА была вновь передана в ЦКБМ, но там продолжения не получила, хотя отдельные системы — телевизионная, видеомагнитофоны, оптико-электронные блоки и ряд других, разработанные по техническому заданию и исходным данным КБЮ нашли воплощение, практически без переделок, в других космических системах («Янтарь», «Алмаз»).

Несколько слов стоит сказать и о калибровочных (юстировочных) спутниках следующих поколений.

Юстировочный КА «Вектор» конструктивно выполнен в виде сферы диаметром 2007 мм, которая служит отражателем и одновременно является силовой конструкцией для размещения элементов солнечной батареи и антенн. Вес аппарата 570 кг. Кроме служебной аппаратуры в состав бортовой аппаратуры КА «Вектор» входят приемоответчики РЛС и фазопеленгаторы для работы с наземными радиотехническими средствами внешнетраекторных измерений (ВТИ). Бортовая аппаратура ВТИ обеспечивает определение параметров орбит средствами наземного командно-измерительного комплекса с точностью 190—260 м по положению и параметров эталонных траекторий полигонными средствами ВТИ на мерном участке с точностью 20—25 м. Предусмотрено, что в состав бортовой аппаратуры КА «Вектор» также может входить научная аппаратура общим весом до 180—200 кг.

В одном из вариантов КА этого типа предусматривалась возможность установки на поверхности КА оптических уголковых отражателей. В диапазоне длин волн 3,2—180 см корпус КА представляет собой неоднородный отражатель. Величина среднего значения ЭПР космического аппарата зависит от угла локации и поляризации радиоволн РЛС.

Калибровочный КА «ЮГ» представляет собой радиолокационный отражатель сферической формы, преимуществами которого являются: всенаправленность вторичного излучения, независимость ЭПР от типа поляризации облучающего сигнала и возможность точного расчёта ЭПР отражателя не только в коротковолновой области, но также в резонансной и длинноволновой областях. Высокая точность изготовления поверхности позволяет использовать КА «ЮГ» как от-

ражатель с эталонным значением ЭПР. Вес КА 750 кг. Внешний диаметр корпуса 2 м.

Космический аппарат «ЮГ» является первым отечественным спутником юстировочно-калибровочного класса. Длительный опыт эксплуатации подтверждает высокую эффективность применения КА по целевому назначению. Наряду с эффективной оценкой энергетических характеристик, КА обеспечивает решение широкого круга научных и практических задач. К их числу относятся исследования стабильности потенциала РЛС в зависимости от режимов работы передающих устройств, качества настройки приемников, влияния антенных укрытий и метеоусловий, оценка ошибок измерения эффективной отражающей поверхности (ЭОП) РЛС, калибровка РЛС перед работой по сложным космическим объектам (КО), определение баллистических коэффициентов КО, уточнение параметров верхней атмосферы, оценка возможностей РЛС по определению ориентации КО, сравнение результатов измерений характеристик других объектов, проведённых РЛС, разнесенными на большие расстояния и др.

Многоэлементный КА «Ромб» представляет собой стабилизированный многоцелевой КА с отделяемыми элементами. Оборудован служебной, специальной и научной бортовой аппаратурой. Вес КА «Ромб» около 1100 кг. Космические аппараты этого типа оснащены пассивными эталонными сферическими отражателями (ЭСО) и системой отстрела отражателей небольшими группами во время полёта. Предельное количество отделяемых ЭСО на аппаратах, запускаемых в период с 1975 по 1988 г., составляло 24 шт., а с 1988 г. — до 32 шт. Материал ЭСО — алюминий. Диаметр — 0,3 м, вес — 0,6 и 1,2 кг.

Система отстрела обеспечивает одновременный отстрел в любой момент времени от одной до 12 пар ЭСО с фиксированными значениями скорости от 0,3 до 12 м/с. В состав бортовой аппаратуры КА входит аппаратура внешнетраекторных измерений, обеспечивающая измерение траекторных параметров движения КА наземными измерительными средствами.

Предусмотрена возможность оборудования КА системой импульсной световой сигнализации и лазерными уголковыми отражателями для высокоточных траекторных измерений, а также установки научной аппаратуры весом 200 кг в интересах организаций, непосредственно связанных с разработкой и эксплуатацией информационных средств.

Основу постоянно действующей системы (ПДС) 1990-х гг. обеспечения испытаний составляли КА «ЮГ», «Вектор», «Ромб», которые запускаются с учетом задач войск РКО на круговые и эллиптические орбиты.

В соответствии с требованиями на РКК «Тайфун» одновременно на орбитах должны были находиться шесть космических аппаратов «Ромб» и «Вектор» различной модификации (в том числе не более трёх КА «Вектор» и не более четырёх КА «Ромб») и, в соответствии с требованиями к КА «ЮГ», — 3—4 аппарата «ЮГ».

Таким образом, общее количество космических аппаратов, находящихся на орбитах в составе ПДС, составляло 9—10. В зависимости от модификации КА могли выводиться на орбиты с параметрами: по наклонению плоскости орбиты к плоскости экватора — от 51 до 83°, по высоте — от 280 до 2000 км. Такой состав и орбитальная структура КА обеспечивает решение широкого круга задач отработки, испытаний и поддержания в боевой готовности всех средств РКО.

Спрос на использование КА по целевому назначению достигал еженедельно до 35 заявок. Порядок организации запусков, сопровождение КА в орбитальном полёте, изложены в специально разработанных «Руководствах по применению КА "Юг", "Вектор" и "Ромб" при отработке, испытаниях и поддержании боевой готовности средств Войск ПВО».

Всего юстировочных и калибровочных космических аппаратов в СССР за период 1964—1991 г. было запущено до 150.

В конце 1990-х гг. на околоземных орбитах находились несколько юстировочных КА (11Ф633) «Вектор», запущенных в 1990—1994 гг. и прекративших свое активное существование, а также два калибровочных КА (17 Ф31) «ЮГ» («Космос-2265» и «Космос-2332»), запущенных в 1993 г. и 1996 г. на высокоэллиптические орбиты.

## Глава 10
## «ЛЕГЕНДА» ВЛАДИМИРА ЧЕЛОМЕЯ

К концу 1950-х гг. американские авианосные соединения представляли собой серьезную угрозу не только советскому флоту, но и стали средством нанесения стратегических ядерных ударов по территории

СССР. В 1954 г. поступил на вооружение дозвуковой палубный штурмовик А-3В «Скайуорриаор» с дальностью полёта свыше 5000 км, а в 1959 г. — сверхзвуковой штурмовик А-5А «Виджилент» с дальностью полёта 4300 м. Одновременно на вооружение поступают палубные самолёты-заправщики, позволяющие увеличить дальность полёта штурмовиков до полутора раз.

Лучшим средством борьбы с авиацией советские конструкторы считали крылатые ракеты, базировавшиеся на надводных кораблях, подводных лодках и самолётах дальнего действия (Ту-16 и Ту-95). 17 августа 1956 г. вышло постановление Совмина № 1149—592 о начале разработки первых противокорабельных крылатых ракет П-6 и П-35. Обе ракеты разрабатывались в ОКБ-52 и мало отличались друг от друга. П-6 предназначалась для подводных лодок, а П-35 — для надводных кораблей.

Полет обеих ракет проходил в режиме «большая высота — малая высота». Большая высота полёта требовалась для обеспечения прямого радиолокационного контакта между подводной лодкой и ракетой вплоть до обнаружения целей радиолокационной ГСН ракеты. Далее радиолокационное изображение транслировалось на подводную лодку, где офицер-оператор производил селекцию целей (то есть выбирал наиболее важную цель, например, авианосец в авианосном ордере). После чего с лодки подавалась команда на захват выбранной цели радиолокационным визирам ракеты. На этом режим телеуправления заканчивался, и ракета снижалась на малую высоту, не теряя радиолокационного контакта с захваченной целью и осуществляя самонаведение на нее по курсу. На конечном участке ракета пикировала на цель. Дальность стрельбы ракет П-6 и П-35 составляла от 100 до 350 км.

И тут возник вопрос, как обнаруживать удаленные на 100 и 350 км цели и как наводить на них ракеты.

Замечу, что кроме крылатых ракет была сделана попытка применения против авианосцев баллистических ракет, запускаемых с подводных лодок. 24 апреля 1962 г. было принято постановление Совмина, которым предусматривалось создание баллистической ракеты с самонаводящейся боевой частью, способной поражать движущиеся корабли.

На базе ракет Р-27 была создана баллистическая ракета Р-27К (4К-18), предназначенная для стрельбы по морским надводным целям. Ракета Р-27К была оснащена небольшой второй ступенью. Стартовый вес ракеты составил 13,25 т, длина около 9 м, диаметр 1,5 м. Максимальная дальность стрельбы 900 км. Головная часть моноблочная. Управление на пассивном участке траектории велось по информации пассивного радиолокационного визирующего устройства, обрабатываемой в бортовой цифровой вычислительной системе. Наведение боевого блока на подвижные цели осуществлялось по их радиолокационному излучению двукратным включением двигательной установки второй ступени на внеатмосферном участке полёта.

Ракетами 4К-18 была оснащена только одна опытовая подводная лодка пр. 605 с четырьмя пусковыми установками. В декабре 1972 г. начались лётные испытания ракет Р-27К с лодки в районе Северодвинска. В ходе завершающих стрельб в ноябре 1973 г. было достигнуто прямое попадание ГЧ в цель (баржу с работающей РЛС).

15 августа 1975 г. подводная лодка с ракетами 4К-18 была принята на вооружение, но постройку серии атомных подводных лодок пр. 667В с ракетным комплексом Р-27 отменили. Дело в том, что согласно договору ОСВ-2 число атомных лодок с МБР у США и СССР было ограничено. А поскольку лодки пр. 667В с противокорабельными баллистическими ракетами не имели внешних отличий от лодок пр. 667А с МБР Р-27, они автоматически попадали под ограничения договора. Советское же правительство предпочитало иметь лишнюю лодку с МБР, чем с противокорабельными баллистическими ракетами.

Любопытно, что по сведениям американской печати, сейчас в Китае разрабатывается противокорабельная баллистическая ракета DF-21, развертывание которой предполагается в 2010—2012 гг.

Как видим, как крылатые, так и баллистические противокорабельные ракеты требовали надежной системы обнаружения кораблей противника и целеуказания. Иначе же противокорабельные ракеты будут представлять из себя груду металлолома.

21 июля 1959 г. вышло постановление Совмина, согласно которому ОКБ-156 должно было за два года создать комплекс «Успех» для обнаружения морских целей и наведения на них крылатых ракет. 21 сентября 1962 г. начались совместные государственные испыта-

ния самолёта Ту-95РЦ, оснащенного комплексом «Успех». Испытания затянулись из-за электронной несовместимости активных и пассивных электрических средств обнаружения. Комплекс «Успех» на самолёте Ту-95РЦ был принят на вооружение постановлением Совмина от 30 мая 1966 г.

Дальность полёта Ту-95РЦ составляла 13 500 км, а с одной дозаправкой — 17 800 км. Однако это была сравнительно тихоходная машина — её максимальная и крейсерская скорость составляли 910 км/ч и 770 км/ч соответственно. Поэтому Ту-95РЦ представлял собой лёгкую цель как для палубных истребителей, так и для дальних истребителей ПВО. Так, к примеру, при пролете Ту-95 между Норвегией и Исландией они почти всегда эскортируются натовскими истребителями ПВО.

В связи с этим генеральный конструктор крылатых ракет П-6 и П-35 В.Н. Челомей ещё в 1960 г. предложил создать сформированную на круговой орбите группу спутников, обеспечивавших беспропускное наблюдение всего мирового океана и внутренних морей.

Впервые тема «Управляемого спутника» (УС) для морской разведки среди прочих космических объектов, намеченных к разработке в ОКБ-52, упоминается в тексте постановления Совмина от 23 июня 1960 г. и конкретизируется в постановлении Совмина от 6 марта 1961 г.

Первоначально предполагалось оснастить спутник аппаратурой как активной (импульсный радиолокатор бокового обзора), так и пассивной (пеленгатор сигналов корабельных радиотехнических средств) разведки. Однако проработки показали, что обеспечить электромагнитную совместимость РЛС и пеленгатора невозможно. Кроме того, надо было учитывать ограниченную грузоподъемность УР-200, которая должна была выводить космический аппарат (КА) на орбиту, и тенденцию роста веса бортовой аппаратуры. Комплекс решили разместить на двух спутниках— с активной РЛС (УС-А) и с пассивной станцией детальной радиоразведки (УС-П).

Окончательный проект системы глобальной морской космической разведки и целеуказания (МКРЦ) предусматривал беспропускной обзор мирового океана связанной системой из семи КА (четырёх спутников активной и трёх — пассивной разведки). Спутники могли пе-

редавать информацию как на наземный пункт, так и непосредственно на подводную лодку с ПКР, которая всплывала, раскрывала антенну, получала целеуказание и вновь погружалась.

Исходя из возможностей РЛС, активный спутник должен был летать на низкой орбите (240—270 км).

Выбор оптимального сочетания ряда параметров системы (количество спутников, ширина полосы захвата и потребляемая электрическая мощность радиолокатора, периодичность обзора, срок активного существования и др.) привели к необходимости использовать относительно невысокую орбиту — 265 км, на которой в те годы были неприменимы солнечные батареи. Удельная мощность имевшихся в СССР солнечных батарей не превышала 50—60 Вт/м2, а при потребной мощности порядка 3—5 кВт площадь солнечных батарей приближалась к 100 кв. метрам, что недопустимо ограничило бы срок активного существования спутников и сделало бы систему неэффективной. Это привело к необходимости применить на спутнике ядерную энергетическую установку (ЯЭУ) с реактором на быстрых нейтронах.

Любопытно, что первый заместитель С.П. Королева в ОКБ-1 В.П. Мишин предложил «не мучиться со сложным и ненадежным ядерным реактором, а поставить на спутник столько аккумуляторов, сколько будет нужно». Но первые же прикидки показали несостоятельность таких предложений: вес аккумуляторов, обеспечивающих энергией УС-А на гарантийный ресурс, превысил 10 тонн!

В целях обеспечения радиационной безопасности проект предусматривал оснащение спутника специальной твердотопливной двигательной установкой, которая по истечении рабочего ресурса аппарата уводила реактор на высокую (более 800 км) орбиту захоронения, где, по расчётам, он должен был за сотни лет «высветиться».

УС-А оснастили ЯЭУ с гомогенным реактором на быстрых нейтронах и термоэлектрическим генератором (БЭС-5, или «Бук»). Проведение работ по созданию БЭС-5 было определено постановлениями Совмина за № 2 58—110 от 16 марта 1961 г., за № 702—295 от 3 июля 1962 г. и за № 651—244 от 24 августа 1965 г. Ответственным исполнителем ЯЭУ было назначено ОКБ-670 М.М. Бондарюка при научном руководстве со стороны Физико-энергетического института (А.И. Лейпунский).

Работа оказалась очень ответственной и сложной — вскоре над «Буком» трудилась большая кооперация разработчиков, которая включала в себя объединение «Красная Звезда» (в которое вошла часть ОКБ-670), Государственный научный центр «ФЭИ», Научно-технический центр «Исток», Институт атомной энергии имени И.В. Курчатова и многие другие предприятия.

Головными разработчиками системы УС в 1961 г. были назначены:

— по системе в целом, спутникам-разведчикам и ракете-носителю — ОКБ-52 ГКАТ (В.Н. Челомей);

— по системе управления в целом, бортовому, корабельному и наземному комплексам системы — КБ-1 ГКРЭ (А.А. Расплетин);

— Государственный комитет по радиоэлектронике по комплексу разведки в целом, системе приема, обработки, распределения, воспроизведения и выдачи информации на командный пункт ВМФ и подводные лодки — НИИ-648 ГКРЭ (А.С. Мнацаканян);

— в части бортового радиолокационного оборудования — НИИ-17 ГКРЭ (И.А. Бруханский);

— в части бортового оборудования радиотехнической разведки — НИИ-108 ГКРЭ (П.С. Плешаков);

— по комплексу корабельных средств подводных лодок для приема, обработки и выдачи целеуказаний на ракету П-6 — НИИ-132 ГКРЭ (И.В. Кудрявцев);

— по ядерной энергетической установке спутника — ОКБ-670 ГКАТ (М.М. Бондарюк);

— по ДУ довыведения, коррекции, управления и стабилизации спутников — завод № 300 ГКАТ (С.К. Туманский) и другие организации.

Весьма сложной проблемой стало создание бортового радиоэлектронного комплекса «Чайка», включавшего в себя радиолокатор, бортовой компьютер и канала передачи информации. При этом радиолокатор бокового обзора «Риф» должен был обеспечивать разрешение в 15 угловых минут при волнении моря 7 баллов.

Антенное устройство РБО волноводнощелевого типа общими размерами 10 × 0,5 м состояло из двух секций, который в сложенном состоянии располагались вдоль корпуса космического аппарата, а после вывода его на орбиту образовывали единое полотно.

Первоначально использовалась одна антенна с двумя подрешётками, которые формировали две диаграммы, для ближней и дальней зон обзора. По результатам натурных испытаний, подтвердивших достаточность энергетического потенциала РЛС, была проведена доработка комплекса с установкой второй антенны для реализации двустороннего обзора.

Первоначально предполагалось, что на ленинградском заводе «Арсенал» имени М.В. Фрунзе будет развернуто только серийное производство космических аппаратов, но в 1965 г. решили передать туда все работы по системе.

Это в значительной степени стало последствием «октябрьской революции» 1964 г. 25 декабря 1964 г. состоялось заседание Президиума ЦК КПСС, на котором было решено прекратить работы по челомеевской ракете УР-200, а системы УС и ИС перевести на носитель на базе янгелевской ракеты Р-36. Соответствующее решение Военно-промышленной комиссии было принято 31 декабря.

Лётно-конструкторские испытания УС-А начались с запусков упрощенных вариантов КА без ЯЭУ и радиолокатора. Спутники «Космос-102» (28 декабря 1965 г.) и «Космос-125» (20 июля 1966 г.) были запущены с помощью двухступенчатой ракеты 11А510 из семейства Р-7. Довыведение на орбиту осуществлялось с помощью собственной ДУ аппарата.

Далее пуски продолжались с помощью ракет-носителей «Циклон-2» (11К69). 27 декабря 1967 г. и 22 марта 1968 г. были запущены УС-А под названием «Космос-198» и «Космомс-209». Ещё один пуск оказался неудачным. КА были оснащены макетом БЭС-5 и совершали маневры на орбите.

Первый работающий реактор БЭС-5 (серийный № 31) был запущен 3 октября 1970 г. на аппарате УС-А, получившем официальное обозначение «Космос-367». ЯЭУ проработала всего 110 минут, после чего реактор экстренно увели на орбиту захоронения (910—1031 км) по причине «заброса» температуры первого контура выше предельной, что вызвало расплавление активной зоны. От серьезных последствий спасла надежная работа ДУ самого аппарата. Замечу, что причиной аварии стала ошибка сборщика, «скрутившего голову» контрольной термопаре на реакторе.

В 1971—1972 гг. на орбиту были выведены ещё три спутника с БЭС-5: «Космос-402», «Космос-469» и «Космос-516». Первый был уведен на орбиту захоронения (951—1035 км) на 5-м витке, два остальных проработали 9 и 32 суток соответственно. Затем был аварийный пуск 25 апреля 1973 г., когда из-за выхода из строя ДУ доразгона аппарат на орбиту вывести не удалось, и ЯЭУ с ещё не включившимся реактором упала в Тихий океан.

Первая информация была принята с ИСЗ «Космос-402», запущенного 1 апреля 1971 г. При её обработке на экране, совмещенном с картой, появились непонятные отметки (то есть корабли) среди песков Центральной Сахары. Анализ показал, что это была надводная обстановка в акватории Гвинейского залива, но смещенная по времени. Подобное смещение было вызвано сбоями счётчика времени от бросков напряжения при выключении аппаратуры.

Начиная с 1974 г. спутники УС стали летать попарно, что могло быть истолковано как переход к ограниченной эксплуатации. Пары радиолокационных спутников выводились на компланарные орбиты, и угловое расстояние между ними в плоскости подбиралось так, чтобы просматриваемые обоими на каждом витке полосы прилегали друг к другу. Кроме того, оба спутника двигались вдоль общей наземной трассы, проходя над одними и теми же точками через два или три дня друг после друга. Высоты орбит в течение всего периода активного существования поддерживались бортовыми двигателями в пределах, обеспечивающих точное воспроизведение наземной трассы через каждые 111 витков по прошествии 7 суток.

В 1974 г. директор Военно-морской разведки США объявил, что данная система предназначена для слежения за перемещениями ВМС США и их союзников. Не говоря о разведывательных данных, с технической точки зрения такое утверждение могло быть обосновано оценкой разрешающей способности орбитального локатора, которая могла быть произведена по характеристикам его облучающих импульсов. Такие спутники, получившие сокращенное обозначение RORSAT (от Radar Ocean Reconnaissance Satellite — спутник радиолокационной океанской разведки), способны фиксировать корабли класса эсминцев при отсутствии волнения, и класса авианосцев в бурном море.

Кроме того, стальные, хорошо отражающие радиоволны суда на ровной океанской поверхности естественно представляются первым объектом наблюдения при создании систем радиолокационного слежения. ВМС США в конце 1960-х гг. сами начинали проработки радиолокационной системы «Clipper Bow» для наблюдения за советским флотом, но из-за высокой стоимости проекта предпочли систему пассивных радиоинтерферометрических измерений «White Cloud».

Комплекс «Легенда» с КА УС-А (17Ф-16) весом 4300 кг с ядерным реактором был принят на вооружение во второй половине 1975 г. К этому моменту состоялось десять пусков штатных УС-А. Два пуска были аварийными, первый — по вине носителя, второй — по вине реактора.

18 сентября 1977 г. на орбиту был выведен «Космос-954». Его полёт проходил нормально до конца октября, когда ИСЗ потерял ориентацию и вышел из-под контроля наземных служб. Посланная на борт КА команда на увод реактора не прошла. В результате торможения в земной атмосфере началось неконтролируемое снижение орбиты. Ситуация усугубилась в начале января 1978 г., когда произошла разгерметизация аппарата. 24 января он вошел в плотные слои атмосферы и разрушился. Несгоревшие обломки упали на северо-западе Канады в районе Большого Невольничьего озера, вызвав незначительное радиоактивное заражение территории площадью около 100 тыс. кв. км. Факт падения пришлось признать, и ТАСС 6 января 1978 г. сообщил всему миру: «На территорию Канады упал советский спутник с небольшим ядерным устройством на борту».

После инцидента с «Космосом-954» были ускорены работы по бортовым системам обеспечения радиационной безопасности: основная обеспечивала увод ЯЭУ на «орбиту захоронения» высотой 890 км, а дублирующая была основана на выбросе (с последующим аэродинамическим разрушением) связки тепловыделяющих элементов из корпуса реактора с помощью порохового аккумулятора давления поршневого типа.

Запуски спутников УС-А возобновились в 1980 г. и проходили более-менее благополучно в течение двух лет, пока не произошла новая авария. На «Космосе-1402», запущенном 30 августа 1982 г., к 28 декабря сложилась подобная с «Космосом-954» ситуация. КА вошел в зем-

ную атмосферу и сгорел над южной частью Атлантического океана. «Канадский инцидент», однако, не повторился: дублирующая система радиационной безопасности рассеяла активную зону реактора в атмосфере, что позволило избежать выпадения радиоактивных осадков.

Авария привела к почти полуторагодовой паузе в запусках аппаратов УС-А. Следующий КА был запущен 29 июня 1984 г. под названием «Космос -1579». В том же году, 31 октября, запустили ещё один УС-А («Космос-1607). Ещё одна пара — «Космос-1679» и «Космос-1677» — была запущена, соответственно, 1 и 23 августа 1985 г.

Высокая эффективность системы МКРЦ была подтверждена на практике в 1982 г. во время англо-аргентинского конфликта вокруг Мальвинских (Фолклендских) островов. Система позволила полностью отслеживать и прогнозировать тактическую обстановку. В частности, при её помощи Главным штабом ВМФ был точно спрогнозирован момент высадки на острова английского десанта.

Согласно американской оценке, с апреля 1979 г. «Рорсаты» тоже стали летать парами. Эти пары тоже сначала были компланарными, но спутники размещались в плоскости со сдвигом на четверть или на половину оборота, что обеспечивало движение вдоль общей трассы с интервалом в 1 или 2 дня. При смещении на половину оборота последовательные витки каждого аппарата пролегали в точности посередине между витками предыдущего, давая наиболее равномерное покрытие, использование же в ряде случаев смещения на четверть оборота позволяло предположить, что полное развертывание операционной системы могло предусматривать размещение четырёх спутников одновременно. Достигнутая длительность активного существования не позволяла, однако, этого добиться, и когда в 1980 г. возобновились запуски «Рорсатов», две системы стали использоваться совместно[1].

С некоторым отставанием от УС-1 шли работы над КА морской пассивной радиотехнической разведки УС-П (17Ф17). Проектирование УС-П было начато в ППО «Машиностроение» под руководством Челомея, но в 1965 г. работы передали ленинградскому КБ «Арсенал».

---

[1] По данным: *Тарасенко М.* Военные аспекты советской космонавтики. М: Николь,1992.

Там же, на заводе «Арсенал» (им. Фрунзе), и производили испытания УС-П. Аппарат был принят на вооружение ВМФ в 1978 г. Примерная стоимость УС-П составляла 10 млн рублей в ценах 1979 г.

Первый спутник УС-П («Космос-699») был запущен ракетой «Циклон-2» 24 декабря 1974 г.

Согласно американской оценке, «пассивные спутники, предназначавшиеся для определения местоположения западных боевых кораблей по их собственному радиоизлучению, начали запускаться в декабре 1974 г. Как и "Рорсаты", эти новые спутники, окрещенные на Западе "EORSAT" (от Electronic Ocean Reconnaissance Satellite — спутник электронной океанской разведки), запускались с Байконура носителями F-1-m на орбиты с наклонением 65 градусов. Использование пассивной методики позволило поднять их рабочие орбиты до высоты 430 на 445 километров, значительно снизив тем самым сопротивление атмосферы и расширив полосу обзора. Подобно "Рорсатам", высоты апогея и перигея поддерживались в очень узких пределах, отклоняясь от номинальных значений не более чем на 3 километра, что обеспечивало точное повторение наземной трассы через 61 виток по прошествии каждых 4 суток. Для этого корректирующие включения двигателей малой тяги проводились каждые 2—3 дня.

Отсутствие на борту ядерных энергоустановок избавляло от необходимости захоронения "Эорсатов" на высоких орбитах, однако по завершении активного функционирования они все же выполняют маневр ухода с рабочей орбиты, несколько меняя её высоту, после чего переходят в режим естественного снижения.

До 1987 г. в процессе этого снижения большинство спутников взрывалось, зачастую спустя несколько месяцев, причем в ряде случаев отмечалось несколько взрывов через значительные промежутки времени. Возможно, это происходит спонтанно, в результате постепенного разрушения двигательной установки и соединения невыработанных остатков топлива»[1].

Следующий КА был выведен почти через год — 29 октября 1975 г. — под названием «Космос-777», а затем 25 августа 1977 г. — «Космос-937».

---

[1] *Тарасенко М.* Военные аспекты советской космонавтики.

В 1978 г. спутник УС-П был официально принят на вооружение. В 1979 г. на орбиту были выведены два КА УС-П — «Космос-1094» и «Космос-1096» с параллельными орбитами 437—452 км и 439—457 км соответственно.

Но вернёмся к работе активных КА УС-А. После аварии с «Космосом-1402» пауза в пусках составила около полутора лет. Следующий пуск состоялся 29 июня 1984 г. («Космос-1579»). Затем 31 октября 1984 г. был запущен «Космос-1607». Ещё по два УС-А вывели на орбиту в 1985 и 1986 гг.

Следующий 1987 г. оказался рекордным — 4 пуска УС-А («Космос-1818, — 1860, -1867 и -1900»). В апреле 1988 г. была потеряна связь с «Космосом-1900», запущенным 12 декабря 1987 г. До середины сентября он медленно снижался, угрожая «канадским синдромом». К счастью, 30 сентября 1988 г., всего за несколько дней до входа в плотные слои атмосферы, на спутнике автоматически сработала защитная система и увела реактор на безопасную орбиту захоронения.

Еще до этого инцидента, 14 марта 1988 г., состоялся последний запуск отечественного КА с бортовой ЯЭУ. На «Космосе-1932» была установлена доработанная установка с шестимесячным сроком функционирования и электрической мощностью в конце ресурса 2400 Вт. Несмотря на то, что полёт прошел нормально, от эксплуатации аппаратов с ЯЭУ решили отказаться. Основной причиной этого стало давление со стороны США и международных организаций, требовавших от СССР «прекратить загрязнение космоса». Вдобавок Горбачёв с К° были очень напуганы Чернобылем.

Всего было запущено 32 космических аппарата с установками БЭС-5. Одна из них не долетела до космоса, три аварийно возвратились назад, а остальные и по сей день находятся на высоте 700—900 км от Земли.

Пуски же УС-П продолжались. С апреля 1986 г. испытанная впервые «Космосом-1735» трёхсуточная орбита с 46-витковой периодичностью стала стандартной, и одновременно функционирующие спутники стали располагаться в ней через 120°, что обеспечивало их поочередное прохождение одних и тех же участков наземной трассы через сутки друг после друга. В 1989 г. после полного укомплектования этой плоскости тремя спутниками началось неожиданное запол-

нение второй плоскости, отстоящей на 172° от первой. Поскольку за время оборота наземная трасса смещается на 23,48°, такое угловое расстояние обеспечивает движение всех спутников вдоль одной и той же трассы, причем спутники из второй плоскости опережают соответствующие спутники из первой ровно на 8 витков.

Срок службы УС-П определялся, как правило, запасом топлива для двигательной установки КА и по проектам составлял год-два.

К 20 сентября 1994 г. на орбите находилось четыре КА УС-П. При этом три — «Космос-2238», -2244 и -2258 — равномерно размещены в одной плоскости, а «Космос-2264» — в другой. Для поддержания конфигурации системы УС-П регулярно (в среднем раз в 3 дня) проводили коррекцию орбиты.

21 сентября 1994 г. «Космос-2238» совершил маневр увода с рабочей орбиты, проработав 538 суток. Однако новый спутник «Космос-2293», запущенный 20 сентября 1994 г., был проведён не на место «Космоса-2238», а на ту орбиту, где находился один спутник («Космос-2264»).

Последний нормально функционирующий КА УС-П «Космос-2405» был запущен 28 мая 2004 г. В апреле 2006 г. он прекратил работу.

25 июня 2006 г. у «Космоса-2421» после вывода на орбиту одна из солнечных батарей не раскрылась, из-за чего спутник не смог выполнять возложенные на него задачи. По данным НАСА, спутник разрушился 14 марта 2007 г. на 300 обломков. Министерство обороны РФ опровергло эту информацию, заявив, что спутник был выведен из эксплуатации в установленном порядке и продолжает находиться на орбите.

Любопытны неофициальные названия спутников системы МКРЦ, которыми пользовались флотские офицеры, — «тонкий» и «плоский». Первый (УС-А) внешне выглядел как длинный и тонкий цилиндр (ядерный реактор необходимо было отвести как можно дальше от остального оборудования, что и обеспечивалось такой формой аппарата). Второй же спутник (УС-П) действительно казался плоским из-за наличия широких панелей солнечных батарей.

К 2008 г. система «Легенда» прекратила свое существование.

По версии отечественных СМИ, в КБ «Арсенал» ведется разработка универсальной космической системы радиотехнической и ра-

диолокационной разведки «Лиана». По замыслу военных, она должна была заменить сразу две системы — УС-ПУ и «Целину-2» (аппараты этой системы предназначались для решения аналогичных УС-ПУ задач, но по иностранным объектам на суше).

## Глава 11
## КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ РАКЕТНОГО НАПАДЕНИЯ

В 1961 г. Челомей предложил создать космическую систему ракетного обнаружения и предупреждения о ракетном нападении УС-К.

30 декабря 1961 г. вышло постановление Совмина о создании космической системы раннего предупреждения о массовом запуске МБР. Понятно, что головным по проекту было назначено ОКБ-52, а исполнителем работ по комплексу управления стало КБ-1 А.А. Расплетина.

Аванпроект УС-К был завершен в конце 1962 г. Система УС-К состояла из 20 спутников, равномерно расположенных на одной полярной орбите высотой 3600 км, что позволяло круглосуточно вести наблюдение за территорией США. Установленные на спутниках инфракрасные датчики должны были обнаруживать стартовавшие ракеты по факелу двигателей первой ступени. Вес спутника на орбите определялся в 1400 кг, но носитель должен был выводить в космос 5,6 т. Дополнительные 4,2 т приходились на двигательную установку доразгона, коррекции и стабилизации, которая должна была довести спутник до полярной орбиты и точно установить в предназначенной для него точке.

Кроме самих аппаратов-разведчиков, проект включал ракеты-носители УР-200, спутник-ретранслятор и стартовый комплекс.

Система была уязвима для критики. Расчёты некоторых специалистов показывали, что для постоянного наблюдения нужны не 20 аппаратов, а 28, а возможно и больше. По времени функционирования на орбите для КА того времени нельзя было рассчитывать более чем на один месяц. В итоге получалась разорительная система.

Кроме того, в начале 1960-х гг. теплопеленгационная аппаратура не обеспечивала достаточной достоверности выделения полезного сигнала на фоне шумов подстилающей поверхности и среды распро-

странения; характеристики атмосферы с этой точки зрения были недостаточно изучены, равно как и параметры факелов неприятельских «Атласов», «Титанов» и «Минитменов». Исследования в этом направлении были начаты в 1963 г. на полигонах Байконур, Кура и Балхаш, но проблема оказалась настолько серьезной, что в ходе эскизного проектирования разработчикам пришлось отказаться от ИК-обнаружения в пользу телевизионного.

В конце 1964 г. УС-К был забран у ОКБ-52. Головным предприятием стало ОКБ-1, а соисполнителем — ОКБ-41 (главный конструктор А.И. Савин). В качестве ракеты-носителя челомеевская УР-200 была заменена янгелевским «Циклоном-2».

В 1965 г. проект низкоорбитальной системы УС-К с восемнадцатью одновременно пребывающими на орбите КА был завершен и даже утвержден в 4-м Главном управлении Министерства обороны. Но Военно-промышленная комиссия была им явно недовольна. Сами специалисты КБ-1 тоже все более склонялись в пользу высокоэллиптических орбит. На такой орбите спутник в апогее как бы зависает на несколько часов над одним районом земной поверхности, поэтому число аппаратов может быть в несколько раз меньше. Главная трудность — сама возможность обнаружения целей из этого апогея, высота которого предполагалась около 40 тыс. км.

Однако из-за высокой стоимости низкоорбитальной системы от нее в 1968 г. отказались, и Савин приступил к проработке высокоорбитальных систем. По новому проекту высокоорбитальной системы УС-К в нее должны были войти КП со станцией управления и приема информации (СУПИ) и четыре КА на вытянутых эллиптических орбитах с высотой апогея около 40 тыс. км и наклонением 63° к экватору. Период обращения составлял 12 часов. При таких условиях каждый спутник вел наблюдение в течение шести часов, затем заряжал аккумуляторы от солнечных батарей и опять приступал к наблюдению. Для сброса информации впервые предусмотрели скоростную радиолинию.

Первый запуск экспериментального космического аппарата «Око» (псевдоним «Космос-520»), выведенного на высокоэллиптическую орбиту (ВЭО) ракетой-носителем «Молния» с полигона Плесецк, состоялся 15 сентября 1972 г. На спутнике имелись как инфракрасные, так

и телевизионные системы наблюдения. Космический аппарат был нацелен на район, с которого должен был произойти старт нашей баллистической ракеты. Этот старт был обнаружен бортовой аппаратурой обнаружения (БАО), хотя трасса цели высвечивалась на экране монитора не очень ярко и контрастно. Первый КА проработал на орбите около 4 месяцев.

После доработок БАО 2 ноября 1973 г. провели запуск второго экспериментального КА «Космос-606» на высокоэллиптическую орбиту. Аппаратура четко обнаружила старты отечественных МБР РТ-2 (8К98), которые по своим светотехническим характеристикам соответствовали МБР США типа «Минитмен», и ракеты-носителя РН Р7А (8К74). Этот спутник активно работал на орбите почти 8 месяцев.

Эти пуски подтвердили правильность выбранного пути построения высокоорбитальной спутниковой системы обнаружения стартов баллистических ракет.

Однако экспериментальные работы по улучшению характеристик бортовой аппаратуры, набору статистического материала по фоновой, звездной, реальной целевой обстановке продолжались.

29 июня 1974 г. с космодрома Плесецк ракета «Молния» 2К78М вывела на орбиту новый КА «Око» (псевдоним «Космос-665»). Период обращения спутника составлял 11 ч. 50 мин., апогей — 39 384 км, перигей — 663 км.

27 декабря 1974 г. его бортовая телевизионная аппаратура впервые четко обнаружила реальный старт МБР «Минитмен», и сопровождала полёт всех трёх её ступеней. Это произвело большое впечатление на разработчиков, заказчика и высшее руководство страны.

В ходе работ неоднократно пересматривалась постановка задачи, идеология системы эволюционировала. Сначала предполагалось, что обнаружение взлетающих ракет будет вестись при помощи инфракрасного телескопа на фоне земной поверхности. Поняв, что это затруднено множественными помехами, решили расположить спутники на орбите так, чтобы они вели наблюдение наклонно, на фоне космического пространства. Здесь была своя опасность: при таком способе в объектив иногда попадало Солнце, что приводило к засвечиванию поля зрения и неработоспособности аппаратуры в течение некоторого времени. В 1972 г. был предложен «страхующий» спутник на геоста-

ционарной орбите. Но солнечные батареи в то время не обладали нужной производительностью, поэтому стационарный спутник мог выполнять свои обязанности только шесть часов в сутки, а остальное время занимался подзарядкой аккумуляторов.

Таким образом, пришли к необходимости увеличить вдвое комплект спутников на эллиптических орбитах, и в окончательном виде система должна была состоять уже из девяти аппаратов (4 × 2 + 1 геостационарный).

КА «Око», выведенный на геостационарную орбиту, получил название УС-КС — управляемый спутник — континентальный стационар.

А тем временем 30 января 1975 г. ракетой 2К78М с Плесецка был выведен на высокоэллиптическую орбиту КА «Око» («Космос-796»).

Первый же геостационарный КА «Око» (УС-КС) был выведен 8 октября 1975 г. с космодрома Байконур ракетой «Проток-К» с разгонным блоком ДМ. Высота орбиты — 35 900 км.

Кроме орбитальной группировки неотъемлемой частью системы являлся наземный комплекс. Он состоял из командного пункта (КП УС-К) и четырёх постов приема информации и передачи команд, из которых три поста были выносными, а один (центральный) — на КП УС-К.

В середине 1976 г. первая очередь КП системы была подготовлена к работе с первым штатным космическим аппаратом. Поэтапно, сначала с одним КА, начались ЛКИ. Целью этих испытаний являлась проверка соответствия ТТХ аппарата техническому заданию и отработка программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) управления и ПАО информации штатного образца. Для решения этих задач первый КА «Космос-862», оборудованный по штатной схеме, был запущен с Плесецкого космодрома на ВЭО 22 октября 1976 г. Запуск, вывод на заданную орбиту и осуществление трёхосной ориентации и стабилизации прошли успешно. Однако после пяти месяцев работы, в марте 1977 г., КА внезапно прекратил свое существование. Для выяснения причин отказа системы была назначена специальная комиссия.

Следующие три КА — «Космос-903», «Космос-917» и «Космос-931» были запущены в апреле, июне и июле 1977 г. соответственно. Они поочередно следили за заданным районом, по командам с земли

перенацеливались на новые районы плановых пусков МБР и ракетоносителей с космодромов и полигонов.

Постановлением Совмина, вышедшим в январе 1979 г., система УС-КС была принята на вооружение и поступила в опытную эксплуатацию (1979—1981 гг.).

Опытная эксплуатация системы УС-КС проходила нормально. Так, в январе 1981 г. представительная межведомственная комиссия под председательством Л.И. Горшкова решила ставить систему на боевое дежурство только после существенных доработок ПАО. Тем не менее 27 декабря 1982 г. вышел приказ министра обороны о постановке системы УС-КС на боевое дежурство.

За время эксплуатации системы проводились её многочисленные модернизации с целью расширения поля зрения аппаратуры, обнаружения, наблюдения на фоне Земли и т.д. Эти доработки могли улучшить контроль не только территории США, но и акваторий морей и океанов.

12 августа 1985 г. был запущен КА, выполнявший дневное наблюдение ракеты Р-7 на фоне Земли. На экране монитора наблюдались четкие отметки от стартовавшей ракеты с момента старта и на всей траектории полёта без фоновых помех от освещенной Земли. На этой основе разработчики создали эскизные проекты перевода системы УС-КС для наблюдения территории США на фоне Земли. По этому поводу вышло даже соответствующее постановление Совмина. Но из-за нагрянувшей «перестройки» проект так и остался на бумаге.

В 1994—1998 гг. НПО им. Лавочкина разрабатывало проект «УС-К — созвездие Барбет», направленный на модернизацию системы УС-КС в течение двух-трёх лет с минимальными затратами, но и ему не суждено было быть реализованным.

Система УС-КС и по сей день работает в комплексной системе предупреждения ракетного нападения (СПРН), но с определенными ограничениями из-за неполного состава КА.

Другим важным событием в становлении космического (первого) эшелона СПРН стало создание глобальной системы обнаружения стартов баллистических ракет с континентов, морей и океанов УС-КМО. Разработка началась в начале 1975 г., когда по результатам заседания НТС Войск ПВО решили разработать предварительное ТТЗ

на эту систему. 14 апреля 1975 г. вышло постановление Совмина, в котором формулировалась задача системы и назначались её разработчики, которыми стали те же самые организации, что и при создании системы УС-К. А именно: ЦНИИ «Комета» определялся головной организацией по разработке системы, НПО им. Лавочкина — по ракетно-космическому комплексу, ГОИ им. С.И. Вавилова — по оптической бортовой аппаратуре, ВНИИТ — по телевизионной аппаратуре.

Разработчики предложили создать орбитальную группировку из восьми космических аппаратов на стационарной, четырёх КА — на высокоэллиптической орбитах и двух КП: Западного, расположенного рядом с КП УС-КС, и Восточного в Комсомольске-на-Амуре.

Для размещения эшелона геостационарных спутников было зарезервировано семь постоянных точек стояния, получивших наименование «Прогноз». Географическая долгота точке от «Прогноз-1» до «Прогноз-7» равнялась следующим величинам: 24° з. д.; 12° в. д.; 35° в. д.; 80° в. д.; 150° в. д.; 166° в. д.; 159° з. д. (географическая широта для всех точек равнялась 0°, так как орбиты геостационарных спутников располагались в экваториальной плоскости). Особое значение имел точка стояния «Прогноз-1» (24° з. д.), поскольку позволяла размещенному в ней спутнику вести наблюдения за территорией США. При этом условия наблюдения обеспечивались такие же, как и в точках апогея ВЭО.

14 февраля 1991 г. с полигона Байконур ракетой 8К82К с разгонным блоком ДМ-2 был на стационарную орбиту выведен КА «Прогноз» (псевдоним «Космос-2133»). Вес спутника 2150 кг. Запуск КА, вхождение в связь и ориентация прошли успешно, БАО позволяло вести наблюдение на фоне Земли. На экране индикатора четко, как на карте, были видны моря, океаны и континенты. Однако через некоторое время чувствительные характеристики БАО начали ухудшаться, поэтому пришлось дорабатывать систему и производить дополнительные запуски.

В декабре 1992 г. запустили геостационарный КА «Космос-2224», на котором была набрана наибольшая статистка по характеристикам системы по измерениям и наблюдениям пусков баллистических ракет и ракет-носителей. В июле 1994 г. запустили геостационарный КА «Космос-2282». Испытания обоих аппаратов позволили закончить

оценку системных характеристик и перейти к Государственным испытаниям. По результатам испытаний КА были приняты на вооружение и поставлены на годичную опытную эксплуатацию.

В декабре 1996 г. завершились испытания первой очереди системы УС-КМО и ввод её в опытную эксплуатацию. В 1988 г. на опытное боевое дежурство был принят Восточный узел. С этого момента научно-техническая проблема создания космического эшелона СПРН перешла преимущественно в экономическую сферу по финансированию запусков КА с целью поддержания полномасштабной спутниковой группировки. Так что содержать в боевой готовности обе системы — УС-КС и УС-КМО — стало сложно.

В 1999—2000 гг. в ответ на разрабатываемый в США проект «Сбирс», предназначенный для замены системы «Имеюс» наши разработчики предложили проект единой космической системы (ЕКО).

# СПУТНИКИ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ КНР И ИЗРАИЛЯ

## Глава 12
## ПОДНЕБЕСНАЯ ИМПЕРИЯ ВЫХОДИТ В КОСМОС

К настоящему времени уже десятки государств запустили искусственные спутники Земли. Их правительства говорят исключительно о мирном космосе, но больше всего думают о военном использовании своих космических аппаратов. На взгляд автора, наибольший интерес после двух ведущих космических держав представляют лишь Китай и Израиль.

История космических исследований КНР началась в 1956 г., когда было образовано отделение № 5 Академии министерства национальной безопасности. Впоследствии эта организация называлась Седьмым министерством машиностроительной индустрии, Министерством космической промышленности, Министерством аэрокосмической промышленности и Китайской аэрокосмической корпорацией (CASC — China Aerospace Corporation).

Эта организация специализируется в разработке ракет-носителей, космических аппаратов, в том числе и пилотируемых, различного рода

стратегических и тактических ракет, отвечает за экспортно-импортную политику в области космоса. В кооперацию CASC входят более 130 предприятий и организаций в КНР, в том числе и пять академий: Китайская академия технологий ракет-носителей, Академия химических исследований в области космического применения, Китайская академия космических технологий, Шанхайская академия технологии космических полётов, Китайская академия космических электронных технологий.

Первый китайский ИСЗ DFH-1 («Дунфаньхон-1», английский псевдоним «China-1») был запущен 24 апреля 1970 г. с космодрома Шуанченцзы с помощью ракеты-носителя CSZ-1. Китай стал пятой страной, запустившей спутник собственной ракетой-носителем. Вес спутника составлял 173 кг — это больше, чем у первых спутников СССР, США, Великобритании и Франции. Параметры орбиты первого китайского спутника составили: перигей — 441 км, апогей — 2388 км, угол наклонения — 68,5°, период обращения — 114 минут. С борта спутника передавалась популярная в КНР мелодия «Алеет Восток» (по-китайски «Дунфаньхон»). По названию этой мелодии и стали называться несколько серий космических аппаратов КНР.

Первый китайский спутник был запущен ракетой-носителем «Чанчжень-1», обозначение НАТО CSZ-1. Ракета имела три ступени: первая и вторая были заимствованы у жидкостной МБР DF-4 и имели криогенные двигатели (горючее — керосин, окислитель — жидкий кислород), а на третьей ступени был установлен твердотопливный ракетный двигатель FG-2.

Сразу отмечу, что успехами в своей космической программе Китай обязан как своим талантливым ученым и инженерам, так и «заимствованиям» в космических программах России, США и других стран.

Как заявил сотрудник Института космических исследований РАН и действительный академический советник Академии инженерных наук РФ Юрий Зайцев: «Основой продажи Россией космических технологий Китаю является межправительственное соглашение от 25 апреля 1996 г. Поскольку соглашение было секретным, руководители российских предприятий, не скрывая факта ведущихся с Китаем работ, отказываются сообщать какие-либо подробности. Тем не менее, имела место информация о том, что Китай

приобрел у РКК "Энергия" некоторые образцы нашей космической техники».

И действительно, в конце 1990-х гг. в Подлипки зачастили «деятели» из Китайской академии наук: «Мы — ученые из Академии наук, мы очень бедные, поэтому продайте нам побольше и подешевле». Им под видом макета продали все три секции штатного корабля «Союз».

Есть информация и об организованной утечке мозгов из российских НИИ в Китай. Так, ведущий китаевед профессор Виля Гельбрас из Института стран Азии и Африки МГУ заявил: «Китай давно начал приглядываться к нашим ученым-пенсионерам, имевшим доступ к серьезным исследованиям в самых разных областях науки и техники. Например, не так давно в Китай пригласили 70 российских специалистов по космическим исследованиям, вместе с которыми китайские военные получили ряд новейших оборонных технологий»[1].

3 декабря 2007 г. Лефортовский суд Москвы приговорил к 11,5 годам лишения свободы гендиректора компании «ЦНИИМаш-Экспорт» академика Игоря Андреевича Решетина. Он был признан виновным в незаконной передаче китайской фирме технологий двойного назначения, а также в хищении более 50 млн рублей, выделенных на научные разработки.

Уголовное дело против руководства ЗАО «Компания «ЦНИИМаш-Экспорт», дочерней фирмы одного из крупнейших предприятий российской ракетно-космической отрасли ФГУП ЦНИИМаш (Королев), было возбуждено в 2003 г.

Помимо Игоря Решетина перед судом предстал его бывший заместитель по безопасности Александр Рожкин, главный экономист Сергей Визир и заместитель начальника Центра системных исследований, начальник одного из отделов ФГУП ЦНИИМаш Михаил Иванов.

По версии следствия, являясь руководителем ЗАО «Компания «ЦНИИМаш-Экспорт», Решетин создал организованную группу из числа своих подчиненных «в целях совершения незаконного экспорта в Китай технологий в области ракетно-космического строения, которые могли быть использованы при создании средств доставки оружия

[1] Материалы сайта: http://www.ogoniok.com/4981/29/

массового поражения», экспорт которых контролируется государством. В январе 1996 г. «ЦНИИМаш-Экспорт» заключил с Всекитайской импортно-экспортной корпорацией точного машиностроения контракты. В соответствии с ними, с 1996 по 2003 г. было подготовлено и отправлено в Китай 13 научно-технических отчётов.

Проведенная в ходе следствия экспертиза пришла к выводу, что исследования, сделанные российскими учеными по заказу китайской стороны, являются научно-технической продукцией, которая «могла быть использована иностранным заказчиком в целях создания оружия массового поражения и средств его доставки». Кроме того, ФСБ утверждает, что Решетин, Рожкин и Визир присвоили 50,018 млн рублей, которые были выделены китайской корпорацией на проведение научных разработок.

Следствие по делу ученых тянулось четыре года. В 1996 г. «ЦНИИМаш-Экспорт» заключил два контракта с Всекитайской импортно-экспортной компанией точного машиностроения, по которым предприятие должно было провести испытания моделей возвращаемых капсул космических кораблей, рассчитать их аэродинамические и тепловые характеристики и представить заказчику 25 технических отчётов. Как и при любом международном контракте, материалы работ прошли экспертную комиссию, которая проверила их на секретность, и экспортную, проверяющую на соответствие спискам технологий двойного назначения (военного и гражданского). Обе комиссии передачу материалов разрешили. Результаты работ были отправлены в Китай в 2002 г. А в декабре 2003 г. ФСБ вдруг возбудила уголовное дело, заявив, что отчёты содержали двойные технологии.

По словам прокурора Анны Куприяновой, «организованная группа совершила незаконный экспорт технологий и научно-технической информации, которые могут быть использованы для создания оружия массового поражения» и в отношении которых установлен специальный экспортный контроль.

Небольшое отступление: как показал на суде Решетин, на долю его фирмы приходилось около половины всех контрактов отрасли с Китаем по мирному космосу. К 2003 г. сумма этих контрактов составляла 30 млн долларов, и Решетин утверждал, что в ближайшие годы она увеличилась бы до 100 млн долларов в год (это больше половины сов-

ременных контрактов России с Китаем в области мирного космоса). В 2002 г. «Росавиакосмос» предложил: удобнее, чтобы вся работа с Китаем шла только через «ЦНИИМаш-Экспорт». Видимо, после этого кто-то, рассчитывавший на свою долю в зарубежных контрактах, решил: Решетин мешает, его фирму надо закрыть.

На прямой вопрос судьи, был ли кто-то заинтересован в развале компании «ЦНИИМаш-Экспорт» и правда ли, что Минобороны и «Росвооружение» могли таким образом устранять конкурентов, Решетин осторожно ответил: «Это мнение близко к тому, что есть на самом деле».

На «ЦНИИМаш-Экспорт» была открыта охота. В декабре 2003 г. в офисе устроили обыск люди в масках. Затем, по письму ФСБ, появились все контролирующие организации — от налоговой до пожарных. На суде главный экономист фирмы Сергей Визир свидетельствовал, что пришедшие с проверкой сотрудницы контрольно-ревизионного управления Минфина участливо спрашивали: «Вы хоть знаете, кто вас заказал?»

Как объясняют адвокаты, была применена обычная тактика: в любом деле о двойных технологиях обвиняемым предъявляют ещё несколько статей. Вскоре к продаже секретов родины добавилось обвинение в контрабанде (отчёты отсылались в Китай через службу доставки DHL как письма, а не ценный груз), а также в отмывании доходов и присвоении 50,018 млн рублей. Их «ЦНИИМаш-Экспорт» перечислил в 17 фирм-субподрядчиков. По словам Решетина, справиться с заказом без помощи других организаций было невозможно. По версии ФСБ, эти фирмы существуют лишь на бумаге и нужны были, только чтобы увести бюджетные деньги со счетов.

При этом, по словам адвоката Решетина Анатолия Яблокова, эти средства были получены фирмой Решетина за коммерческий контракт и по определению не могут быть бюджетными (а значит, растраченными). На суде Решетин язвительно интересовался, каким образом он смог отмыть доходы, которые сам же и растратил.

Не берусь судить, действительно ли совершили финансовые нарушения Решетин и его сотрудники, но передача устаревшей документации Китаю вряд ли нанесет вред интересам России. Сейчас Китай следует рассматривать скорее как союзника, а не врага.

Наши правдолюбцы из ФСБ почему-то не трогают тех, кто отдал Севастополь и все оборудование КБЮ, где изготовлялись самые мощные в мире МБР и ракеты-носители ИСЗ, государству, стремящемуся вступить в НАТО.

А тут Решетин попросту перебежал кому-то дорогу или не захотел делиться.

Большая утечка космических технологий идет в Китай и из США. В 2002 г. в США разразился так называемый Чайнагейт (по аналогии с Уортгейтом) или «китайский скандал». В нем оказались замешаны многие американские компании, но главным действующим лицом оказалась «Хьюджис» («Hughes»).

Вся деятельность «Хьюджис» — наследство бывшего председателя правления и босса Майкла Армстронга. К тому же Департамент юстиции имел претензии к Армстронгу и после того, как тот оставил свой пост. Правда, эта информация не была обнародована. Но именно Армстронг был одним из главных действующих лиц Чайнагейта — продажи КНР секретных спутниковых технологий. В 1995 г. он обратился к советнику президента Клинтона по национальной безопасности Энтони Лэйку с предложением передать контроль за экспортом спутниковых технологий из Государственного департамента в Департамент торговли. В своем обращении Армстронг писал: «Правительство Соединенных Штатов не нуждается в одобрении Конгресса на то, чтобы исключить коммерческие спутники из списка военных товаров USML, находящегося под контролем Государственного департамента, и переместить их в список коммерческих товаров CCL, находящийся в юрисдикции Департамента торговли».

Это предложение было одобрено Биллом Клинтоном. «Коммерческие коммуникационные спутники не являются оборонной продукцией. Контроль Государственного департамента за спутниками не требуется для обеспечения национальной безопасности. Контроль Государственного департамента наносит вред спутниковой индустрии», — писал президент.

В 1996 г. экспорт коммуникационных спутников был выведен из-под контроля Государственного департамента и отдан под юрисдикцию Департамента торговли. 3 мая 1996 г. Клинтон получил благодарственное письмо, подписанное руководителями компаний «Локхид»,

«Лорал» и «Хьюджес» Норманом Аугустинио, Бернардом Шварцем и Армстронгом.

Сейчас признано, что утверждение Армстронга, что «коммерческие коммуникационные спутники — не оборонная продукция», было ложью. Эксперты уверены: руководитель компании «Хьюджес» понимал, что проданные Китаю космические аппараты — военное оборудование. Но больше всего СМИ удивило, что компания пыталась продать спутник, предназначенный Китаю, армии США.

В 2002 г. фирма «Хьюджес» нарушила 123 правила экспортного контроля, поставляя напрямую в китайскую армию спутниковые, космические и ракетные технологии посредством «Чайна Юнайтед Телекоммуникейшин» (China United Telecommunications). В отчёте 2002 г. сказано, что «Хьюджес» поставила китайской армии два спутника, пять станций сопряжения, один сетевой операционный центр, один центр управления космическими аппаратами и около 70 тысяч пользовательских терминалов.

Армстронг покинул «Хьджес», а затем отделение, занимающееся конструированием и производством космических аппаратов, было продано «Боингу». Первым делом «Боинг» начал исследовать и пытаться сгладить последствия «123 нарушений Армстронга». Был сменен весь менеджментский состав, а следование интересам национальной безопасности было объявлено приоритетным направлением.

В 2005 г. началась вторая серия китайского скандала. Администрация Буша выпустила очередной запрещающий меморандум, затрагивающий интересы «Хьюджес Нетворк». В выпущенном документе говорится, что «Хьюджес Нетворк» нарушала экспортное законодательство, подрывая тем самым безопасность США. Криминал заключался в том, что «Хьюджес Нетворк» передала некоторым китайским компаниям свою VSAT-технологию. В заявлении сказано, что небольшие VSAT-станции могут быть использованы военными.

В 1966 г. Китай начал разработку возвращаемых ИСЗ семейства FSW («Фаньхюи Си Вейсинь» — возвращаемый исследовательский спутник). Они предназначались главным образом для обзорной фоторазведки. Запуск первого космического аппарата FSW-0 с помощью ракеты-носителя CZ-2A был осуществлен с космодрома Шуанченцзы 5 ноября 1974 г., но оказался неудачным.

26 ноября 1975 г. ракета-носитель вывела на околоземную орбиту следующий спутник серии FSW-0. Параметры орбиты составили: перигей — 178,6 км, апогей — 478 км, угол наклонения — 63°. Через 10 суток спутник завершил свою миссию, возвратившись на Землю. Хотя спускаемый аппарат получил при этом ряд повреждений (причиной чего стало неудовлетворительное качество конструкционных материалов ИСЗ), находившиеся на его борту фотоаппаратура и отснятая фотопленка не пострадали, поэтому полёт сочли вполне удачным. С 1976 по 1987 г. Китай осуществил ещё девять успешных запусков спутников FSW-0 с различным оборудованием, включая аппаратуру дистанционного зондирования земной поверхности и разведывательные фотокамеры. Все они отправлялись в полёт с космодрома Шуанченцзы с помощью ракеты-носителя CZ-2C.

Как космические фоторазведчики, эти ИСЗ имели ограниченные возможности, обусловленные, во-первых, тем, что они несли только одну возвращаемую капсулу с фотопленкой, а во-вторых, непродолжительным периодом функционирования на орбите и отсутствием двигательной установки для выполнения орбитальных маневров с целью выхода на новые районы разведки (на борту спутников имелся только тормозной твердотопливный ракетный двигатель). Космические аппараты FSW-0 позволяли проводить лишь плановую обзорную фоторазведку.

Второе поколение китайских спутников семейства FSW представлено космическими аппаратами фото- и оптико-электронной разведки серии FSW-1 (первый вывели на орбиту 9 сентября 1987 г.). Они были больше и тяжелее спутников семейства FSW-0 и снабжались фотокамерой с разрешением 10—15 м, а также оптико-электронной камерой с разрешением 50 м. Последняя использовалась для передачи изображений на наземные пункты приема и обработки космической разведывательной информации (в цифровом виде) в режиме, близком к реальному времени, и, кроме того, она могла применяться для предотвращения случаев безрезультатного расходования фотопленки, определяя неподходящие для фотосъёмки районы — например, закрытые облачностью.

По данным западных СМИ, средняя высота орбиты спутников этой серии была снижена в апогее до 310 км, что позволило просмат-

ривать с их помощью поверхность Земли с меньшими, чем у FSW-0, интервалами между трассами на экваторе (2,9—3,5° против 4—5° градусов у ИСЗ серии FSW-0). Это расширило возможности фотосъёмки поверхности планеты с учетом многократного просмотра одних и тех же районов. Вместе с тем существенным недостатком аппаратов FSW-1 осталась их неспособность (в отличие от советских и американских разведывательных спутников тех лет) к орбитальному маневру, что не позволяло переориентировать ИСЗ на проведение разведки районов, представляющих наибольший интерес в конкретный момент времени.

Всего в 1987—1993 гг. с космодрома Шуанченцзы с помощью ракет-носителей CZ-2C были запущены пять спутников FSW-1, продолжительность их нахождения на орбите составляла 7—10 суток. Эти аппараты отправлялись в околоземное пространство раз в год (кроме 1989 г.) обычно в период с августа по октябрь.

Спутник FSW-1 № 4 (запущен 6 октября 1992 г.) китайцы вывели на орбиту вместе со шведским исследовательским спутником «Фрейя», а последний, № 5 (запущен 8 октября 1993 г.), был оснащен аппаратурой для исследования бортовой микрогравитации и, кроме того, нес на борту украшенный бриллиантами медальон, изготовленный в честь 100-летия «великого кормчего» Мао Цзэдуна. При возвращении на Землю этот ИСЗ из-за отказа бортовых систем сгорел в плотных слоях атмосферы.

Разведывательные спутники серии FSW-2 относятся к третьему поколению семейства FSW. Продолжительность их нахождения на орбите была увеличена до 16 суток, и данные аппараты уже могли совершать орбитальный маневр с помощью бортовой двигательной установки, хотя и в ограниченных масштабах. Кроме того, FSW-2 имели больший вес и, соответственно, увеличенную целевую нагрузку, однако подробные сведения об их бортовом оборудовании отсутствуют (предположительно разрешение разведывательной фотоаппаратуры составляет 1 м).

Запуски этих спутников осуществлялись с космодрома Шуанченцзы с помощью ракеты-носителя CZ-2D. Первый был запущен 9 августа 1992 г., второй — 3 июля 1994 г., третий — 20 октября 1996 г., чем и была завершена многолетняя программа FSW.

А теперь перейдем к ИСЗ радиоэлектронной разведки (РЭР).

Для мониторинга океана в Китае был создан ИСЗ HY-1 («Хайян-1», «Океан-1»). На борту его находятся фото- и электронно-оптическая камеры. Официально объявлено, что с помощью данного спутника проводятся исследования оптических характеристик поверхностных вод, концентрации в них фитопланктона, состояния воздушной среды над ними, ведутся наблюдения за мелководными акваториями, ледовым покровом, загрязнением морей и т.д. С большой вероятностью можно предположить, что собираемая аппаратом информация касается передвижения военных кораблей. Первый спутник данного типа (HY-1A) был запущен 15 мая 2002 г. с космодрома Учжай с помощью ракеты-носителя CZ-4B. Усовершенствованным вариантом данного ИСЗ является HY-1B.

Спутник HY-1B обладает следующими данными: вес — 365 кг; длина — 1,6 м; расчётная продолжительность работы — 2 года; стабилизация — трёхосная.

В 1980-е гг. Китай развернул на геостационарной орбите наклонением соответственно 125° и 103° два первых отечественных спутника связи DFH-2 («Дунфаньхон-2»), по характеристикам сравнимых с западными коммерческими аппаратами аналогичного назначения 1960-х гг. (например, системы «Интелсат-3»), но более тяжёлых (весом 433 кг).

Запуск первого ИСЗ серии состоялся 29 января 1984 г., но оказался неудачным. Два последующих запуска таких спутников — 8 апреля 1984 г. и 1 февраля 1986 г. — прошли успешно, и они функционировали до 1990—1991 гг., используясь как в военных, так и в гражданских целях.

К моменту завершения ИСЗ DFH-2 своей миссии Китаем были запущены три усовершенствованных военных спутника связи серии DFH-2A (7 марта и 22 декабря 1988 г., 4 февраля 1990 г.), получивших международные регистрационные наименования «ЧайнаСат-1», «ЧайнаСат-2» и «ЧайнаСат-3» (известны также под китайским «маскировочным» коммерческим наименованием «Чжон Синь»). Наклонение их орбит составило соответственно 87,5°, 110,5° и 98°. Четвертый аппарат DFH-2A («ЧайнаСат-4»), выведенный в космос 28 декабря 1991 г., был потерян.

В первой половине 1990-х гг. DFH-2A исчерпали свой эксплуатационный ресурс. Тогда их заменили связными спутниками отечественного производства DFH-3, а также ИСЗ, купленными у западных фирм. Запуски DFH-2 и DFH-2A осуществлялись с помощью ракетносителей CZ-3 с космодрома Сичан.

Спутники связи DFH-3 («Дунфаньхон-3») принадлежат ко второму поколению китайских космических аппаратов данного назначения. Они намного крупнее и тяжелее своих предшественников DFH-2, имеют трёхосную систему стабилизации и напоминают по конструкции американский ИСЗ «Астроспейс-5000» фирмы «Дженерал Электрик».

В разработке DFH-3 Китай сотрудничал с немецкой фирмой DASA (ныне «Даймлер-Бенц Аэроспейс АГ»). Заключенный с ней в 1987 г. контракт стал первым в истории сотрудничества Китая с Западом в области спутниковых технологий.

Запуск КА данной серии производился с космодрома Сичан с помощью ракеты-носители CZ-3A. 8 февраля 1994 г. на геостационарную орбиту вывели весогабаритный макет спутника DFH-3, названный KF-1 («Куа Фу-1»), причем это был и первый испытательный старт ракеты CZ-3A (одновременно на ней отправили в космос ещё малый экспериментальный спутник). 30 ноября 1994 г. китайцы попытались вывести в околоземное пространство первый связной спутник семейства DFH-3 (коммерческие наименования «Чжон Синь-5» и «ЧайнаСат-5»), но он не вышел на расчётную геостационарную орбиту из-за отказа орбитальной ступени фирмы DASA. 12 мая 1997 г. на штатную орбиту был выведен следующий спутник DFH-3 («Чжон Синь-6», или «ЧайнаСат-6»), у которого первоначально наблюдались сбои в работе системы стабилизации, но вскоре неполадки удалось устранить.

В 1994 г. Пекин объявил о намерении разместить в первом десятилетии XXI века на геостационарной орбите новые спутники-ретрансляторы DFH-4 («Дуньфаньхон-4»). Данные аппараты предназначены для прямой ретрансляции сигналов без промежуточных наземных станций. Предполагается, что DFH-4 могут быть использованы для передачи данных о противнике одновременно нескольким сотням подразделений наземных войск, в том числе находящимся на поле боя.

Навигационные искусственные спутники Земли серии BD-1 («Бэйдоу-1»), запущенные 30 октября (BD-1A) и 20 декабря (BD-1B) 2000 г.

с космодрома Сичан с помощью ракеты-носителя CZ-3A, образовали на геостационарной орбите космический эшелон китайской системы навигации и определения местоположения подвижных объектов в Восточной Азии. Предполагается, что в настоящее время этот эшелон состоит из четырёх ИСЗ BD-1 (два оперативных и два резервных). Для того чтобы группировка китайских спутников позволяла осуществлять глобальную навигацию, необходимо дополнительное число подобных космических аппаратов на орбитах с большим наклонением.

Спутник связи FH-1 («Фынхуо-1», коммерческие регистрационные наименования — «Чжон Синь-22» и «ЧайнаСат-22»), запущенный 26 января 2000 г. с космодрома Сичан с помощью ракеты-носителя CZ-3A, является космическим элементом первой комбинированной системы связи, разведки и управления вооруженных сил КНР «Ку Диань». Как считают западные военные эксперты, развертывание этой системы существенно повышает возможности командования Народно-освободительной армии Китая в управлении войсками как на территории своей страны, так и за её пределами.

В 1992 г. Китай приступил к осуществлению своей первой программы пилотируемых полётов (проект 921—1). Программа включала запуски четырёх беспилотных космических кораблей-макетов «Шэньчжоу-1, -2, -3, -4» (запущены в 1999—2002 гг.) и двух пилотируемых — «Шэньчжоу-5» и «Шэньчжоу-6». «Шэньчжоу» означает «Божественный корабль».

Все запуски производились с космодрома Шуанченцзы с помощью ракеты-носителя CZ-2F.

При создании КА «Шэньчжоу» китайцы в качестве прототипа взяли советский космический корабль «Союз».

Космический корабль «Шэньчжоу» состоит из обитаемого орбитального отсека со стыковочным узлом, спускаемого аппарата и приборно-агрегатного отсека.

Орбитальный отсек китайского корабля, в отличие от прототипа, имеет собственную двигательную установку, солнечные батареи и систему управления, позволяющие поводить автономный полёт. Предусмотрена и возможность стыковки этого отсека с разрабатываемой китайцами малой орбитальной станцией проекта 921—2 в качестве дополнительного модуля.

Аэродинамическая форма спускаемого аппарата повторяет форму нашего «Союза», но размеры его немного больше. Сейчас это трёхместный аппарат, но в перспективе китайцы планируют сделать его четырёхместным.

Приборно-агрегатный отсек «Шэньчжоу» отличается от такового у «Союза» большей длиной и вращающимися панелями солнечных батарей.

Вес «Шэньчжоу» — 7600 кг; длина — 8,65 м; максимальный диаметр — 2,8 м; обитаемый объём — 8 куб. м.

Китай стал третьей страной мира, запустившей человека в космос. Первым китайским космонавтом, пилотирующим отечественный космический корабль, стал лётчик-истребитель, 38-летний подполковник ВВС Ян Ливзем. Старт «Шэньчжоу-5» состоялся 15 октября 2003 г. Полет продолжался 21 ч. 23 мин., за это время корабль совершил 14 витков вокруг Земли.

Следующий космический корабль — «Шэньчжоу-6» с экипажем из двух человек (командир полковник Фэй Цзундонг и бортинженер Ни Хайшен) китайцы запустили через два года — 11 октября 2005 г. Корабль совершил 76 витков, и 17 октября экипаж благополучно вернулся на Землю.

В полёте «Шэньчжоу-7» 25—28 августа 2008 г. тайконавты Чжай Чжиган и Лю Бомин выполнили первый выход в открытый космос.

На корабле «Шэньчжоу-9» в 2012 г. впервые была запущена женщина-тайконавт, а другой тайконавт отправился во второй полёт.

В 2011 г. запущен «Тяньгун-1» — 8-тонная орбитальная лаборатория (целевой модуль), являющаяся первым этапом создания китайских пилотируемых орбитальных станций. Орбитальная станция была предназначена для отработки сближения и стыковки орбитальных аппаратов. К ней было осуществлено 3 экспедиции — «Шэньчжоу-8» (беспилотный), «Шэньчжоу-9», «Шэньчжоу-10» (пилотируемые).

В 2016 г. была запущена орбитальная лаборатория «Тяньгун-2», к которой была осуществлена пилотируемая экспедиция «Шэньчжоу-11» и полёт грузового корабля «Тяньчжоу-1». На этой лаборатории впервые для Китая производилась отладка способов решения задач пилотируемой космонавтики, технологий будущей полномасштабной орбитальной станции.

В 2021 г. было начато строительство третьей в мире (после советского комплекса станции «Мир» и МКС) многомодульной постоянно пилотируемой орбитальной станции со сроком службы более 10 лет, включающей центральный жилой модуль и два модуля-лаборатории.

29 апреля 2021 г. был запущен основной модуль «Тяньхэ». В мае 2022 г. для строительства станции был запущен грузовой корабль «Тяньчжоу-4», а в июне — пилотируемый «Шэньчжоу-14».

24 июля 2022 г. запущен лабораторный модуль «Вэньтянь» и состыкован с модулем «Тяньхэ». Его диаметр 4,2 м, длина 17,9 м, стартовый вес 23 тонны, рекордная для мировых ординарных орбитальных активных летательных аппаратов.

Модуль оснащен роботизированной «рукой» размером 5 м с 7-ю степенями свободы. Это был 24-й запуск в рамках китайской программы пилотируемой космонавтики.

| Миссия | Эмблема | Запуск | Продолжительность | Посадка | Экипаж | Заметки |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Шэньчжоу-15 | | 29 ноября 2022 | 186 д. 7 ч. 24 мин. | 3 июня 2023 | Фэй Цзюньлун<br>Дэн Цинмин<br>Чжан Лу | Успешная стыковка с базовым модулем Тяньхэ китайской космической станции |
| Шэньчжоу-16 | | 30 мая 2023 | 150 д. 22 ч. 40 мин. | 31 октября 2023 | Цзин Хайпэн<br>Чжу Янчжу<br>Гуй Хайчао | Успешная стыковка с базовым модулем Тяньхэ китайской космической станции |
| Шэньчжоу-17 | | 26 октября 2023 | 187 д. 6 ч. 32 мин. | 30 апреля 2024 | Тан Хунбо<br>Тан Шэнцзе<br>Цзян Синьлинь | Успешная стыковка с базовым модулем Тяньхэ китайской космической станции |
| Шэньчжоу-18 | | 25 апреля 2024 | 180 д. (план) | октябрь — ноябрь 2024 (план) | Е Гуанфу<br>Ли Цун<br>Ли Гуансу | Успешная стыковка с базовым модулем Тяньхэ китайской космической станции |

24 октября 2007 г. Китай начал практическую реализацию лунной программы, запустив свой первый искусственный спутник Луны «Чанъэ-1».

1 октября 2010 г. ракетой «Чанчжен-3С» на селеноцентрическую орбиту была запущена станция «Чанъэ-2». А 14 декабря 2013 г. про-

изведена первая посадка на Луну китайской станции «Чанъэ-3» с луноходом «Юйту». Китай стал второй (после СССР) страной, управлявшей дистанционными луноходами.

23 октября 2014 г. был запущен «Чанъэ-5Т1» для эксперимента с возвращением на Землю с лунной орбиты. Спутник совершил облёт Луны. Спускаемый аппарат вошёл в атмосферу и приземлился 31 октября 2014 г. КНР стала третьей (после СССР и США) страной с технологией спускаемых аппаратов после полёта к Луне.

3 января 2019 г. впервые в мире на обратной стороне Луны прилунилась китайская АМС «Чанъэ-4» с луноходом «Юйту-2», а 16 декабря 2020 г. АМС «Чанъэ-5» доставила на Землю 1731 грамм лунного грунта. Китай стал первой страной, организовавшей работу на поверхности обратной стороне Луны с трансляцией через точку Лагранжа L2 системы Земля — Луна.

В 2021 г. Китай принял решение строить совместно с Россией Международную научную лунную станцию. Текущие лунные программы Китая и России были интегрированы в этот проект.

## Глава 13
## КИТАЙСКИЕ ИСТРЕБИТЕЛИ СПУТНИКОВ

Помимо вышеперечисленных тем, китайские ученые уже давно работают над созданием комплекса противоспутникового оружия «Dong Neng-3». Первая попытка перехвата спутника состоялась ещё в октябре 2004 г., но и она, и последующий пуск были неудачными. Лишь с третьей попытки, 11 января 2007 г., китайской ракетой был сбит собственный метеорологический спутник «Фэньюнь-1С». Этот спутник вывели на орбиту ещё 10 мая 1999 г. Спутник неоднократно маневрировал на орбите. К январю 2007 г. параметры его орбиты составляли: перигей — 851 км, апогей — 857 км, угол наклонения — 98,65°, то есть это была почти круговая полярная орбита. Вес спутника — 958 кг, размах солнечных батарей — 10,5 м.

«Фюньюнь-1С» нормально функционировал до января 2004 г., а далее на нем работали лишь передатчики, позволявшие определить его местонахождение. Замечу, что некоторые западные СМИ намекают, что «Фюньюнь» был разведывательным спутником.

Перехват спутника был произведен путем прямого попадания антиспутника. Перехват произошел на расстоянии 1151 км от китайского космодрома Сичан, откуда была запущена антиракета. Над Китаем стояла ночь, но спутник был ярко освещен солнцем, что позволило китайским специалистам с помощью сильной оптики наблюдать процесс перехвата.

По случаю испытания китайского противоспутникового оружия западная пресса закатила истерику. Мол, возникла угроза столкновения с обломками «Фэньюня» для всех остальных спутников, которые также работали на орбите 800—860 км. И если несколько самых крупных обломков уже сгорели или упали на Землю (сообщения о падениях болидов поступали со всего мира — от Аргентины до Алтая), то большая часть осколков осталась на орбите, где они могут летать до 20—25 лет.

В НАСА тут же объявили, что из-за китайского эксперимента возникла угроза для восьми сотен спутников, находящихся в настоящее время на орбите Земли. Госдепартамент США поспешил заявить Китаю протест. (Как мы узнаем из этой книги, янки уничтожали свои спутники и до, и после китайского эксперимента.)

Выступая перед журналистами, официальный представитель МИДа Китая Лю Цзяньчао заявил, что Китай, проводя опыт, не ставил перед собой цели угрожать мировому сообществу. О возобновлении подобных испытаний и повторном запуске ракет дипломату также ничего не известно. Лю Цзяньчао также заявил, что правительство Китая предупредило Соединенные Штаты о готовящихся испытаниях. Но позиция Пекина по космическим вопросам остается без изменений, Китай по-прежнему выступает за мирное использование космического пространства и не намерен участвовать в «космической гонке вооружений».

В августе 2006 г. Джордж Буш огласил в конгрессе новую концепцию космической стратегии США, согласно которой американцы оставляют за собой право «свободы действия в космосе» и даже могут отказывать своим потенциальным противникам в доступе к космическому пространству. В ответ Китай весьма успешно «ослепил» сенсорные системы американских разведывательных спутников мощными лазерными лучами.

Интересно, что в США подобные лазерные системы появились всего 10 лет назад — в 1997 г. химический лазер MIRACL вывел из строя оптическую аппаратуру спутника ВВС MSTI-3. До сих пор эти лазерные пушки считались новейшим оружием, так что легко вообразить тот шок, который испытали в Пентагоне после лазерной атаки Китая.

Интересна цитата из книги «Объединенные космические войны» китайского полковника Юань Цзелу: «Разработка космического оружия должна быть скрытной, внутренне напряженной, но смягченной снаружи, чтобы сохранить наш хороший имидж в мире. Сеть наступательных вооружений должна быть спрятана и запущена только в случае кризиса или чрезвычайной ситуации с целью поставить противника на колени».

Этот комплекс противоспутникового оружия китайцы называли «Dong Neng-3».

В 2015 г. комплексом «Dong Neng-3» был сбит ещё один китайский метеорологический спутник.

По данным американского международного издания «The Diplomat», китайский ВПК активно ведёт разработки мощного микроволнового оружия (СВЧ-оружие). Оно имеет потенциал интеграции в комплексы ПРО на военных кораблях ВМС НОАК. Прежде всего указанный тип оружия направлен на вывод из строя электронных компонентов вооружений и военной техники, и может быть использован как элемент противоспутниковых систем.

Уничтожение двух китайских метеоспутников привело к появлению сотен фрагментов космического мусора. США, Япония и ещё ряд стран направили КНР протесты по сему поводу. Хотя США несколько раз «мусорили» подобным способом, сбивая свои космические аппараты.

В апреле 2011 г. обломки сбитого китайского метеоспутника пролетели в 6 км (3,7 мили) от МКС (международная космическая станция).

Интересен эпизод 15 ноября 2022 г., когда китайская ракета-носитель «Чанчжен-6А» взорвалась после вывода на орбиту спутника дистанционного зондирования океана «Юньхой-3». Спутник был доставлен на орбиту 12 ноября, а ракета рванула через 3 дня, причём на высоте 500—600 км, то есть орбитальных спутников «Старлинк».

Американцы зафиксировали 50 обломков ракеты. Западные СМИ предположили, что китайцы сделали это нарочно.

В связи в этим Китай начал разработку противоспутникового оружия, не разрушающего космический аппарат.

В КНР созданы орбитальные манёвренные платформы для захвата вражеских спутников — это роботизированные руки, которые сильнее всего пугают «Пентагон», а также другие системы захвата.

Замечу, что системы захвата спутников формально не относятся к военным системам. Подобные аппараты крайне важны для ремонтно-восстановительных работ в космосе, а также для свода космического мусора с орбиты Земли. Тем не менее ничто не помешает такой системе свести с орбиты вражеский спутник, который никак этому не сможет помешать.

И вот в январе 2022 г. китайский аппарат SJ-21 состыковался с находившимся на геостационарной орбите навигационным спутником «Compass G2», после чего увёл его на орбиту захоронения.

Китайский спутник «Compass G2» глобальной навигационной спутниковой системы «БэйДоу» был запущен 1 декабря 2011 г. и выведен на геостационарную орбиту. Место на геостационарной орбите — дефицитный ресурс. Поэтому отслужившие свое геостационарные спутники обычно выводятся на орбиту захоронения на 100—200 км выше. Но чтобы добраться до орбиты захоронения, на борту спутника должно остаться для этого достаточно топлива. И некоторые спутники остаются на геостационарной орбите, превращаясь в космический мусор.

Нечто подобное произошло со спутником «Compass G2». Аппарат вышел из строя до того, как ЦУП успел перевести его на орбиту захоронения. Она расположена на 200—300 км выше позиций геостационарных спутников и является «кладбищем» для отработанной космической техники.

В свою очередь, аппарат SJ-21 находится в космосе с октября 2021 г. В ноябре 2021 г. американцы зафиксировали, что он выполнил несколько манёвров вокруг неидентифицированного объекта (по одной из версий, это был выпущенный SJ-21 субспутник, по другой — оставшийся после запуска разгонный блок). После этого американские военные выдвинули предположение, что аппарат отрабатывал манёвры для «обмана» наземных средств слежения.

Но, судя по всему, целью ноябрьских манёвров была отработка процедуры сближения с космическими аппаратами. Об этом свидетельствуют события, произошедшие 22 января 2022 г. В тот день занимающаяся отслеживанием спутников и фрагментов космического мусора компания «ExoAnalytic Solutions» зафиксировала изменение положения SJ-21.

Он начал приближаться к «Compass G2». В тот момент, когда SJ-21 находился вне зоны видимости западных телескопов, он пристыковался к «Compass G2» и увеличил высоту его орбиты. Затем SJ-21 отделился от «Compass G2» и вернулся на окологеостационарную орбиту.

Любопытно, что SJ-21 поднял высоту перигея «Compass G2» на 290 км, а апогея — на целых 3100 км выше геостационарной орбиты. Как правило, орбита «захораниваемых» спутников близка к круговой. На данный момент непонятно, было ли это изначальным планом, или же управляющие SJ-21 специалисты допустили какую-то ошибку при выполнении маневров.

Разрушение КА на орбите или использование буксировщика для перевода на другую орбиту сравнительно легко фиксируется с земли. Поэтому китайцы создают принципиально новый тип «истребителей спутников» — «спутник-минёр».

Новое оружие, прототип которого создан и испытан на земле, не оставляет после себя обломков и предельно точное — оно проникает в сопло двигателя спутника и закрепляется там до выполнения боевой задачи.

Традиционная конфигурация сопла ракетных двигателей современных спутников — это так называемое сопло Лаваля, когда в системе выброса газов двигателя есть узкое место для повышения эффективности газового потока. Роботизированная противоспутниковая мина попадает в сопло и в узкое место выдвигается шток с последующим раскрытием фиксаторов на его конце.

Мина с 3,5 кг взрывчатки может находиться в сопле спутника сколь угодно долго и даже покидать его по команде, не нанося аппарату вреда. Но также по команде она может быть взорвана в любой момент. Фактически китайцы могут заминировать любые объекты в космосе, и никто об этом не догадается, пока в один прекрасный момент все они вдруг не перестанут работать. Факт диверсии трудно будет доказать. Такая

поломка похожа на отказ двигателя. Кроме того, направленный внутрь аппарата взрыв расчётной мощности способен вывести из строя оборудование спутника без его физического разрушения.

## Глава 14
## КИТАЙСКИЙ РАКЕТОПЛАН CSSHQ (АНАЛОГ X-37B)

В Китае создан аналог ракетоплана X-37B. Причём тут китайцы засекретили проект куда круче, чем американцы.

Известно, что работы над китайским «изделием» начались в 2005 г.

Первый полёт китайского космоплана состоялся в сентябре 2020 г. Для запуска использовалась ракета «Chang Zheng 2F».

Второй пуск провели 4 августа 2021 г., а третий — 16 декабря 2023 г. Пуск должен был состояться одновременно с американским X-37B (OTV-07), но американцы по техническим причинам перенесли старт на 28 декабря.

## Глава 15
## АМЕРИКАНСКИЕ И КИТАЙСКИЕ ТАРАНЫ АСТЕРОИДОВ

Американцы крайне обеспокоены планами КНР таранить астероид 2020PN1.

Первый таран астероида состоялся в 2022 г.

24 октября 2023 г. с авиабазы Ванденберг с помощью ракеты-носителя «Falcon-9» был выведен в космос аппарат DART. В это время его цель — астероид Диморф — находилась на расстоянии 11 миллионов километров.

КА DART представляет собой короб размером примерно 1,2 × 1,3 × 1,3 м, в состав которого включены другие конструкции. В результате развёртывания размеры спутника составили примерно 1,8 м в ширину, 1,9 м в длину и 2,6 м в высоту. DART оснащён двумя солнечными батареями. Длина каждой в развёрнутом состоянии составляет 8,5 м.

Проект получил название «Оценка удара и отклонения астероидов». Проект AIDA также предполагал проверку четырёх основных стратегий миссии:

— уменьшение угрозы столкновения с астероидом;

— импульсное противодействие ядерному взрыву;

— постепенное изменение орбиты ближайшего массивного космического корабля (концепция «гравитационного трактора»);

— концепция «кинетического ударного элемента».

26 сентября 2022 г. DART врезался в астероид Диморф диаметром 160 м.

Глава НАСА Билл Нельсон сообщил, что до удара Диморф совершал оборот вокруг Дидима за 11 часов 55 минут, а после — за 11 часов 23 минуты. Таким образом, время его обращения сократилось примерно на 32 минуты (возможная погрешность с разницей ±2). В НАСА указали, что это первый случай, когда человечество намеренно изменило движение небесного объекта.

Американцам всё можно. А Россию и Китаю ничего нельзя. Поэтому и шум в западных СМИ о таране астероида 2020 PN1, запланированном КНР на 2026 г.:

«Во-первых, она напоминает разработку ударного космического оружия. Во-вторых, дальнейшее поведение, траектория полёта, атакованного космического тела, становится непредсказуемым».

Астероид 2020 PN1 открыт 12 августа 2020 г. Он является временным спутником Земли. Период обращения 357 дней, скорость 4 км/с. Диаметр 15—50 м.

Ракета-носитель «Чанчжэн-3В» выведет на орбиту ударный элемент и наблюдательный аппарат.

С учётом небольших размеров и веса астероида 2020 PN1 его можно при желании направить в любой район земного шара.

## Глава 16
## ИЗРАИЛЬ В КОСМОСЕ

Полномасштабная разработка космических аппаратов в Израиле началась в 1981 г. Тогда начальник военной разведки (АМАН) генерал-майор Йегошуа Саги санкционировал выделение 5 млн долларов на изучение возможностей самостоятельного производства спутников, носителей и телескопических фотокамер.

В апреле 1983 г. было основано Израильское космическое агентство (СЕЛА), под эгидой которого развернулась разработка разведы-

вательных спутников для Комиссии Армии обороны Израиля (ЦАХАЛ). Главой агентства стал Юволь Неэман (Неман). Биография его не лишена любопытства. С 1942 г. — террорист организации Хагана, с 1958 г. — военный атташе в Лондоне, с 1961 г. — директор лаборатории Израильской компании по атомной энергии. В известной мере по биографии Неэмана можно судить о направленности израильских космических программ.

В 1984 г. совместно с Концерном авиационной промышленности был основан Национальный центр космических знаний и подписан контракт на изготовление и запуск первого разведывательного спутника.

Для запуска спутника был создан «Шавит» (в переводе с иврита «Метеор») — трёхступенчатый твердотопливный носитель, созданный на базе двухступенчатой баллистической ракеты средней дальности «Иерихон-2» путем добавления третьей ступени с твердотопливным двигателем AUS-51 «Marble» конструкции концерна «Рафаль». Производитель двигательных установок первой и второй ступени — предприятие «Гивон» концерна «Таасия цваит» IMI (Israel Military Industries Ltd.), вся ракета-носитель собирается на предприятии «Малам» концерна «Таасия авирит» IAI в Беэр-Якове.

Длина ракеты «Шавит» 18,4 м; диаметр 1,7 м; размах стабилизаторов первой ступени 2,78 м, вес на старте — около 30 т. Ракета-носитель способна вывести на эллиптическую околоземную орбиту с апогеем 1040 км и перигеем 250 км груз в 200 кг. По другим источникам: 160 кг груза на орбиту с апогеем 1587 км, перигеем 207 км, с наклоном орбиты 143,2° или 156 кг на орбиту с апогеем 1171 км, перигеем 248 км и углом наклонения 142,9°.

Для запуска «Шавита» и других ракет-носителей на берегу Средиземного моря к югу от Тель-Авива на базе ВВС Пальмахим был построен одноименный космодром.

Любопытно, что из-за географического положения Израиля «Шавит» запускается на запад, то есть против направления вращения Земли.

Трасса полёта ракет-носителей пролегает над Средиземным морем, проливом Гибралтар и далее над Атлантикой. При таком направлении пусков вес полезной нагрузки ракеты существенно сокращается

по сравнению с пусками в направлении вращения Земли. Однако лишь используя такую трассу, Израиль смог обеспечить падение отработавших ступеней РН «Шавит» вне территорий других государств.

19 сентября 1988 г. РН «Шавит» вывела на орбиту первый израильский искусственный спутник Земли «Офэк-1» весом 155—156 кг. Таким образом, Израиль стал восьмой страной в мире, запустившей спутник собственной ракетой-носителем.

«Офэк-1» имел вид 8-гранной призмы высотой 2,3 м, диаметр нижнего основания — 1,2 м, верхнего — 0,7 м. Спутник был оснащен системами телеметрии, ЭВМ и системой стабилизации в трёх плоскостях и предназначался для отработки различных космических технологий.

Спутники типа «Офэк» проектировались для фоторазведки. По заявлению израильских властей, они должны были вести наблюдение за арабскими странами, но нетрудно догадаться, что с их помощью велась разведка и других стран, в первую очередь СССР, а позже — РФ. По заявлениям представителей СЕЛА, «Офэк-1» был частью эксперимента, и не нес фотоаппаратуры.

По сообщениям западных СМИ, по наводке своих спутников «Офэк» израильские самолёты 6 сентября 2007 г. произвели бомбардировку сирийской территории. Авиаударам подвергся объект (предположительно ядерный реактор), расположенный близи городка Дайр-эз-Заур недалеко от турецкой границы. Интересно, что израильские самолёты совершили налет не по кратчайшему пути и не со стороны Средиземного моря, а со стороны Турции.

Сирийские РЛС российского и иранского производства были «ослеплены» израильскими средствами радиоэлектронной борьбы.

На территории Турции были найдены использованные топливные баки, сброшенные с израильских самолётов. Турецкое правительство заявило вялый протест властям Израиля, а те принесли формальные извинения.

В настоящее время израильские разведывательные спутники регулярно фиксируют ядерные объекты в Иране, а правительство Израиля угрожает Ирану бомбардировками. Как видим, для руководства Израиля такие понятия, как государственный суверенитет и международное право, просто не существуют.

Кроме спутников-фоторазведчиков Израиль запускает и космические аппараты радиолокационной разведки TEXCAP.

Спутник TEXCAP (известен также как «Шилоах» — на иврите «Запуск») разработан «Израильской аэрокосмической компанией» (IAI) на базе спутников серии «Офэк» и, как и они, предназначен для разведки, однако имеет принципиальное отличие: в то время как «Офэк» — спутники фоторазведки, то есть ведут цифровую фото- или видеосъёмку земной поверхности в видимом диапазоне, TEXCAP является спутником радиолокационной разведки. Основное его оборудование — радиолокационная станция с синтезированной апертурой (SAR — Synthetic Aperture Radar), работающая в диапазоне X.

РЛС SAR (на иврите «МАКАМ Мефатеах Синтети») — это специальные РЛС, установленные на самолётах или спутниках, позволяющие синтезировать изображение, как результат обработки сигнала нескольких электронных импульсов, направленных с РЛС в одну точку по ходу движения носителя. Таким образом, имитируется наличие антенны РЛС гораздо больших физических размеров, чем оно есть на самом деле, и синтезируется трёхмерное изображения высокого качества. Режим работы SAR имеют, например, РЛС истребителей-бомбардировщиков F-15I и F-16I (а в прошлом также F-4E-2000) ВВС Израиля. Недостаток SAR— невозможность наблюдать за движущимися объектами (для преодоления этого разрабатывается технология ISAR — Inverse SAR).

Использование технологии SAR позволяет спутнику получать качественное изображение не только днём, но и ночью, в любых метеоусловиях. Сообщается также, что РЛС TEXCAP способна видеть через крыши домов, изготовленных из лёгких материалов. Полученное трёхмерное изображения отслеживаемых объектов транслируется на землю.

По данным издания «World Tribune», РЛС обеспечивает получение до 40 снимков за один виток с пространственным разрешением около 1 м в покадровом режиме и 3—8 м в режиме непрерывной съёмки. Максимальная разрешающая способность аппаратуры достигает 10 см. Скорость передачи информации — 600 Мбит в секунду. Количество снимков — до 180 000 в год. Объём памяти компьютеров спутника —

240 GB. Сообщается о четырёх различных режимах съёмки РЛС с синтезированной апертурой (РСА):

— Spot Mode — наблюдение за одним заданным районом, насколько это возможно с орбиты спутника;

— Strip Mode — наблюдение за всеми объектами на определённой полосе вдоль орбиты спутника;

— Mosaic Mode — съёмка отдельных объектов вдоль орбиты спутника;

— Wide coverage — съёмка широкой полосы местности с низким разрешением (обычно используется для картографирования).

Как и спутники серии «Офэк», TECXAP изготавливаются фирмой МАБАТ (МВТ). Бортовая РЛС разработана и построена заводом «Эльта» (Elta System Ltd.) в Ашдоде — оба предприятия в составе IAI. По сути, TECXAP образует с последними спутниками серии «Офэк» единое семейство, использующие единый двигатель и технологические блоки. Последние включают системы стабилизации спутника и его ориентации в пространстве, энергетические системы (в том числе солнечные батареи и аккумуляторы), системы связи и т.п. Отличается только блок полезной нагрузки, включающие фотокамеру для «Офэк» и РЛС для TECXAP.

В то время как спутники серии «Офэк» выводятся на орбиту израильскими ракетоносителями «Шавит», для запуска TECXAP было решено прибегнуть к иностранной помощи. Выбор пал на Индию, принципиальное соглашение об этом было достигнуто в 2004 г. в ходе визита в Индию тогдашнего гендиректора министерства обороны Амоса Ярона. По сообщению «Times of India», индийское руководство дало согласие на запуск в обмен на получение развединформации со спутника. Утверждалось, что индийские спецслужбы уже давно обеспокоены нехваткой спутниковых разведданных о индо-пакистанской и индо-китайской границах.

Запуск TECXAP состоялся ранним утром (в 3 ч. 45 мин. GMT, в 5 ч. 45 мин. по израильскому времени, в 9 ч. 15 мин. по местному индийскому времени) 21 января 2008 г. Спутник был успешно запущен с космодрома Шрихарикота индийской ракетой-носителем PSLV (модели PSLV-CA), став первым израильским спутником, запущенным с территории Индии и первым израильским спутником

радиолокационной разведки. Спутник достиг расчётной орбиты примерно через 20 минут после запуска. За запуск TECSAR Израиль заплатил Индии 14 млн долларов (по другим источникам — 15 млн, однако и это дешевле запуска «Шавит» — около 20 млн долларов). Для Индии запуск TECSAR стал вторым в истории страны коммерческим запуском, после вывода на орбиту 23 апреля 2007 г. итальянского спутника.

Первые кадры были получены со спутника уже через 80 минут после запуска, а регулярная съёмка началась 1 февраля 2008 г. При этом первым объектом, снятым TECSAR, стал музей бронетанковых войск Израиля в Латруне.

Запуск TECSAR сопровождался рядом задержек. Так, в апреле 2007 г. сообщалось, что спутник будет запущен в конце августе того же года. В июле стало известно, что запуск отложен примерно на неделю — на начало сентября 2007 г. Однако затем последовали дополнительные сдвиги даты пуска. Официальная причина задержек была связана с неисправностями в индийской ракете-носителе, однако ряд израильских источников утверждал, что запуск откладывается из-за давления, оказываемого на индийцев властями США. При этом, с чем именно связано это давление, не сообщалось.

Очередная дата пуска намечалась на 3 декабря, однако и она была отменена, при этом спутник уже находился на ракете-носителе. Как утверждалось в прессе, после этого Израиль действовал по двум направлениям: пытался убедить американцев прекратить давление на Индию и позволить осуществить запуск, и параллельно начал переговоры с Францией и Россией о переносе запуска на космодром одной из этих стран.

После того, как запуск спутника наконец-то состоялся 21 января 2008 г., появились новые сообщения, что причиной задержек было давление на правительство Индии со стороны Ирана. Это более логично — с одной стороны, Иран был действительно заинтересован торпедировать запуск TECSAR, с другой — он имеет возможность давить на Индию, поскольку поставляет последней значительные количества энергоносителей (нефть и природный газ). США, если бы они действительно хотели помешать запуску, скорее давили бы напрямую на Израиль.

## Характеристики спутника TEXCAP

| Порядковый номер (NSSDC ID) | | 2008—002A |
|---|---|---|
| Вес, кг | | около 260 (по сайту IAI — «сухой вес»; по другим источникам полный вес — около 300) |
| Вес РЛС, кг | | около 100 |
| Высота корпуса, м | | 2,3 |
| Мощность солнечных батарей, Вт | | 750 |
| Орбита | | эллиптическая |
| Параметры орбиты: | Апогей, км | 580 |
| | Перигей, км | 405 (450) * |
| | Наклонение, градус. | 41,0 (41,03) * |
| | Период обращения, мин. | 94,34 (94,5) * |
| Расчётный срок службы | | 5 лет |

* В скобках: по другим источникам.

Спутник «двойного назначения» «Эрос» создан по инициативе фирмы «ImageSat International» (ISI), совладельцами которой являются IAI, «Эль-Оп», а также европейские и американские вкладчики. Построил спутник завод МАБАТ; телекамера CCD (Charge coupled device) производства компании «Эль-Оп»; системы связи, передачи данных и др. — производства компаний «Тадиран Спектролинкс», «Элисра» и «Рафаэль». Резолюция камеры 1,8 м (в стандартном режиме или 1 м в «over-sampled» режиме), разрешение 7000 пикселей на линию. Ширина полосы съёмки — 12,5 км. Время реакции — 1,8 суток, до 4 дней между визитами.

Первый спутник «Эрос-А1» был запущен 5 декабря 2000 г. в 12 ч. 32 мин. (GMT). Уже через четыре дня он передал первые снимки, а с 18 января 2001 г. был готов к коммерческому использованию.

В 3-й четверти 2001 г. намечалось запустить идентичный ему «Эрос-А2» (запуск был отодвинут на 2002 г.), а со второй четверти 2002 г. по четвертую четверть 2004 г. — шесть более крупных спутников «Эрос В1» ÷ «Эрос В6», камеры которых способны снимать полосу шириной 16 км с резолюцией 0,82 м и качеством 20 000 пикселей на линию.

Спутник «двойного назначения» «Amos» создан по инициативе израильской фирмы «General Satellite», образованной в 1982 г. В ноябре 1984 г. она впервые заявила о намерении запустить спутник связи. Спутник построен заводом МАБАТ. Ряд систем поставлены фран-

цузской фирмой «Alcatel Espase» (ретрансляторы), немецкой фирмой DASA (объединяет «Dornier» (энергосистемы) и MBB), а также компанией «Barnes Engineering».

Спутник имеет размеры 2 × 2 × 1,5 м (2,3 × 1,5 × 1,5, по другим данным) и оснащен двумя солнечными батареями с размахом панелей 10 м. Спутник стабилизирован в трёх плоскостях. Срок его жизни 10—11 лет. Вес спутника на рабочей орбите —996 кг, и он предназначен для ретрансляции теле- и радиопередач, а также цифровой информации. Для этого он оснащен семью основными и двумя запасными 30-киловаттными приемопередатчиками (частота 10,95—14,5 МГц).

Ретрансляторы покрывают территорию площадью 0,75 млн кв. км, при этом спутник ориентирован так, что обеспечивает ретрансляцию с Ближнего Востока и Восточной Европы.

Разработка и строительство спутника стоили 190 (или 200) млн долларов, запуск — 30 млн, страховка — 28 млн (в июле 1993 г. правительство Израиля предоставило 100-миллионные гарантии на кредиты под проект, 77,4 млн долларов были собраны у иностранных участников проекта). Планируемые доходы за 10 лет эксплуатации — 350 млн долларов.

16 мая 1996 г. ИСЗ «Амос» был запущен совместно с итальянским спутником на геостационарную орбиту РН Ариан с космодрома Куру. Спутник успешно проработал 12 лет.

В феврале 1996 г. правительство Венгрии заказало IAI спутник «Ceres», взаимозаменяемый с «Амос», но имеющий 16 ретрансляторов. Временно венгерская фирма «Антенна Венгрия» купила четверть мощности одного из ретрансляторов «Амос».

17 января 2002 г. было объявлено, что руководство IAI заключило контракт на 250 млн долларов с фирмой «Гонконг саттелайт Такнолоджи» (HKSTG) на изготовление двух спутников HKSAT на базе «Амос». Спутники рассчитаны на 12-летний жизненный срок и снабжены 20-киловаттными ретрансляторами. HKSAT-1 позже получил название «Амос-2». В начале 2003 г. его хотели запустить китайской ракетой-носителем, но из-за каких-то «игр» он был запущен на геоцентрическую орбиту 28 декабря 2003 г. с космодрома Байконур. Вес «Амоса-2» 1,4 т, расчётное время работы — 12 лет. Следу-

ющий спутник — «Амос-3» — запустили 28 апреля 2008 г. и тоже с Байконура.

В 1998—2006 гг. в Израиле разрабатывалась ракета-носитель воздушного старта, предназначенная для выведения на низкую околоземную орбиту спутников весом до 100 кг.

Подобный носитель проектировался государственной компанией «Рафаль» на базе гиперзвуковой (М = 6) баллистической ракеты-мишени «Анкор Шахор» («Черный воробей»), предназначенной для испытаний израильской системы ПРО «Хетц» («Стрела») в условиях, максимально приближенных к боевым.

Сравнительно небольшая (длина её — 4,82 м, диаметр — 52,6 см и стартовый вес — 1275 кг) и недорогая ракета, запускаемая с самолётов F-4, F-111, F-15 и B-52, способна имитировать тактические баллистические ракеты стран — противников Израиля.

По словам главы фирмы «Рафаль» Якоба Торена, «ракета-носитель воздушного запуска "Aurora" — "расширенный" вариант существующей ракеты "Анкор Шахор". У нас есть не только технология, но и базовый аппарат со средствами управления, электроникой и двигателями. Ракета несколько крупнее "Черного воробья" и будет иметь более мощный двигатель».

Несколько слов стоит сказать о новейших спутниках Израиля.

«Eros C3» (Earth Resources Observation Systems C3) — израильский электронно-оптический спутник наблюдения — спутник дистанционного зондирования Земли — с высоким разрешением. Предназначен для получения изображений с разрешением в 30 см в панхроматическом режиме и разрешением в 60 см в мультиспектральном режиме с полосой обзора примерно 12,5 км. Спутник является гражданским, тем не менее его услуги при необходимости может покупать и Армия обороны Израиля.

«Runner-1» — многоцелевой спутник дистанционного зондирования Земли. Позволяет выполнять цветную видеосъёмку качества HD и высококачественное чёрно-белое и цветное фотографирование. Режимы съёмки — пятнами, полосками, мозаика, стереоскопическая, видео). Вид сканирования — просмотр и укладка.

«Runner-1» оснащен 35-сантиметровым телескопом, способным получать полноцветные изображения и видео с разрешением на земле

## Данные израильских ИСЗ по состоянию на июнь 2023 г.

| Спутник | Назначение | Результат | Дата запуска | Дата падения | Ракетоноситель | Космодром | Время витка, минут | Высота, км | Наклон,° | Масса спутника, кг |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Шавит | метеорология | успешно | 05.07.1961 | ? | Шавит | Акко, Израиль | ? | ? | ? | ? |
| Ofeq 1 | эксперимент | успешно | 19.09.1988 | 14.01.1989 | Шавит | Пальмахим, Израиль | 98.8 | 250/1,149 | 142.9 | 155 |
| Ofeq 2 | эксперимент | успешно | 03.04.1990 | 09.07.1990 | Шавит | Пальмахим, Израиль | 88.5 | 149/251 | 143.2 | 160 |
| Техсат-Гурвин-1 | научный | запуск неудачен | 28.03.1995 | 28.03.1995 | «Старт» | Плесецк, РФ | — | — | — | 50 |
| Ofeq 3 | фоторазведка | успешно | 05.04.1995 | 24.10.2000 | Шавит-1 | Пальмахим, Израиль | 94.5 | 366/694 | 143.4 | 189 |
| Амос-1 | связь | успешно | 16.05.1996 | на Орбите | Ариан-44L | Куру, Французская Гвиана | 1,436.1 | 35,773/35,800 | 0.0 | 996 |
| Ofeq 4 | разведка | запуск неудачен | 22.01.1998 | 22.01.1998 | Шавит-1 | Пальмахим, Израиль | — | — | — | ? |
| Техсат-Гурвин-2 | научный | успешно | 10.07.1998 | На Орбите | «Зенит-2» | Байконур, Казахстан | 101.3 | 817/819 | 98.8 | 50 |
| EROS-A1 | телесъёмка | успешно | 05.12.2000 | На Орбите | «Старт-1» | Свободный, РФ | 94.6 | 488/503 | 97.3 | 240 |
| Ofeq 5 | разведка | успешно | 28.05.2002 | На Орбите | Шавит-1 | Пальмахим, Израиль | 95.9 | 370/757 | 143.5 | 300 |
| Амос-2 | связь | успешно | 27.12.2003 | 02.04. 2017 | Союз-ФГ | Байконур, Казахстан | 1,436.1 | 35,780/35,806 | 0.0 | 1370 |
| Ofeq 6 | фоторазведка | запуск неудачен | 06.09.2004 | 06.09.2004 | Шавит-1 | Пальмахим, Израиль | — | — | — | 300 |
| Sloshsat-FLEVO | научный | успешно | 12.02.2005 | На Орбите? | Ariane 5ECA | Куру, Французская Гвиана | 631,19 | 35,726 | 6.7 | 129 |

| Спутник | Назначение | Результат | Дата запуска | Дата падения | Ракетоноситель | Космодром | Время витка, минут | Высота, км | Наклон,° | Масса спутника, кг |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| EROS B | телесъёмка | успешно | 25.04.2006 | На Орбите | «Старт-1» | Свободный, РФ | 94.8 | 505/514 | 97.3 | 350 |
| Ofeq 7 | фоторазведка | успешно | 10.06.2007 | На Орбите | Шавит-1 | Пальмахим, Израиль | 93.8 | 340/576 | 141.8 | 300 |
| TecSar | радиолокационная разведка | успешно | 21.01.2008 | На Орбите | PSLV-CA | Шрихарикота, Индия | 94.5 | 405/580 | 41.0 | 260 |
| Амос-3 | связь | успешно | 28.04.2008 | На Орбите | Зенит-3SLB | Байконур, Казахстан | 1,436.1 | 35,784/35,788 | 0.0 | 1250 |
| RISAT-2 | разведывательный | успешно | 20.04.2009 | На Орбите | PSLV-CA | Шрихарикота, Индия | ? | ? | 41,21 | 300 |
| Ofeq 9 | разведка | успешно | 22.06.2010 | На Орбите | Шавит-2 | Пальмахим, Израиль | ? | ? | ? | 300 |
| Амос-5 | связь | успешно | 11.12.2011 | 21.11.2015 | Зенит-3SLB | Байконур, Казахстан | ? | ? | ? | 1800 |
| Амос-4 | связ | успешно | 31.08.2013 | На Орбите | Зенит-3SLB | Байконур, Казахстан | ? | 35888 | ? | 4250 |
| Ofeq 10 | разведка | успешно | 09.04.2014 | На Орбите | Шавит-2 | Пальмахим, Израиль | ? | ? | ? | 400 |
| Духифат-1 | Научный | успешно | 20.06.2014 | На Орбите (?) | РС-20 («Днепр») | Ясный, Россия | ? | 600 | ? | 0,86 |
| Амос-6 | Коммерческий | Запуск неудачен | 01.09.2016 | — | Falcon-9 v1.1 | Канаверал, США | — | — | — | 5500 |
| Ofeq 11 | Разведывательный | успешно | 13.09.2016 | На Орбите | Шавит-2 | Пальмахим, Израиль | 90 | 400 | ? | 380 |
| BGU Sat | Научный | успешно | 15.02.2017 | На Орбите | PSLV-C37 | Шрихарикота, Индия | ? | 500 | ? | 5 |
| DIDO-2 | Медицинский научный | успешно | 15.02.2017 | На Орбите | PSLV-C37 | Шрихарикота, Индия | ? | 500 | ? | 4 |

| Спутник | Назначение | Результат | Дата запуска | Дата падения | Ракетоноситель | Космодром | Время витка, минут | Высота, км | Наклон,° | Масса спутника, кг |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| PEASSS | Научный | успешно | 15.02.2017 | На Орбите? | PSLV-XL | Шрихарикота, Индия | ? | 500 | ? | 4 |
| Духифат-2 | Научный | успешно | 18.04.2017 | На Орбите (?) | Atlas V | Канаверал, США | ? | 400 | ? | 2 |
| OPSAT-3000 | Разведывательной | успешно | 02.08.2017 | На Орбите | Vega | Куру, Французская Гвиана | ? | ? | ? | 368 |
| VENμS | Научный | успешно | 02.08.2017 | На Орбите | Vega | Куру, Французская Гвиана | ? | ? | ? | 265 |
| Beresheet | Научный | успешно | 22.02.2019 | 12.03.2019 | Falcon 9 | мыс Канаверал, США | — | — | — | 585 |
| NSLSat-1 | Связи | успешно | 05.07.2019 | На Орбите | Союз-2.1б | Восточный, Россия | ? | 550? | ? | 3? |
| Амос-17 | Связи | успешно | 07.08.2019 | На Орбите | Falcon 9 | Канаверал, США | ? | ? | ? | 5500 |
| Духифат-3 | Научный | успешно | 18.12.2019 | На Орбите | Polar Satellite | Сатиша Дхавана, Индия | ? | ? | ? | 2,3 |
| NANOVA | Связи | успешно | 18.12.2019 | На Орбите | Polar Satellite | Сатиша Дхавана, Индия | ? | ? | ? | 5 |
| Ofeq 16 | Разведывательный | успешно | 06.07.2020 | На Орбите | Шавит-2 | Пальмахим, Израиль | ? | ? | ? | ? |
| DIDO-3 | Научный | успешно | 03.09.2020 | На Орбите | Vega | Куру, Французская Гвиана | ? | ? | ? | 2,4 |
| SATLLA-1 | Научный | успешно | 03.10.2020 | На Орбите | Cygnus NG-14 | ? | ? | ? | ? | 1 |
| TAU-SAT1 | Научный | успешно | 20.02.2021 | На Орбите? | Antares-230+ | Уоллопс, Виргиния, США | ? | ? | ? | 2,5 |

| Спутник | Назначение | Результат | Дата запуска | Дата падения | Ракетоноси-тель | Космодром | Время витка, минут | Высота, км | Наклон,° | Масса спут-ника, кг |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Adelis-SAMSON | Научный | успешно | 20.03.2021 | На Орбите | Союз-2.1а | Байканур | ? | ? | ? | 8 |
| TauSat-3 | Научный | успешно | 21.12.2021 | На Орбите? | Falcon 9 | космодром Кеннеди во Флориде | ? | ? | ? | 1 |
| Tevel 1,..., 8 | Научный | успешно | 13.01.2022 | На Орбите | Falcon 9 | Канаверал | ? | ? | ? | 1 |
| SATTLA 2A, 2B | Научный | успешно | 13.01.2022 | На Орбите | Falcon 9 | Канаверал | ? | ? | ? | ? |
| ? | Научный? | успешно | 10.09.2022 | На Орбите | Falcon 9 | космодром Кеннеди во Флориде | ? | ? | ? | ? |
| Eros C3 | разведыва-тельный | успешно | 29.12.2022 | На Орбите | Falcon 9 | Вандерберг | ? | ? | ? | 400 |
| TauSat-2[ | Научный | успешно | 03.01.2023 | На Орбите | Falcon 9 | Мыс Кана-верал | ? | 550 | ? | ? |
| NSLSat-2[ | Мониторинг | успешно | 03.01.2023 | На Орбите | Falcon 9 | Мыс Кана-верал | ? | ? | ? | ? |
| Офек-13[ | разведыва-тельный | успешно | 29.03.2023 | На Орбите | Шавит-2 | Пальмахим, Израиль | ? | ? | ? | ? |
| RUNNER-1 | Разведка | успешно | 12.06.2023 | На Орбите | Falcon 9 | Ванденберг | ? | 86 | ? | ? |
| Satlla-2I | Научный | успешно | 12.06.2023 | На Орбите | Falcon 9 | Ванденберг | ? | ? | ? | ? |
| AYRIS-1 | Разведка | успешно | 12.06.2023 | На Орбите | Falcon 9 | Ванденберг | ? | ? | ? | ? |
| AYRIS-2 | Разведка | успешно | 12.06.2023 | На Орбите | Falcon 9 | Ванденберг | ? | ? | ? | ? |

71 см и шириной полосы обзора 5,6 км в спектральных диапазонах от 400 до 670 нм.

«Ayris 1», «Ayris 2» — спутники радиотехнической разведки, способные выполнять различные задачи, например осуществлять обнаружение радиоизлучающих средств в заданном районе, обнаружение кораблей, не сообщающих свои координаты в систему AIS (Automatic Identification System), обнаружение РЛС (если известны их рабочие частоты) и пр. Затем эти подозрительные объекты можно сфотографировать, применяя спутники видео или РЛС разведки.

# Раздел II
# КОСМИЧЕСКОЕ ОРУЖИЕ

## Глава 1
## ОПЕРАЦИЯ «АРГУС»

Первый в истории высотный ядерный взрыв произвели американцы 1 августа 1958 г. над островом Джонстон в Тихом океане. Стартовав с построенной на острове пусковой установки, армейская баллистическая ракета PGM-11A «Redstone» (серийный № CC-50) подняла ядерный заряд типа W-39 на высоту 76,8 км. Заряд имел мощность 3,8 Мт, но, по-видимому, был настроен на половинную мощность (1,9 Мт). Из-за неполадки носителя взрыв произошел непосредственно над островом, а не в 32 км в стороне, как планировалось. Испытание носило кодовое наименование «Teak».

12 августа аналогичный заряд был поднят ракетой № CC-51 и подорван на высоте 42,98 км (испытание проходило под кодом «Orange»). Эти высотные взрывы мощных термоядерных зарядов проводились в рамках программы создания противоракетных систем и имели целью проверку эффективности таких зарядов в ПРО. Оба взрыва были частью операции «Newsreel».

Почти сразу после этих двух взрывов американцы приступили к проведению сверхсекретной операции «Аргус». Основной целью проведения этой операции являлось изучение влияния поражающих факторов ядерного взрыва, произведенного в условиях космического пространства, на земные радиолокаторы, системы связи и электронную аппаратуру спутников и баллистических ракет. По крайней мере, так ныне утверждают американские военные. Но это скорее были попутные эксперименты. А главная задача была в испытании ядерных зарядов. Кроме того, предполагалось изучить взаимодействие радиоактивных изотопов плутония, высвобождавшихся во время взрыва, с магнитным полем Земли.

Отправной точкой проведения эксперимента стала довольно эксцентричная по тем временам теория, выдвинутая сотрудником Радиационной лаборатории Лоуренса Николасом Кристофилосом. Он предположил, что наибольший военный эффект от ядерных взрывов в космосе может быть достигнут в результате создания искусственных радиационных поясов Земли, аналогичных естественным радиационным поясам (поясам Ван Аллена).

И действительно, проведённый эксперимент подтвердил выдвинутую теорию, и искусственные пояса действительно возникали после взрывов. Их обнаружили приборы американского научно-исследовательского спутника «Эксплорер-4», что позволило впоследствии говорить об операции «Аргус», как о самом масштабном научном эксперименте, который когда-либо проводился в мире.

В качестве места проведения операции была выбрана южная часть Атлантического океана между 35° и 55° ю. ш., что обуславливалось конфигурацией магнитного поля, которое в этом районе наиболее близко расположено к поверхности Земли и которое могло сыграть роль своеобразной ловушки, захватывая заряженные частицы, образованные взрывом, и удерживая их в поле. Да и высота полёта ракет позволяла доставить ядерный боеприпас только в эту область магнитного поля. Кроме того, удаленность от традиционных морских путей позволяла янки надеяться на сохранение испытаний в секрете.

Для осуществления взрывов в космосе были использованы ядерные заряды типа W-25 мощностью 1,7 кт, разработанные для неуправляемой ракеты «Джин» класса «воздух — воздух». Вес самого заряда составлял 98,9 кг. Конструктивно он был выполнен в виде обтекаемого цилиндра длиной 65,5 см и диаметром 44,2 см. До операции «Аргус» заряд W-25 испытывался трижды и продемонстрировал свою надежность. Кроме того, во всех трёх испытаниях мощность взрыва соответствовала номинальной, что было важно при проведении эксперимента.

В качестве средства доставки ядерного заряда была использована модифицированная баллистическая ракета X-17A, разработанная компанией «Локхид». Её длина с боевым зарядом составляла 13 м, диаметр — 2,1 м.

Для проведения эксперимента была сформирован отряд из девяти кораблей 2-го флота США, действовавшая под обозначением совершенно секретной оперативной группы № 88.

Для запуска ракет было использовано опытовое судно AVM-1 «Нортон-Саунд» полным водоизмещением 15 тыс. т. В 1945 г. оно было введено в строй в качестве плавбазы для гидросамолётов. Но к началу 1950-х гг. его переделали в плавучий стенд для испытаний ракет. На нем испытывали множество ракетных комплексов, включая «Регулус», «Полярис» и «Иджис».

«Нортон-Саунд» крейсировал в районе Фолклендских островов. Первое испытание было проведено 27 августа 1958 г. Точное время пуска ракеты, как и во время двух последующих экспериментов, неизвестно. Но, учитывая скорость и высоту полёта ракеты, можно ориентировочно считать, что старт состоялся в интервале от 5 до 10 минут до времени взрыва, которое известно. Первый ядерный взрыв в космосе произошел в 2 ч. 28 мин. по Гринвичу 27 августа на высоте 161 км над точкой земной поверхности с координатами 38,5° ю. ш. и 11,5° з. д., в 1800 км юго-западнее южноафриканского порта Кейптаун.

Через три дня, 30 августа, в 3 ч. 18 мин. второй ядерный взрыв был произведен на высоте 292 км над точкой земной поверхности с координатами 49,5° ю. ш. и 8,2° з. д.

Последний, третий взрыв в рамках операции «Аргус» произошел 6 сентября в 22 ч. 13 мин. на высоте 750 км (по другим данным — 467 км) над точкой земной поверхности 48,5° ю. ш. и 9,7° з. д. Это самый высотный из космических ядерных взрывов за всю недолгую историю таких экспериментов.

Любопытно, что все взрывы в рамках операции «Аргус» являлись лишь частью проводимых экспериментов. Их сопровождали многочисленные пуски геофизических ракет с измерительной аппаратурой, которые проводились американскими учеными из различных районов земного шара непосредственно перед взрывами и спустя некоторое время после них.

Так, 27 августа были проведены пуски четырёх ракет — ракеты «Джэйсон» № 1909 с мыса Канаверал в штате Флорида; двух ракет «Джэйсон» — № 1914 и № 1917 — с базы ВВС США «Рамей» в Пуэрто-Рико; ракеты «Джэйсон» № 1913 с полигона Уоллопс в штате Вир-

джиния. А 30—31 августа с тех же самых стартовых позиций были запущены уже девять ракет. Правда, взрыв 6 января пусками не сопровождался, но наблюдения за ионосферой велись с помощью метеорологических зондов.

Советские специалисты смогли получить информацию о первом из американских космических взрывов. В день испытания, 27 августа, с полигона Капустин Яр были проведены пуски трёх геофизических ракет: одной Р-2А и двух Р-5А. Измерительной аппаратуре, установленной на ракетах, удалось зафиксировать аномалии в магнитном поле Земли.

Судя по всему, советская разведка заранее оповестила правительство о подготовке американцами испытаний ядерного оружия в космосе.

Вскоре об американских тайных испытаниях было написано в газете «Известия». Вслед за этим, 19 марта 1959 г., газета «Нью-Йорк таймс» опубликовала статью, в которой во всех подробностях было рассказано о том, чем занимались американские военные в южной части Атлантики.

Летом 1962 г. американцы решили провести новые ядерные взрывы в космосе. В ходе операции «Фишбоул» предполагалось провести взрыв ядерного заряда W-49 мощностью 1,4 Мт на высоте около 400 км. Этот эксперимент проходил у американских военных под кодовым наименованием «Старфиш» («Звездная рыба»).

Операция началась с неудачи. Состоявшийся 20 июня с площадки LE1 атолла Джонсон в Тихом океане пуск баллистической ракеты «Тор» (серийный № 193) был аварийным — на 59-й секунде полёта произошло отключение двигателя ракеты. Офицер, отвечающий за безопасность полёта, через шесть секунд отправил на борт команду, которая привела в действие механизм ликвидации. На высоте 10—11 км ракета была взорвана. Заряд взрывчатого вещества разрушил боеголовку без приведения в действие ядерного устройства. Часть обломков упала обратно на атолл Джонстон, другая часть — на расположенный неподалеку атолл Сэнд. Авария привела к небольшому радиоактивному заражению местности.

9 июля был проведён следующий старт «Тора», который нес боевую часть типа W-49 мощностью 1,45 Мгт. Взрыв был произведен на высоте 399 км. Сияние «рукотворного солнца» видели на острове

Уэйк на расстоянии 2200 км, на атолле Кваджалейн (2600 км) и даже в Новой Зеландии, в 7000 км к югу от Джонстона.

И на сей раз советская разведка оказалась в курсе дел со «Старфишем». На охоту за «Морской звездой» 28 мая 1962 г. отправился военный спутник специального назначения «Космос-5». КА был создан специалистами ОКБ-1, которое возглавлял С.П. Королев. Вес спутника составлял около 280 кг. Бортовое оборудование должно было определить степень воздействия ядерных взрывов на радиационные пояса Земли.

«Космос-5» был выведен на вытянутую орбиту (192—1578 км) ракетой-носителем «Космос» с полигона Капустин Яр. В космосе «Космос-5» проработал 340 дней. 3 мая 1963 г. он сошел с орбиты и сгорел в плотных слоях земной атмосферы. В ходе своего полёта спутник успел «увидеть» не только взрыв «Морской звезды-I», из-за которого, собственно, и смог появиться на свет, но и ряд других испытаний: американские «Checkmate» (20 октября), «Bluegill 3 Prime» (26 октября), «Kingfish» (1 ноября), «Tightrope» (4 ноября), советские «К-3» (22 октября), «К-4» (28 октября) и «К-5» (1 ноября). Все поставленные перед «Космос-5» задачи были успешно выполнены. Собранные данные позволили предусмотреть меры защиты бортового оборудования перспективных космических аппаратов.

Рассмотрев последствия ядерных взрывов в космосе, ученые обеих сверхдержав пришли к одинаковому выводу — это страшное оружие, применение которого равно создаст проблемы для обеих сторон.

В 2001 г. Управление обороны Пентагона по снижению угрозы (Defense Threat Reduce Agency, DTRA) попыталось оценить возможные последствия испытаний для низкоорбитальных спутников. Результаты оказались неутешительные: одного небольшого ядерного заряда (от 10 до 20 килотонн — как бомба, сброшенная на Хиросиму), взорванного на высоте от 125 до 300 км, «достаточно, чтобы на несколько недель или даже месяцев вывести из строя все спутники, не имеющие специальной защиты от радиации». Специалист по физике плазмы из Мэрилендского университета Денис Пападопулос имел иное мнение: «10-килотонная ядерная бомба, взорванная на специально рассчитанной высоте, может привести к потере 90 % всех низкоорбитальных спутников примерно на месяц».

Согласно отчёту управления, в некоторых точках околоземного пространства в результате высотного ядерного взрыва уровень радиации может увеличиться на 3—4 порядка и оставаться повышенным в течение двух лет. Все спутники, оказавшиеся в зоне с повышенным фоном, будут накапливать радиацию гораздо быстрее, чем предполагалось при проектировании, что значительно снизит быстродействие электроники и приведет к росту потребления энергии. Вероятно, в первую очередь откажет система ориентации или связи, и спутники уже не смогут выполнять свои задачи или их срок службы значительно сократится. К тому же высокий уровень радиации помешает запуску ремонтных бригад. «Пилотируемые космические полёты должны быть прекращены на год или более, пока уровень радиации не снизится», — отмечается в отчёте. Подсчитано, что издержки на замену аппаратуры, выведенной из строя последствиями высотного ядерного взрыва, составят более 100 млрд долларов. Это, не считая общих экономических потерь от утраты возможностей, предоставляемых космической техникой!

Пентагон уже несколько десятилетий разрабатывает программу защиты своих космических аппаратов. Многие военные спутники были переведены на высокие орбиты, считающиеся относительно безопасными в случае ядерного взрыва. На некоторые спутники установили специальные экраны, защищающие электронику от радиации, по сути, это фарадеевы клетки — замкнутые металлические оболочки, не пропускающие внутрь внешнее электромагнитное поле. (Обычно чувствительные элементы спутника окружают оболочкой из алюминия толщиной от 1 мм до 1 см.)

«Если сегодня противник взорвет ядерную бомбу в космосе, то США не смогут полностью избежать последствий этого взрыва. Однако в будущем, похоже, это станет возможным. Грэг Гине (Greg Ginet), руководитель проекта исследовательской лаборатории военно-воздушных сил, утверждает, что можно ликвидировать радиацию "быстрее, чем природа сама справится с возникшей проблемой". В рамках проекта, финансируемого Управлением перспективного планирования оборонных научно-исследовательских работ США (Defense Advanced Research Project Agency, DARPA), сейчас изучается вопрос, могут ли искусственно созданные радиоволны очень низкой частоты способствовать "выдуванию" радиации из областей, где проходят низкие орбиты.

Теоретически можно создать группировки специальных спутников, которые бы генерировали низкочастотные радиоволны в непосредственной близости от радиационных поясов. Поэтому DARPA совместно с военно-воздушными силами проводит эксперименты с низкочастотными излучателями в рамках проекта HAARP (High Frequency Active Auroral Research Program — Программа активного высокочастотного исследования авроральной области) в местечке Гакона на Аляске. В HAARP ученые изучают активные образования в ионосфере и то, как можно искусственно управлять их свойствами. Проект предполагает исследования в области технологий связи с подводными лодками и другими объектами, находящимися под земной поверхностью»[1].

22 ноября 2005 г. американская газета «The Washington Times» опубликовала статью, где говорилось, что США в высокой степени уязвимы для электромагнитного импульса (ЭМИ), который образуется при подрыве ядерного боезаряда в космосе.

В книге «На военные рельсы: десять мер, которые должна принять Америка, чтобы выжить и победить в войне за свободный мир» («War Footing: 10 Steps America Must Take to Prevail in the War for the Free World») сказано, что один-единственный ядерный заряд, доставленный баллистической ракетой и взорванный над территорией США на высоте нескольких сотен миль, стал бы «катастрофой для страны», так как вывел бы из строя все сети и объекты инфраструктуры, в которых используется электрическая энергия, включая компьютеры и телекоммуникационные системы.

«Это самая серьезная единичная угроза для нации и, безусловно, наименее известная», — сказал президент Центра политики безопасности Фрэнк Гаффни-младший, в прошлом высокопоставленный сотрудник Пентагона и один из основных авторов вышеупомянутой книги, которая включает в себя работы 34 специалистов по вопросам безопасности и разведки.

В книге утверждается, что ЭМИ ядерного взрыва воздействует на объекты рентгеновским и гамма-излучением в виде трёх обособлен-

[1] Материалы сайта http://www.gradremstroy.ru/news/yadernye-vzryvy-v-kosmose.html

ных последовательностей импульсов, оказывающих все более сильный разрушительный эффект, для ликвидации последствий которого потребуются многие месяцы и даже годы. Повреждения незащищенных электронных систем будут необратимыми.

Опасности ЭМИ ядерного взрыва были недавно подчеркнуты в докладе специальной комиссии Конгресса США, который не привлек особенного внимания общественности, поскольку считается, что использование в будущем ЭМИ ядерного взрыва уникально для государств-изгоев вроде Северной Кореи и Ирана или некоторых других врагов Америки, в частности, «Аль-Каиды».

Из документов, которые были найдены на объектах, использовавшихся террористами в Афганистане, известно, что «Аль-Каида» стремится к обладанию ядерным оружием.

Эта организация могла бы использовать грузовое судно для запуска баллистической ракеты малой дальности над территорией США, сказано в вышеупомянутой книге, где попутно отмечается, что Северная Корея продает свой вариант ракеты «Scud», созданной на базе советской ракеты 8К14 примерно за 100 тысяч долларов США.

На недавних переговорах по северокорейской ядерной программе в Пекине Северная Корея угрожала экспортом своего ядерного оружия, а Иран уже испытал пуск ракеты «Scud» с борта судна.

Нападение с использованием ЭМИ ядерного взрыва разрушило бы национальную электрическую систему, незащищенные компьютеры и все устройства, в которых имеются микрочипы, от медицинских приборов до военных систем связи, а также вывело бы из строя электронные системы автомобилей, самолётов и все те системы, которые используются банковскими и финансовыми структурами и аварийно-спасательными службами.

«Нападение с использованием ЭМИ ядерного взрыва потенциально представляет собой высокотехнологичный способ для террористов уничтожить миллионы американцев старомодным путем, с помощью голода и болезней», — сказано в книге. «Хотя прямое физическое воздействие ЭМИ ядерного взрыва безвредно для человека, хорошо спланированное и грамотно осуществленное нападение могло бы косвенно погубить больше американцев, чем ядерный боеприпас, подорванный в нашем самом населенном городе».

Северная Корея получает сведения об ЭМИ ядерного взрыва от России, которая, как считается, работает над этой темой уже многие десятилетия. Китай, как сказано в одном недавнем докладе Пентагона, тоже разрабатывает боеприпасы на основе эффекта ЭМИ.

В книге содержится призыв принять десять мер для защиты свободного мира от целого ряда угроз XXI века, включая повышение физической защищенности инфраструктуры США от нападения с использованием ЭМИ ядерного взрыва и противодействие исламскому фашизму посредством идеологических контрпредложений.

Система противоракетной обороны, которую создает США, чтобы оградить себя и своих союзников от атак с использованием ракет дальнего действия, не слишком надежна и, скорее всего, не способна полностью защитить эти страны. Грубо говоря, если против ракеты с ядерной боеголовкой и дистанционным взрывателем применить противоракету, то этим можно спровоцировать высотный ядерный взрыв.

Американские ученые, изучающие последствия ядерных испытаний в космосе, утверждают, что ядерный взрыв в атмосфере создает быстро расширяющееся облако раскаленного газа (плазмоид), которое посылает вовне ударную волну. В то же время оно испускает во всех направлениях чудовищное количество энергии в виде теплового излучения, высокоэнергичных рентгеновских и гамма-квантов, быстрых нейтронов и ионизированных остатков самой ядерной боеголовки. Вблизи Земли атмосфера поглощает излучение, из-за чего воздух нагревается до экстремально высокой температуры. Этого достаточно, чтобы «мягко посадить» ядерное облако на Землю. Молекулы воздуха ослабляют генерацию электромагнитного импульса. Поэтому основные разрушения от ядерного взрыва, произведенного недалеко от поверхности, вызваны ударными волнами, стирающими все с лица Земли, ветрами неимоверной силы и поистине адской жарой.

Высотные ядерные взрывы (обычно более 40 км) сопровождаются совершенно другими эффектами. Поскольку они происходят практически в безвоздушном пространстве, облако плазмы расширяется гораздо быстрее и достигает большего размера, чем это было бы у поверхности, а излучение проникает гораздо дальше.

Специалист по физике плазмы из Мэрилендского университета Денис Пападопулос (K. Dennis Papadopoulos) объясняет, что возника-

ющий при этом сильный электромагнитный импульс имеет сложную структуру. В первые несколько десятков наносекунд около 0,1 % энергии, произведенной взрывом, высвечивается в виде гамма-излучения с энергией квантов от 1 до 3 МэВ (мегаэлектронвольт, единица измерения энергии). Мощный поток гамма-квантов ударяет в земную атмосферу, где они сталкиваются с молекулами воздуха и отрывают от них электроны (отскакивание электрона при столкновении с гамма-квантом физики называют эффектом Комптона). Так образуется лавина комптоновских электронов с энергиями порядка 1 МэВ, которые движутся по спиральным траекториям вдоль силовых линий магнитного поля Земли.

Создающиеся нестабильные электрические поля и токи генерируют на высоте от 30 до 50 км над поверхностью Земли электромагнитное излучение в диапазоне радиочастот от 15 до 250 МГц.

По словам Дениса Пападопулоса, для мегатонной бомбы, взорванной на высоте 200 км, диаметр излучающей области будет примерно 600 км. Высотный ЭМИ может создать разность потенциалов, достаточную, чтобы разрушить любые чувствительные электрические цепи и приборы, находящиеся на земле в пределах прямой видимости. «Но на высокой орбите поле, создаваемое ЭМИ, не так сильно и в целом создает меньше помех», — добавляет он.

Американские ученые утверждают, что по крайней мере 70 % энерговыделения атомной бомбы приходится на электромагнитное излучение в рентгеновском диапазоне, которое, как и сопутствующее ему гамма-излучение и нейтроны с высокой энергией, проникает сквозь все предметы, встречаемые на пути. Энергия излучения уменьшается с расстоянием, поэтому спутники, находящиеся далеко от места взрыва, страдают меньше, чем оказавшиеся поблизости.

«Мягкий рентген» — рентгеновские лучи с низкой энергией, которые также образуются при высотном ядерном взрыве, — не проникает внутрь космического аппарата, но нагревает его оболочку, что может вывести из строя электронную начинку спутника. К тому же мягкий рентген разрушает покрытие солнечных батарей, значительно ухудшая их способность вырабатывать энергию, а также портит оптические поверхности датчиков положения и телескопов. Рентгеновское излучение более высокой энергии, воздействуя на спутник, вызывает

образование потоков электронов, которые приводят к возникновению сильных электрических токов и напряжений, способных попросту сжечь чувствительные электросхемы.

Как считает Денис Пападопулос, ионизованное вещество самой боеголовки вступает во взаимодействие с магнитным полем Земли, которое выталкивается из области радиусом 100—200 км, и его движение приводит к возникновению низкочастотных электрических колебаний. Эти медленно осциллирующие волны отражаются от поверхности Земли и нижних слоев ионосферы, в результате чего эффективно распространяются вокруг земного шара. Несмотря на то, что амплитуда электрического поля невелика (менее милливольта на метр), на больших расстояниях, например, на концах наземных или подводных линий электропередач, может возникнуть значительное напряжение, что вызовет многочисленные пробои в электрических цепях. Именно этот эффект вызвал аварии в электрических и телефонных сетях Гавайев после эксперимента «Морская звезда».

После проявления первых последствий взрыва на сцену выходит сам плазмоид. Это облако энергичных электронов и протонов ускоряется магнитным полем в магнитосфере Земли, в результате естественные радиационные пояса, окружающие планету, увеличатся в размерах. Кроме того, некоторые частицы «убегают» из этих областей и образуют искусственные радиационные пояса в промежутке между естественными.

Денис Пападопулос считает, что серьезной проблемой, возникающей при высотном ядерном взрыве, является то, что диэлектриками накапливается заряд, возникающий из-за обстрела спутника быстрыми электронами с энергией порядка 1 МэВ. Высокоэнергичные электроны проникают сквозь корпус или защитный кожух спутника и, тормозясь, застревают в полупроводниковых электронных элементах и солнечных батареях. Присутствие «чужаков» создает разность потенциалов там, где её быть не должно, что ведёт к разрядке аккумуляторов и возникновению нежелательных токов, приводящих к разрушению системы. При этом, если толщина защитного экрана превышает 1 см, объясняет Денис Пападопулос, то её эффективность снижается, поскольку в этом случае столкновение с высокоэнергичной частицей провоцирует интенсивное электромагнитное тормозное излучение (то есть из-

лучение, возникающее при резком уменьшении скорости заряженной частицы, вызванном столкновением с другим телом).

Ларри Лонгден (Larry Longden) из компании «Maxwell Technologies», производящей защиту для искусственных спутников, утверждает, что на спутнике можно установить датчик, регистрирующий уровень радиации. При превышении допустимого предела сигналом с Земли можно будет выключить бортовой компьютер и подождать, пока снизится фон радиации.

Итак, к настоящему времени самым страшным несмертельным (для человека) оружием являются космические взрывы, способные вывести из строя всё американское оружие, созданное на основе «высоких технологий». Этим ещё раз подтверждается тезис о том, что создание «абсолютного» оружия, против которого нет защиты, невозможно. Вспомним соревнование бронебойного артиллерийского снаряда и брони в 1855—1918 гг.

## Глава 2
## СОВЕТСКИЕ ЯДЕРНЫЕ ВЗРЫВЫ В КОСМОСЕ

4 марта 1961 г. с полигона «А» («Сары Шаган») в районе озера Балхаш была направлена телеграмма Н.С. Хрущёву:

«Докладываем, что 4 марта 1961 г. в районе полигона "А" с ракетного полигона Минобороны [Капустин Яр] была запущена баллистическая ракета Р-12, оснащенная вместо штатной боевой части её весовым макетом в виде стальной плиты весом 500 кг. Цель запуска — проверка функционирования экспериментального комплекса средств ПРО (система "А"). Средствами системы "А" цель была обнаружена на дальности 1500 км после выхода её над горизонтом. По данным радиолокатора "Дунай-2" центральная вычислительная машина построила и непрерывно уточняла траекторию цели, выдавала целеуказания радиолокаторам точного наведения, рассчитала и выдала на пусковые установки углы предстартовых разворотов, рассчитала момент пуска. По команде ЭВМ был произведен пуск противоракеты В-1000 с пусковой установки № 1. Полёт противоракеты и наведение её на цель проходили нормально, в соответствии с боевым алгоритмом. На высоте 25 км по команде с земли от ЭВМ был произведен подрыв осколочно-

фугасной боевой части противоракеты, после чего, по данным кинофоторегистрации, головная часть ракеты начала разваливаться на кусочки. Службами полигона ведутся поиски упавших на землю остатков головной части Р-12. Таким образом, впервые в отечественной и мировой практике продемонстрировано поражение средствами ПРО головной части баллистической ракеты на траектории её полёта. Испытания системы "А" продолжаются по намеченной программе».

Так, 4 марта 1961 г. средствами экспериментальной системы «А» был осуществлен первый в мире перехват головной части баллистической ракеты.

Комплексные испытания системы «А» доказали возможность перехвата и поражения баллистической ракеты. Но при этом встал вопрос: будут ли работать радиолокационные средства ПРО в условиях взрыва спецзарядов своих противоракет? Одновременно надо было решить вопрос о возможном подавлении нашей ПРО вероятным противником путем предварительного взрыва специальной боевой части над местом расположения средств ПРО.

Для получения надежных данных по поражающему действию высотных ядерных взрывов высшими инстанциями было решено провести серию таких взрывов при пусках баллистических ракет с ядерными зарядами с полигона Капустин Яр в район полигона Сары-Шаган, где была расположена система «А».

Планирование операции «К», то есть проведение серии взрывов в космосе, было начато задолго до старта антиракеты В-1000 4 марта 1961 г. Их подготовкой и проведением занималась Государственная комиссия под председательством заместителя министра обороны СССР, генерал-полковника Александра Васильевича Герасимова. Научным руководителем экспериментов был назначен академик АН СССР Александр Николаевич Щукин.

Задачи операции «К» заключались в определении:

— поражающего действия ядерного взрыва на головную часть баллистической ракеты;

— воздействия ядерного взрыва на атмосферу;

— воздействия ядерного взрыва и возмущений в атмосфере на работу радиотехнических средств системы «А» и на процесс наведения антиракеты В-1000 на цель.

Первые взрывы, имевшие обозначения «К-1» и «К-2», были проведены в течение всего одних суток — 27 октября 1961 г. Оба боеприпаса мощностью 1,2 кт были доставлены к местам взрыва (над центром опытной системы «А» на полигоне Сары-Шаган) баллистическими ракетами Р-12 (8К63), запущенными с полигона Капустин Яр. Первый взрыв был произведен на высоте около 300 км, а второй — на высоте около 150 км.

Поскольку все документы, связанные с операцией «К», до сих пор имеют гриф «совершенно секретно», автор вынужден ссылаться лишь на воспоминания очевидцев и участников.

Главный конструктор системы противоракетной обороны (системы «А») Григорий Васильевич Кисунько в своей книге «Секретная зона» писал: «Во всех указанных экспериментах высотные ядерные взрывы не вызывали каких-либо нарушений в функционировании "стрельбовой радиоэлектроники" системы "А": радиолокаторов точного наведения, радиолиний визирования противоракет, радиолинии передачи команд на борт противоракеты, бортовой аппаратуры стабилизации и управления полётом противоракеты.

После захвата цели по целеуказаниям от РАС обнаружения "Дунай-2" вся стрельбовая часть системы "А" четко срабатывала в штатном режиме вплоть до перехвата цели противоракетой "В-1000" — как и в отсутствие ядерного взрыва.

Совсем другая картина наблюдалась на РАС обнаружения метрового радиодиапазона "Дунай-2" и особенно ЦСО-П: после ядерного взрыва они ослеплялись помехами от ионизированных образований, возникавших в результате взрыва»[1].

А вот воспоминания Бориса Евсеевича Чертока, находившегося 1 ноября 1962 г. на полигоне Байконур: «1 ноября [1962 г.] был ясный холодный день, дул сильный северный ветер.

На старте шла подготовка к вечернему пуску. Я забежал после обеда в домик, включил приемник, убедился в его исправности по всем диапазонам. В 14 часов 10 минут вышел на воздух из домика и стал ждать условного времени.

В 14 часов 15 минут при ярком солнце на северо-востоке вспыхнуло второе солнце. Это был ядерный взрыв в стратосфере — испы-

---

[1] *Кисунько Г.В.* Секретная зона. М.: Современник, 1996.

тание ядерного оружия под шифром "К-5". Вспышка длилась доли секунды. Взрыв ядерного заряда ракеты "Р-12" на высоте 60 километров проводился для проверки возможности прекращения всех видов радиосвязи. По карте до места взрыва было километров 500. Вернувшись быстро к приемнику, я убедился в эффективности ядерного эксперимента. На всех диапазонах стояла полнейшая тишина. Связь восстановилась только через час с небольшим».

Говоря о советских ядерных взрывах в космосе, стоит упомянуть о проекте Е-3, предполагавшем доставку на Луну и подрыв на её поверхности атомного заряда.

Автором проекта Е-3 был советский физик-ядерщик академик Яков Борисович Зельдович. Основная цель проекта — доказать всему миру, что советская станция достигла поверхности Луны. Зельдович рассуждал следующим образом.

Сама по себе станция очень мала, и её падение на лунную поверхность не сможет зафиксировать ни один земной астроном.

Даже если начинить станцию взрывчаткой, то и такой взрыв никто на Земле не заметит. А вот если взорвать на лунной поверхности атомную бомбу, то это увидит весь мир, и ни у кого больше не возникнет вопросов или сомнений.

Несмотря на многочисленных противников проекта Е-3, он все же был детально проработан, и в ОКБ-1 даже изготовили макет станции с ядерной боеголовкой. Контейнер с зарядом, как морская мина, был весь утыкан штырями взрывателей, чтобы гарантировать взрыв при любой ориентации станции в момент соприкосновения с поверхностью Луны.

Но макетом дело и закончилось. Уже на стадии эскизного проектирования ставились вполне резонные вопросы о безопасности такого пуска. Никто не брался гарантировать стопроцентную надежность доставки заряда на Луну. Если бы ракета-носитель потерпела аварию на участках работы 1-й или 2-й ступеней, то контейнер с ядерной бомбой свалился бы на территорию СССР. Если бы не сработала 3-я ступень, то падение могло бы произойти на территории других стран.

В конце концов от проекта Е-3 отказались. Причем первым предложил это сделать сам инициатор идеи — академик Зельдович.

Позже индекс Е-3 присвоили проекту, предусматривавшему фотографирование обратной стороны Луны с большим разрешением, чем

это сделала станция «Луна-3». Были осуществлены два пуска — 15 и 19 апреля 1960 г. Оба они закончились авариями, и больше пусков в рамках проекта не производилось.

В ходе операций «К-3», «К-4» и «К-5» 22 октября, 28 октября и 1 ноября 1962 г. спецзаряды мощностью в 300 кт были подорваны на высотах, соответственно, 300, 150 и 80 км.

Замечу, что время проведения испытания «К-3» было выбрано не случайно. За двое суток до взрыва с полигона Капустин Яр был запущен искусственный спутник Земли типа ДС-А1 (псевдоним «Космос-11»), предназначенный для исследования излучений, возникающих при ядерных взрывах на больших высотах, в широком диапазоне энергий и эффективностей, отработки методов и средств обнаружения высотных ядерных взрывов и получения других данных. Информация, которую собирались получить и получили советские ученые от этого спутника, оказалась крайне важной для разработки систем вооружения следующих поколений.

Кроме того, этот взрыв в космосе можно было рассматривать и как демонстрацию советской мощи в ходе «Карибского кризиса».

Программа эксперимента «К-3» была значительно шире, чем проведённые за год до этого испытания. Кроме двух баллистических ракет Р-12 и противоракет полигона в Сары-Шагане предполагалось задействовать ряд геофизических и метеорологических ракет, а также межконтинентальную баллистическую ракету Р-9 (8К75), запуск которой должен был состояться с 13-й пусковой установки полигона Тюра-Там в рамках 2-го этапа ЛКИ. Головная часть этой ракеты должна была пройти максимально близко к эпицентру взрыва. При этом предполагалось исследовать надежность радиосвязи аппаратуры системы радиоуправления, оценить точность измерения параметров движения и определить влияние ядерного взрыва на уровень принимаемых сигналов на входе бортовых и наземных приемных устройств системы радиоуправления.

Но пуск Р-9 в тот день оказался неудачным. Через 2,4 секунды после старта разрушилась 1-я камера сгорания 1-й ступени, и ракета упала в 20 м от стартового стола, серьезно его повредив.

Четвертый ядерный взрыв в рамках операции «К» был проведён 28 октября 1962 г. По сценарию этот эксперимент совпадал с преды-

дущим, с той разницей, что Р-9 должна была стартовать с опытной наземной пусковой установки № 5. Старт Р-12 с ядерной боеголовкой произошел в 4 ч. 30 мин. по Гринвичу с полигона Капустин Яр. А спустя 11 минут на высоте 150 км была проведена детонация ядерного устройства. Система «А» отработала без замечаний.

А вот пуск Р-9 с полигона Тюра-Там вновь окончился аварией. Ракета оторвалась от стартового стола в 4 ч. 37 мин. 17 сек. по Гринвичу, но успела подняться на высоту всего 20 м, когда вышла из строя 2-я камера сгорания двигательной установки 1-й ступени. Ракета осела и упала на пусковую установку, столб пламени взметнулся высоко в небо. Таким образом, всего за шесть дней серьезные повреждения получили две пусковые установки для Р-9. Больше в испытаниях их не использовали.

А теперь дадим слово техническому руководителю испытаний по средствам «А» генералу Н.К. Остапенко: «Проведение испытаний проходило в условиях жесточайшей секретности. Достаточно сказать, что сформированная мною в Москве исследовательская экспедиция из ведущего состава ИТР по всем технологическим средствам "А" из 393-х участников (только по нашей головной организации), не считая кооперации, была перепроверена КГБ с замечаниями на замену отдельных сотрудников. По каким соображениям — мне не было известно, так как все сотрудники ОКБ-30 имели "вторую" и "первую" формы допусков. Перепроверка проходила через заместителя начальника ОКБ-30 по режиму — полковника госбезопасности Петра Алексеевича Драликова.

За время проведения операции "К" выполнено пять подрывов СБЧ (ЯБЧ) различной мощности на разных высотах. Каждый эксперимент проводился в условиях старта двух баллистических ракет Р-12 с пусковых столов полигона Капустин-Яр с разрывом в старте 0,15—0,3 секунды с таким условием, чтобы вторая баллистическая ракета Р-12 практически шла по той же траектории, что и первая, а её головная часть, несущая датчики поражающего действия, регистрировала бы параметры ядерного взрыва боевого заряда первой ракеты, укомплектованной СБЧ.

Задача средств "А" состояла в том, чтобы на фоне ядерного взрыва первой ГЧ обнаружить и сопровождать вторую БР, произвести наведе-

ние и перехват её головной части противоракетой В-1000 "А" в телеметрическом варианте. Высота подрыва СБЧ мощностью 1,2 кт в операциях "К1" и "К2" — 300 и 150 км, в операциях "К3", "К4", "К5" — 300, 150, 80 километров при значительно больших мощностях СБЧ, чем в первых двух операциях.

В операциях участвовали перевозимые радиолокационные станции различных частотных диапазонов и назначений, связная, электронная аппаратура, сосредоточенные вдоль трассы полёта БР вблизи эпицентра подрыва СБЧ. В этом же районе были размещены представители живой природы. По траектории полёта работали ионосферные станции, проводились пуски метеозондов, геофизических ракет.

Успешное проведение этих операций имело громадное научное и прикладное значение для широкого спектра научных направлений и техники, включая военный аспект. В момент подрыва СБЧ на всех радиотехнических и связных средствах "А" прослушивался мгновенный треск (щелчок) за счёт наводок на схемную часть радиотехнических и электронных схем без фиксации разовых сбоев.

После подрыва СБЧ станция дальнего обнаружения "Дунай-2" метрового диапазона была ослеплена ионизированными образованиями на время двадцать минут (для РЛС ЦСОП — намного больше). Этот факт заставил создателей боевой ПРО перевести РЛС дальнего обнаружения в дециметровый диапазон...

После проведения первого подрыва СБЧ в операции "К1" весь людской состав, участвовавший в эксперименте, был задержан в объектовых зданиях системы на 2—4 часа без права выхода наружу. Этот подрыв произвел на всех жителей Приозерска незабываемое впечатление. Выпустили нас только к началу ночи.

У зданий КПП объекта 40 собралось более двухсот представителей промышленности и офицерского состава. Каждый смотрел на удивительную картину ночного необычно яркого звездного неба, по которому от запада, где находился эпицентр подрыва СБЧ, на восток протянулись 24 ровных, четких, напоминающих инверсионный след от высотного реактивного самолёта, полосы цвета электрик. Нас окружила зловещая тишина. Вся жизнь военного городка Приозерска замерла. С полуострова не доносился обычный лай собак. Становилось как-то жутко, будто мы попали на другую нежилую территорию...

Через одиннадцать дней был произведен второй эксперимент с подрывом СБЧ на высоте 150 километров с тем же ядерным зарядом. На последующих операциях: "К-3", "К-4", "К-5" —будет увеличиваться заряд ЯВ от операции к операции. После работы мы вновь вышли поздней ночью и вновь люди вели себя так же, как и в ночь первого ядерного взрыва. Небо было таким же полосатым, зловеще красивым, необыкновенным»[1].

В июне 1963 г. США предложили заключить соглашение о запрете на проведение ядерных взрывов в трёх средах: в атмосфере, в космосе и под водой. Это предложение советское руководство практически сразу приняло. Договор был подписан в Москве 5 августа 1963 г. министрами иностранных дел СССР, США и Великобритании.

На этом история взрывов в космическом пространстве завершилась, по крайней мере до декабря 2009 г.

## Глава 3
## ВОДОРОДНАЯ БОМБА НА ОРБИТЕ (ГЛОБАЛЬНЫЕ РАКЕТЫ)

Германский генерал Вальтер Дорнбергер, участвовавший в создании ракет Фау-1 и Фау-2, после 1945 г. работал в США. Там в 1948 г. он разработал проект размещения атомной бомбы на искусственном спутнике Земли. По сигналу с наземного пункта управления включалась ракетная тормозная установка, и ядерный заряд мог поразить любую цель на планете.

В сентябре 1952 г. во время Корейской войны был опубликован проект боевой орбитальной станции, состоящей из пилотируемого командного поста и обращающегося по той же орбите хранилища ядерных боезарядов. При приближении к цели по команде со станции боеголовки с летящего впереди «арсенала» должны были тормозиться и входить в атмосферу, после чего догоняющая их станция осуществляла бы точное радионаведение зарядов на цель.

В Конгрессе США концепция ядерных бомбардировочных спутников не вызвала большого энтузиазма. Она вяло обсуждалась не-

[1] Щит России: системы противоракетной обороны / Коллектив авторов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. С. 187—188, 190.

сколько лет, и оживление наметилось только в 1960 г. в контексте дебатов о ракетном отставании от СССР.

Но на этом этапе целесообразность создания систем орбитальной бомбардировки пришлось определять, сравнивая их уже не с дальними бомбардировщиками, а с межконтинентальными баллистическими ракетами.

Основным преимуществом орбитальных бомб было минимальное время достижения цели после схода с орбиты. Если МБР для полёта на межконтинентальную дальность требуется 30—40 минут, орбитальная боевая часть упала бы на Землю через 5—6 минут после тормозного импульса. С другой стороны, ракета может быть в любой момент нацелена в любую точку, тогда как орбитальная бомба способна поразить лишь ту цель, которая в настоящее время находится на трассе её полёта. Отсутствие маневренности головных частей в атмосфере означало, что поражение произвольной цели могло бы требовать часов или даже дней. Система, таким образом, оказывалась более пригодной для нанесения спланированного первого удара, чем для акции возмездия.

Орбитальные боевые части уступали МБР и по точности попадания ввиду большей погрешности определения их местоположения по сравнению с ракетой в фиксированной пусковой установке. С другой стороны, предвычислимость их орбитального движения и конструктивная незащищенность делала их более уязвимой мишенью. К тому же система, несущая боевое дежурство на орбите, менее надежна, чем поддающаяся обслуживанию наземная.

Что касается критерия «эффективность — стоимость», то по американским подсчётам на начало 1960-х гг. создание системы орбитальных боевых частей обойдется в 20 раз дороже аналогичного по возможностям соединения МБР, что стало наиболее веским аргументом в пользу отказа от такой системы. В итоге американцы не стали тратить деньги для создания орбитальных боевых частей.

Советское же руководство всерьез заинтересовалось созданием орбитальных боевых частей, которые в пропагандистских целях назвали у нас «глобальными ракетами».

Работы по созданию глобальной ракеты ГР-1 были начаты в ОКБ-1 согласно постановлению Совмина от 24 сентября 1962 г. Этим постановлением задавалось создание:

— межконтинентальной баллистической ракеты 9К713, способной доставить на дальность 12 000 км моноблочный спецзаряд мощностью свыше 5 МГт;

— глобальной ракеты 11А513, способной вывести на околоземную орбиту (близкую к круговой) боеголовку со спецзарядом 2,2 МГт, которая после нескольких витков вокруг Земли могла поразить цель в любой точке земного шара;

— противоспутниковой ракеты 8К513, способной поражать спутники на низких орбитах.

Ракета проектировалась трёхступенчатой и должна была иметь следующие габариты:

— длина полная — 35,305—36,5 м;

— длина без головной части — 33,9 м;

— максимальный диаметр корпуса — 2,85 м;

— стартовый вес — 117 т.

Дальность стрельбы ГР-1 предполагалась 40 000 км, а точность: по дальности 5000 м; по боковому отклонению 3000 м.

На первой ступени должен был быть установлен четырёхкамерный жидкостный ракетный двигатель замкнутого цикла НК-9 (разработчик — ОКБ- 276; главный конструктор — Н.Д. Кузнецов). Двигатель имел тягу в пустоте 152 т и тягу у Земли 147 т.

Создание глобальных ракет, движущихся по низким траекториям ИСЗ (до 150 км) существенно снижало эффективность средств ПРО.

С конца 1950-х гг. в США разрабатывались противоракетные комплексы, системы управления которых, используя законы механики выдавали параметры траектории полёта неманеврируюшей головной части, указывали координаты намеченной цели, обеспечивали достаточное время для обнаружения головной части (ГЧ) и позволяли вести эффективную борьбу с ними.

Известные к началу 1960-х гг. способы защиты ГЧ (ложные цели, увод корпуса ракеты и др.) полностью не решали задачу прорыва ГЧ к цели. Радикальным решением, существенно снижающим эффективность средств ПРО противника в борьбе с ГЧ, являлось движение ракет не по баллистическим, а по низким орбитальным (глобальным) траекториям при высоте орбиты порядка 150 км с последующим выводом ГЧ на цель путем её торможения в заданной точке орбиты.

Меньшая уязвимость ГЧ обеспечивалась за счёт того, что на низких высотах полёта ракеты и ГЧ дальность обнаружения ГЧ средствами ПРО противника уменьшалась до 500—600 км против 4000—8000 км для баллистических траекторий, а время для поражения ГЧ сокращалось до 2 минут вместо 12—15 минут.

Недостатком поражения конкретных целей с помощью глобальных ракет является меньшая точность вывода ГЧ на цель. Этот недостаток удалось в значительной мере преодолеть путем введения в состав головной части устройства, названного регулятором движения головной части.

Это устройство представляло собой коническую юбку, закрепленную в хвостовой части ГЧ и игравшую роль дополнительного аэродинамического сопротивления. Габариты этой юбки выбирались такими, чтобы при её наличии обеспечивалась точность по дальности при перелете, а при её отсутствии — при недолете. Это позволяло обеспечить повышение точности за счёт отстрела регулятора движения головной части в определенный момент полёта ГЧ после торможения по нисходящей траектории, рассчитываемый автоматической системой управления, и реализовать выполнение тактико-технических требований.

Возможность стрельбы глобальными ракетами в прямом и противоположном направлениях по отношению к цели требовала от противника создания круговых средств ПРО.

Проведенные в 1961—1964 гг. в ОКБ-1 проектно-исследовательские работы показали возможность создания трёхступенчатой глобальной ракеты на базе двигательных установок разрабатывавшейся ракеты 8К77 (модификации ракеты Р-9) для первой и второй ступеней и двигательной установки С1.5400 на третьей ступени ракеты. Дальнейшая модификация двигателя С1.5400 была использована на разгонном блоке ДМ (двигатель 11Д58).

По глобальной ракете, получившей при разработке обозначение ГР-1 (8К713), была выпущена конструкторская и эксплуатационная документация.

Ракета ГР-1 при стартовом весе 117 т была способна нести спецзаряд с тротиловым эквивалентом 2,2 Мгт на неограниченную дальность и обеспечивать точность до ± 5 км по дальности и до ±3 км по

боковому отклонению. Эксплуатационные особенности трёхступенчатой ракеты ГР-1 аналогичны таковым для ракеты Р-9.

К 1962 г. были созданы стендовые ракеты ГР-1, началась их наземная экспериментальная отработка, велось изготовление образцов для лётных испытаний, два из которых неоднократно провозились по Красной площади во время военных парадов. Но из-за трудностей в ОКБ-276 с отработкой двигателя НК-9 конструкции Н.Д. Кузнецова для первой ступени ГР-1 в серию не пошли.

Для ракеты ГР-1 можно было в принципе использовать те же стартовые позиции и наземное оборудование, что создавались для ракеты Р-9. Однако специально для ГР-1 на Байконуре был создан стартовый комплекс с полной автоматизацией предстартовых операций на площадке № 51, вблизи от стартовой площадки ракеты Р-7. Особенностью стартовой подготовки этой ракеты было то, что она комплектовалась контейнером, выполняющим функции транспортного контейнера, стартового стакана и служащим для прокладки заправочных и других коммуникаций связи верхних ступеней с наземным оборудованием.

Одновременно на базе ракеты ГР-1 велась разработка ракеты 8К513, предназначенной для уничтожения боевых спутников противника на их рабочих орбитах. Эта работа закончилась выпуском технического предложения, до производства таких ракет дело не дошло.

В 1964 г. работы по ГР-1 и 8К513 были прекращены, якобы «исходя из принятых СССР международных обязательств по неиспользованию космического пространства для размещения в нем оружия».

Действительно, 17 октября 1963 г. Генеральная Ассамблея ООН приняла резолюцию № 1884, призывающую все нации воздержаться от выведения на орбиты вокруг Земли или размещения в космосе ядерных вооружений или любых других видов оружия массового уничтожения. Заместитель министра обороны США Росуэлл Джилпатрик ещё в сентябре 1962 г. заявил, что США «не имеют программы размещения какого-либо оружия массового уничтожения на орбите... Нет сомнения, что США или СССР могли бы поместить термоядерное оружие на орбиту, но такое действие просто не является рациональной военной стратегией ни для одной из сторон в обозримом будущем».

Советский Союз энергично поддержал идею запрета вывода в космос ядерного оружия, но сам активно продолжал работы по созданию глобальных ракет.

Дело в том, что сама возможности применения глобальных ракет оказывала сильное психологическое воздействие на политиков Запада, не говоря уж об обывателях. Ещё в августе 1961 г., принимая в Кремле космонавта Германа Титова, Н.С. Хрущёв говорил, обращаясь к Западу: «У вас нет 50- или 100-мегатонных бомб, у нас есть бомбы мощностью свыше 100 мегатонн. Мы вывели в космос Гагарина и Титова, но мы можем заменить их другим грузом и направить его в любое место на Земле».

Это заявление было чистейшей воды пропагандой. Ведь, чтобы посадить «Востоки» в заранее заданную точку, приходилось задействовать все средства командно-измерительного комплекса. Да и, как мы сейчас знаем, советские космонавты зачастую приземлялись в нескольких сотнях километров от заданной точки.

Тем не менее слова дорогого Никиты Сергеевича произвели огромное впечатление в Европе и США.

15 марта 1962 г. Хрущёв заявил, что «мы можем запускать ракеты не только через Северный полюс, но и в противоположном направлении тоже... Глобальные ракеты могут лететь со стороны океана или с других направлений, где оповещающее оборудование не может быть установлено». Через неделю генерал-лейтенант В. Ларионов писал в газете «Красная звезда»: «Военная стратегия признает, что космическое оружие станет основным средством решения стратегических задач».

В феврале 1963 г. главком ракетных войск стратегического назначения (РВСН) маршал Бирюзов утверждал, что «сейчас стало возможным по команде с Земли запускать ракеты со спутников в любое заданное время и из любой точки траектории спутника». Маршал если и лукавил, то совсем немного. На тот момент уже вовсю шли работы над глобальными ракетами новой конструкции.

На базе МБР УР-200 Челомеем был создан проект глобальной ракеты УР-200А (8К83) с крылатой (маневрирующей) боевой частью. Глобальная ракета 8К83 создавалась на базе двухступенчатой баллистической ракеты УР-200 (8К81), созданной в филиале № 1 ОКБ-52, то есть в Филях.

Ракета 8К83 должна была выводить на низкую орбиту 150—160 км маневрирующую боевую часть АБ-200. После одного-двух витков АБ-200 входила в атмосферу и при подходе к цели производила маневр в горизонтальной и вертикальной плоскостях за счёт аэродинамических органов управления.

Благодаря этому боевая часть АБ-200 становилась практически неуязвимой даже для перспективных средств ПРО и могла поражать точечные цели.

Однако после девяти пусков (с 4 ноября 1963 г. по 20 октября 1964 г.) все работы над УР-200 были прекращены.

16 апреля 1962 г. было принято постановление Совмина «О создании образцов межконтинентальных баллистических и глобальных ракет». Им предусматривалось создание МБР Р-36 с началом лётно-конструкторских испытаний в IV квартале 1963 г. и проект Р-36-О (орбитальный) с началом лётно-конструкторских испытаний в III квартале 1964 г. В декабре 1962 г. был закончен эскизный проект орбитального варианта ракеты Р-36-О (8К69).

14 декабря 1965 г. ТАСС оповестил об испытаниях «варианта системы приземления космических аппаратов», при которых «некоторые элементы ракет-носителей» будут падать в указанный район Тихого океана. На самом же деле речь шла о начале лётно-конструкторских испытаний глобальной (орбитальной) ракеты Р-36-О (8К69).

К этому времени лётно-конструкторские испытания межконтинентальной баллистической ракеты Р-36 (8К67) с самой мощной в мире моноблочной головной частью 8Ф675 ещё не были завершены, но в декабре 1965 г. на заводе № 586 (Южный машиностроительный завод) было начато серийное производство МБР Р-36.

Главным отличием 8К69 от 8К67 было наличие третьей ступени. Для обеспечения безопасности пусков, кроме традиционной системы аварийного подрыва ракеты (АПР) в случае аномального полёта на активном участке траектории, на 8К69 была введена ещё одна система — аварийной ликвидации боевого блока (АЛБ), которая представляла собой программно-временное устройство, срабатывавшее, если тормозная двигательная установка не «спустила» вовремя боевой блок с круговой орбиты в нужный район.

Об испытаниях орбитальной ракеты рассказал член Госкомиссии Анатолий Веселовский: «Декабрь 1965. Первый пуск — подарок к Новому году.

Разгонные ступени вывели на круговую орбиту космическую ступень. Ждем по времени снижения и прихода ББ [боевой блок] на полигоне. Постоянная связь по ЗАС с "финишем". Время вышло, начальник Камчатского полигона, полковник Карчевский, сообщает: "Объект видели, прошел над нами в сторону Северной Америки". Тонких помрачнел: "Только этого не хватало, чтобы приземлился где-нибудь в Америке!" В это время штабной офицер бордо обратился: "Товарищ генерал-лейтенант, разрешите дать добро на сообщение ТАСС!" — "Да вы с ума сошли, ничего никому не передавать!" Сообщил в РВСН, высказал свои сомнения, подождав ещё с полчаса, поехали в гостиницу. Вдруг вечером "Голос Америки" передает: "Русские, по-видимому, отрабатывают новую систему противоракетной обороны: сегодня был выведен объект на круговую орбиту, затем подорван, и теперь 28 кусков, образовавшихся после взрыва, продолжают путь на круговой орбите"»[1].

Второй пуск 8К69 оказался также аварийным, но только на активном участке. Перед третьим пуском при заправке орбитальной ступени самопроизвольно отскочил заправочный штуцер. Вытекшее горючее самовоспламенилось при контакте с воздухом. Начался пожар. Взорвалось взрывчатое вещество в спецзаряде, но особых повреждений на пусковой установке не было.

В ходе следующего пуска ракета нормально ушла со старта, но по телеметрии получили информацию, что вторая ступень взорвана. Анализ показал, что газогенератор второй ступени, который обеспечивал работу питающей установки гидроприводов рулевых машинок (исполнительные устройства рулей, предназначенные для стабилизации полёта ракеты), после значительного превышения допустимого давления взорвался.

Головная часть её, если и уцелела после взрыва 2-й ступени, упала в горном районе Северной Монголии, «куда не ступала нога человека». Искать её даже не стали.

---

[1] *Веселовский А.В.* Ядерный щит. Записки испытателя ядерного оружия. Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2003. С. 144.

17 сентября 1956 г. с Байконура был проведён пятый пуск Р-36-О. Сеть зарубежных станций слежения зафиксировала более 100 обломков на орбите с наклонением 49,6° в диапазоне высот от 250 до 1300 км. Новое для Байконура наклонение могло быть объяснено использованием носителя нового типа, а распределение обломков позволяло предположить, что они представляют собой останки предпоследней ступени на низкой околоземной орбите, последней ступени на вытянутой эллиптической орбите и, может быть, отдельно полезной нагрузки, находящейся несколько выше. Подобный двойной или тройной взрыв не мог произойти самопроизвольно, но планировался ли он заранее или был произведен из-за неполадок, остается неизвестным.

Аналогичный запуск состоялся 2 ноября 1966 г., также оставив на орбите более 50 прослеживаемых фрагментов, распределенных по высотам от 500 до 1500 км и свидетельствующих о раздельном подрыве груза, последней и предпоследней ступеней ракеты.

Новая серия запусков 8К69 началась в январе 1967 г. Стартующие с Байконура ракеты выходили на очень низкие орбиты с апогеем около 250 и перигеем 140—150 км и наклонением от 49,6° до 50°. Как обычно, они объявлялись очередными спутниками серии «Космос», но в стандартной формулировке отсутствовало указание периода обращения по орбите. Это сразу было воспринято как свидетельство возвращения груза с орбиты ещё до завершения первого витка.

Всего в течение 1967 г. состоялось 9 успешных пусков орбитальных ракет. Во всех этих запусках трасса полёта пересекала восточную часть Сибири, центральную часть Тихого океана, оконечность Южной Америки и Южную Атлантику и затем через Африку и Средиземноморье возвращалась на территорию СССР, давая возможность после первого витка головной части «спикировать» в районе полигона Капустин Яр.

Поначалу дискуссии завершились 3 ноября 1967 г., когда министр обороны США Роберт Мак-Намара объявил, что эти запуски, по всей видимости, представляют собой испытания советской системы «частично-орбитальной бомбардировки» (Fractional Orbital Bombardment System, сокращенно FOBS), предназначающейся для нанесения ракетного удара по США не по кратчайшей баллистической траектории через Северный полюс, а с наименее ожидаемого и наименее защищенного южного направления.

Заявление Мак-Намары было вызвано запусками 16 и 28 октября 1967 г., состоявшимися уже после вступления в силу Договора о неразмещении оружия массового уничтожения в космосе. Но при этом министр обороны уточнил, что наличие советских ракет не нарушает существующих договоров и резолюций, «поскольку головные части SS-9 находятся на орбите менее одного оборота и на данном этапе отработки, по всей вероятности, не несут ядерных зарядов». МБР SS-99 янки именовали нашу ракету 8К67.

А через три дня после выступления Мак-Намары на параде 7 ноября 1967 г. на Красной площади впервые провезли 8К69. В ходе парадов названия военной техники обычно не упоминались, говорилось лишь о возможностях боевой техники. О 8К69 было заявлено: «...колоссальные ракеты, каждая из которых может доставить к цели ядерные заряды огромной мощности. Ни одна армия в мире не имеет таких зарядов. Эти ракеты могут быть использованы для межконтинентальных и орбитальных запусков».

19 ноября 1968 г. вышло постановление Совмина о принятии на вооружение орбитальной ракеты Р-36-О. Глобальной ракетой был вооружен только один полк. 18 шахтных пусковых установок были построены рядом с полигоном Байконур. Полк ежегодно производил по два пуска ракет 8К69.

В целом пуски были удачны. Однако в декабре орбитальная Р-36-О, названная «Космос-316», была выведена на орбиту с апогеем 1650 км, оставив последнюю и предпоследнюю ступени на орбитах с апогеями 1581 и 920 км соответственно. В отличие от пусков 1966 г. они не были подорваны и сошли с орбиты в результате естественного торможения, причем часть обломков упала на территории США.

Последний запуск по частично-орбитальной траектории состоялся в августе 1971 г.

В ходе подготовки к подписанию договора ОСВ-2 янки настойчиво попросили снять с вооружения советские орбитальные ракеты. В конце концов наша делегация согласилась. С одной стороны, в 1972 г. США ввели в эксплуатацию спутниковую систему раннего оповещения, фиксирующую МБР не на подлете, а уже в момент старта. А с другой стороны, точность попадания глобальных ракет оставляла желать лучшего. В то же время на вооружение 30 декабря 1971 г. был принят

комплекс Р-36М (15А14) с 10 разделяющимися головными частями. 11 августа 1988 г. был принят комплекс Р-36М2 (15А18М), который мог нести до 40 разделяющихся ГЧ, а также по 5 активных или пассивных ложных целей на каждую боевую часть. Радиус разведки боевой части составлял до 3000 км, а КВО боевой части — около 200 м. Вероятность поражения шахты МБР «Минитмен» составляла 0,8.

Естественно, в такой ситуации Р-36-О были уже анахронизмом. Поэтому в заключении в 1979 г. договора ОСВ говорилось, что 12 из 18 сооруженных пусковых установок этих ракет будут ликвидированы, а 6 переоборудованы для испытаний модернизируемых МБР типа Р-36.

В январе 1983 г. постановлением Совмина комплекс Р-36-О (8К69) был официально снят с вооружения. Так закончилась история глобальных ракет.

## Глава 4
## КОСМИЧЕСКИЙ ШТАБ ТЕРМОЯДЕРНОЙ ВОЙНЫ

В 1970-х гг. в США была начата разработка доктрины «Ограниченной ядерной войны». В соответствии с ней ключевые узлы командной системы «Казбек» и линии связи РВСР будут уничтожены первым ударом, а уцелевшие линии связи будут подавлены радиоэлектронными помехами. Таким способом руководство США надеялось избежать ответного ядерного удара.

В ответ в СССР было решено в дополнение к имеющимся каналам связи РСВН создать специальную командную ракету, оснащенную мощным радиопередающим устройством, запускаемую в особый период и подающую команды на пуск всех ракет, находящихся на боевом дежурстве по всей территории СССР. Эта ракета была лишь главной частью большой системы.

Для обеспечения гарантированного выполнения своей роли система была изначально спроектирована как полностью автоматическая и в случае массированной атаки способна принять решение об ответном ударе самостоятельно, без участия (или с минимальным участием) человека. В состав системы входили многочисленные приборы измерения радиации, сейсмических колебаний, она связана с радиоло-

кационными станциями дальнего обнаружения, спутниками раннего предупреждения ракетного нападения и т.д. Существование подобной системы на Западе называют аморальным, однако она является, по сути, единственным фактором сдерживания, дающим реальные гарантии отказа потенциального противника от концепции превентивного сокрушительного удара.

Принцип работы системы «Периметр» следующий. В мирное время основные компоненты системы находятся в дежурном режиме, следя за обстановкой и обрабатывая поступающие с измерительных постов данные. В случае возникновения угрозы широкомасштабного нападения с применением ядерного оружия, подтвержденной данными систем раннего предупреждения о ракетном нападении, система автоматически приводится в боевую готовность и начинает отслеживать оперативную обстановку.

Если сенсорные компоненты системы с достаточной достоверностью подтверждают факт массированного ядерного удара, а сама система на определенное время теряет связь с основными командными узлами РВСН, она инициирует запуск нескольких командных ракет, которые, пролетая над своей территорией, транслируют с помощью установленных на борту мощных радиопередатчиков контрольный сигнал и пусковые коды для всех компонент ядерной триады — шахтных и подвижных пусковых комплексов, атомных подводных ракетных крейсеров и стратегической авиации. Приемная аппаратура как командных пунктов РВСН, так и отдельных пусковых установок, приняв этот сигнал, начинает процесс немедленного запуска баллистических ракет в полностью автоматическом режиме, обеспечивая гарантированный ответный удар по противнику даже в случае гибели всего личного состава.

Разработка специальной командной ракетной системы, получившей название «Периметр», была задана КБ «Южное» постановлением Совмина № 695—227 от 30 августа 1974 г. В качестве базовой ракеты первоначально предполагалось использовать ракету МР-УР100 (15А15), впоследствии остановились на ракете МР-УР100 УТТХ (15А16). Доработанная в части системы управления ракета получила индекс 15А11.

В декабре 1975 г. был выполнен эскизный проект командной ракеты. На ракете устанавливалась специальная головная часть, имевшая

индекс 15Б99, включавшая в себя оригинальную радиотехническую систему разработки ОКБ ЛПИ (Ленинградского политехнического института). Для обеспечения условий её функционирования ГЧ во время полёта должна была иметь постоянную ориентацию в пространстве. Специальная система её успокоения, ориентации и стабилизации была разработана с использованием холодного сжатого газа (учитывая опыт разработки ДУ для специальной ГЧ «Маяк»), что существенно сократило стоимость и сроки её создания и отработки. Изготовление СГЧ 15Б99 было организовано на НПО «Стрела» в Оренбурге.

После наземной отработки новых технических решений в 1979 г. начались лётно-конструкторские испытания командной ракеты. На НИИП-5, на площадках 176 и 181, были введены в строй две экспериментальные шахтные пусковые установки. Кроме того, на площадке 71 был создан специальный командный пункт, оснащённый вновь разработанной уникальной аппаратурой боевого управления для обеспечения дистанционного контроля и пуска командной ракеты по приказам, поступающим от высших звеньев управления РВСН. На специальной технической позиции в корпусе сборки была сооружена экранированная безэховая камера, оборудованная аппаратурой для автономной проверки радиопередатчика.

Лётные испытания ракеты 15А11 проводились под руководством Госкомиссии, возглавляемой первым заместителем начальника Главного штаба РВСН генерал-лейтенантом В.В. Коробушиным.

Первый пуск командной ракеты 15А11 с эквивалентом передатчика прошел успешно 26 декабря 1979 г. Были проверены разработанные сложные алгоритмы сопряжения всех систем, участвовавших в пуске, возможность обеспечения ракетой заданной траектории полёта ГЧ 15Б99 (вершина траектории на высоте около 4000 км, дальность 4500 км), работа всех служебных систем ГЧ в штатном режиме, подтверждена правильность принятых технических решений.

Всего для лётных испытаний было изготовлено 10 ракет. Однако с 1979 г. по 1986 г. проведено только семь пусков.

В ходе испытаний системы были проведены реальные запуски МБР разных типов с боевых объектов по приказам, переданным командной ракетой 15А11 во время полёта. Для этого на пусковых установках этих ракет были смонтированы дополнительные антенны

и установлены приемные устройства системы «Периметр». Позже подобным доработкам подверглись все пусковые установки и командные пункты РВСН. Всего в ходе ЛКИ шесть пусков были признаны успешными, и один — частично успешным.

В связи с успешным ходом испытаний и выполнением поставленных задач Госкомиссия сочла возможным удовлетвориться семью пусками вместо запланированных десяти.

Одновременно с ЛКИ ракеты производились наземные испытания работоспособности всего комплекса в условиях воздействия поражающих факторов ядерного взрыва. Испытания проводились на полигоне Харьковского физико-технического института, в лабораториях ВНИИЭФ (г. Арзамас-16), а также на ядерном испытательном полигоне Новая Земля. Проведенные проверки подтвердили работоспособность аппаратуры при уровнях воздействия поражающих факторов ядерного взрыва, превышающих заданные ТТЗ Министерства обороны СССР.

Помимо этого, в ходе испытаний постановлением Совмина была поставлена задача расширить функции комплекса, с доведением боевых приказов не только до объектов РВСН, но и для атомных ракетных подводных лодок, самолётов дальней и морской ракетоносной авиации на аэродромах и в воздухе, а также пунктов управления РВСН, ВВС и ВМФ.

Летно-конструкторские испытания командной ракеты были завершены в марте 1982 г., и в январе 1985 г. комплекс «Периметр» был поставлен на боевое дежурство.

Данные по системе «Периметр» предельно засекречены. По предположениям отечественных СМИ, «техническая эксплуатация ракет идентична эксплуатации базовой ракеты 15А16. Пусковая установка — шахтная, автоматизированная, высокозащищённая, вероятнее всего типа ОС — модернизированная ПУ ОС-84.

Никаких достоверных сведений о системе нет, однако по косвенным данным можно предположить, что это сложная экспертная система, оснащённая множеством систем связи и датчиков, контролирующих боевую обстановку. Предположительно, система отслеживает наличие и интенсивность переговоров в эфире на военных частотах, получение сигналов телеметрии с постов РВСН, уровень радиации

на поверхности и в окрестностях, регулярное возникновение точечных источников мощного ионизирующего и электромагнитного излучения по ключевым координатам, совпадающих при этом с источниками кратковременных сейсмических возмущений в земной коре (что соответствует картине нанесения множественных наземных ядерных ударов), и, возможно, присутствие на КП живых людей. На основании корреляции этих факторов система, вероятно, и принимает итоговое решение о необходимости ответного удара»[1].

В западной прессе за системой закрепилось название «dead hand» (мертвая рука). Западная пресса окрестила систему «Периметр» аморальной, хотя она была спроектирована исключительно для нанесения ответного удара.

После постановки на боевое дежурство комплекс работал и периодически использовался в ходе командно-штабных учений.

В декабре 1990 г. на вооружение была принята модернизированная система, получившая название «Периметр-РЦ», работавшая вплоть до июня 1995 г., когда в рамках соглашения СНВ-1 комплекс был снят с боевого дежурства. Текущее состояние систем комплекса достоверно неизвестно, предположительно он законсервирован до истечения срока договора СНВ-1, который настанет 9 декабря 2009 г., после чего, возможно, этот уникальный комплекс будет возвращён на боевое дежурство.

## Глава 5
## ПРОТИВОСПУТНИКОВОЕ ОРУЖИЕ США

Первая в истории попытка перехвата ИСЗ была проведена 13 октября 1959 г. в США. В качестве космического перехватчика была использована авиационная баллистическая ракета WS-199B «Болд Орион», созданная фирмой «Мартин».

Ракета имела две ступени с твердотопливной двигательной установкой. Длина ракеты 6 м. Проектная дальность — 3200 км, но в ходе испытаний дальность её стрельбы ни разу не превышала 1600 км.

После двух неудачных попыток ракета «Болд Орион» стартовала с борта стратегического бомбардировщика B-47, летевшего над Атлантикой.

---

[1] Материал из «Википедии».

Мишенью служил спутник «Эксплорер-6», находившийся в тот момент в апогее (около 230 км) и имевший орбитальную скорость 8 км/с. В ходе эксперимента вторая ступень ракеты пролетела в 6 км от спутника.

В мае 1962 г. министр обороны Роберт Макнамара одобрил начало испытаний армией США трёхступенчатых твердотопливных противоракет «Найк-Зевс» («Nike Zeus»), которые планировалось использовать и как противоспутниковые истребители («Программа 505»).

Для этого на противоспутниковый вариант ракеты собирались устанавливать боеголовку с ядерным зарядом. Это, как предполагали американские военные специалисты, существенно снизит требование по точности наведения.

Испытания противоракет «Найк-Зевс», не оснащённых боевой частью, проводились сначала на ракетном полигоне Уайт-Сэндз в штате Нью-Мексико, а затем — на атолле Кваджалейн в западной части Тихого океана. Однако возможности использования «Найк-Зевс» в качестве противоспутникового перехватчика были ограничены максимальной высотой перехвата около 320 км.

12 сентября 1962 г. руководители ВВС представили на рассмотрение министру военно-воздушных сил Юджину Зукерту предварительный план использования баллистических ракет среднего радиуса действия «Тор» в качестве противоспутникового перехватчика. Проект такого перехватчика, получившего название ТАТ, разрабатывался с февраля 1962 г.

Ракета «Тор» (длина 19,8 м, максимальный диаметр 2,4 м, стартовая вес 50 т) обеспечивала намного большие возможности для перехвата, чем «Найк-Зевс». Оснащённые ядерной головной частью ракеты планировалось разместить на острове Джонстон в Тихом океане.

Там в 1962 г. был создан испытательный полигон для проведения высотных ядерных взрывов по программе «Фишбоу» («Fishbowl»).

Специально для системы ТАТ было решено провести взрыв ядерного заряда W-49 мощностью 1,4 Мт на высоте около 400 км.

Испытания начались с неудачи. Состоявшийся 20 июня с площадки LE1 атолла Джонстон в Тихом океане пуск баллистической ракеты «Тор» (серийный № 193) был аварийным — на 59-й секунде полёта произошло отключение двигателя ракеты. Офицер, отвечающий за бе-

зопасность полёта, через шесть секунд отправил на борт команду, которая привела в действие механизм ликвидации. На высоте 10—11 км ракета была взорвана. Заряд взрывчатого вещества разрушил боеголовку без приведения в действие ядерного устройства. Часть обломков упала обратно на атолл Джонстон, другая часть — на расположенный неподалеку атолл Сэнд. Авария привела к небольшому радиоактивному заражению местности.

3 июля при пуске «Тора» с атолла Джонстон на 5-й секунде отказало электрооборудование ракеты, и её взорвали на 10-й секунде полёта по команде с Земли.

9 июля старт прошел успешно. Взрыв выглядел просто потрясающе — ядерное зарево было видно на острове Уэйк на расстоянии 2200 км, на атолле Квадждалейн (2600 км) и даже в Новой Зеландии, в 7000 км к югу от Джонстона!

В отличие от испытаний 1958 г., когда «прогремели» первые ядерные взрывы в космосе, испытание «Старфиш» быстро получило огласку и сопровождалось шумной политической кампанией. За взрывом наблюдали космические средства США и СССР. Так, например, советский спутник «Космос-5», находясь на 1200 км ниже горизонта взрыва, зарегистрировал мгновенный рост интенсивности гамма-излучения на несколько порядков с последующим снижением на два порядка за 100 секунд. После взрыва в магнитосфере Земли возник обширный и мощный радиационный пояс. По крайней мере три спутника, заходившие в него, были повреждены из-за быстрой деградации солнечных батарей. Наличие этого пояса пришлось учитывать при планировании полётов пилотируемых космических кораблей «Восток-3» и «Восток-4» в августе 1962 г. и «Меркурий-8» в октябре того же года. Последствия загрязнения магнитосферы были заметны в течение нескольких лет.

Зато 25 июля 1962 г. янки постигла серьезная неудача. «Тор» с ядерной боевой частью взорвался прямо на стартовой площадке атолла. Не менее трёх месяцев ушло на дезактивацию территории и восстановление стартового комплекса.

В ходе следующего пуска 15 октября 1962 г. ракета «Тор» вышла из-под контроля на 86-й секунде полёта и по команде с Земли была взорвана на 156-й секунде.

20 октября 1962 г. был произведен ядерный взрыв под названием «Чикмэйт». На сей раз использовалась не баллистическая ракета «Тор», а авиационная ракета-мишень ХМ-33 «Струпи», выпущенная с борта бомбардировщика В-52 «Стратофортресс». Данные о мощности взрыва разнятся. Одни источники называют цифру менее 20 кт, а другие — 60 кт. Боевая часть XW-50XI весом 61,5 кг и мощностью 7 кт была взорвана на высоте 147 км в 69 км от атолла Джонстон.

Через 6 дней, 26 октября, ракета «Тор» доставила боевую часть W-50 мощностью 410 кт на высоту 50 км.

Аналогичное испытание под названием «Кингфиш» было проведено 1 ноября 1962 г. Ракета «Тор» доставила заряд W-50 в 410 кт на высоту 97 км в 43 милях от атолла Джонстон.

После взрыва наблюдалось сильное свечение в атмосфере. Была полностью нарушена радиосвязь над всей акваторией Тихого океана в течение трёх часов.

Несколько слов стоит сказать о воздействии космических ядерных взрывов на ИСЗ и головки МБР. В космосе, где воздух практически отсутствует и полностью отсутствует ударная волна, воздействовать на КА и боевые части МБР могут только нейтроны и гамма-лучи. При взрыве термоядерной головной части антиракеты мощностью 1 Мт высвобождается огромная энергия, которая превращает конструкцию антиракеты (а, вернее, её осколки) в плазму с температурой 107° К. Плазменный шар-вспышка и является источником жёстких рентгеновских лучей (гамма-лучи соседствуют по частоте с этими лучами, поэтому деление излучений на виды в процессе взрыва — процесс малоизученный и чисто условный), причем они составляют 67 % всей энергии взрыва. В результате в космосе на удалении 7,2 км рентгеновские лучи доставляют на 1 кв. см площади цели около 419 Дж в одну миллионную долю секунды. Этой энергии достаточно, чтобы часть теплозащитного покрытия головной части испарилась.

Само по себе это не так уж и опасно — ведь ТЗП (теплозащитные покрытия) выполняются с достаточным запасом прочности. Но дело в том, что мгновенное испарение вызывает образование ударной волны, которая, распространяясь по законам физики с большой скоростью в разные стороны, может разрушить (или оторвать от корпуса головной части) теплозащитный слой.

Иногда ударная волна может повреждать сам корпус головной части и даже внутреннюю конструкцию ядерного устройства. Во всех этих случаях функция антиракеты будет выполнена: либо головная часть, лишенная даже части ТЗП, разрушится и сгорит в верхних слоях атмосферы, либо она не сработает в результате повреждения узлов и элементов системы подрыва. В свою очередь нейтронный поток тоже не подарок. Он в состоянии проникнуть через ТЗП и корпус головной части в ядерное взрывчатое вещество, вызывая в нем реакцию деления с образованием большого количества теплоты. При этом ядерный заряд атакующей боеголовки может частично расплавиться и изменить свою первоначальную форму, что полностью исключит в последующем ядерный взрыв над целью. Однако образующийся после ядерного взрыва нейтронный поток теряет свою энергию значительно быстрее, нежели гамма-излучение. Поэтому эффективная дальность его действия (по некоторым зарубежным данным, десятки метров) совершенно исключает промах антиракеты. В то же время имеются сообщения, что и на больших удалениях от головной части МБР он очень опасен. Так, взрыв в космосе термоядерного устройства мощностью в 1 Мт создает поток нейтронов, способный вывести из строя полупроводниковые радиоэлектронные системы головной части на расстоянии 29 км и привести к серьезным неполадкам в них на дальности 100 км.

К февралю 1963 г. разработка перехватчика ТАТ, получившая название «Программа 437», за счёт большей высоты действия была признана лучшей по сравнению с «Программой 505». 8 мая 1963 г. президент Кеннеди утвердил «Программу 437».

Система ТАТ даже по тем временам не отличалась высокой эффективностью. Ракета «Тор» (ТАТ) при пуске с острова Джонстона могла поразить спутник, находящийся от места старта на удалении 2780 км и на высоте по разным источникам от 640 до 1300 км. При этом стартовое окно было всего около 2 секунд. Планировалось держать в боевой готовности два «Тора»: один — основной, второй — резервный. Ракета выводила боеголовку на баллистическую траекторию, проходящую через точку встречи с целью.

По сигналу радиолокатора проводился подрыв ядерной боевой части — в «Программе 437» использовалась боеголовка типа Mk-49 мощностью в 1 мегатонну, имеющая радиус поражения 9 км.

Первый испытательный пуск ракеты «Тор» по «Программе 437» состоялся ночью 14 февраля 1964 г. Макетная боеголовка прошла на расстоянии поражения от цели — корпуса ступени «Эйблстар» ракеты-носителя «Тор-Эйблестар» № 281, выведшей 22 июня 1960 г. на орбиту космический аппарат «Транзит-2А». Пуск был объявлен успешным.

Этими пусками завершилась первая фаза испытаний по «Программе 437», после чего ВВС приняли решение перейти ко второй фазе — приведению системы в рабочее состояние. В рамках этой фазы состоялся третий испытательный пуск. Он прошел удачно, и необходимость в четвёртом испытательном пуске отпала. Предназначавшуюся для него ракету «Тор» было решено использовать для учебно-боевого пуска в рамках программы обучения персонала.

29 мая 1964 г., несмотря на неудачу проведённого накануне учебно-боевого пуска, «Программа 437» была оценена как достигшая начальной оперативной готовности с одной ракетой «Тор» на боевом дежурстве. 10 июня, когда второй «Тор» был поставлен на боевое дежурство, противоспутниковую систему объявили полностью работоспособной. А 20 сентября 1964 г. президент Линдон Джонсон в ходе предвыборного выступления публично сообщил о существовании противоспутниковых систем «Найк-Зевс» и «Тор».

Первоначальный план предусматривал формирование в рамках «Программы 437» трёх подразделений (Combat Crews A, B и C), каждое из которых должно было проводить один учебно-боевой пуск в год. Однако ещё в декабре 1963 г. Министерство обороны сообщило ВВС, что количество ракет «Тор», которые предполагалось передать «Программе 437», сокращено с 16 до 8. В связи с тем, что две ракеты необходимо было держать на атолле Джонстон на боевом дежурстве и две в арсенале на авиабазе Ванденберг, для учебно-боевых пусков оставалось лишь четыре «Тора» до начала 1967 финансового года, когда можно было заказать новые ракеты. Поэтому в 1964—1965 гг. состоялось лишь по одному учебному пуску, а последующий был выполнен только два года спустя.

Сокращение бюджетных ассигнований на «Программу 437» началось в 1969 г. Основных причин этому было две — Минобороны США требовало огромные суммы на войну во Вьетнаме, а эффектив-

ность противоспутниковой системы ТАТ оставляла желать лучшего. Кроме того, по политическим причинам правительство США желало иметь противоспутниковое оружие с неядерной боевой частью.

10 августа 1974 г. Управление «Программы 437» издало директиву о свертывании объектов противоспутниковой системы на острове Джонстона. 1 апреля 1975 г. Минобороны официально закрыло «Программу 437». К концу 1976 г. все оборудование системы ТАТ было демонтировано.

Однако отказ от ТАТ вовсе не означал, что США отказываются от противоспутникового оружия. Наоборот, для перехвата ИСЗ в США стали разрабатывать ракеты-перехватчики воздушного базирования и мощные лазеры.

Авиационный ракетный комплекс перехвата разрабатывался с 1977 г. американскими фирмами «Воут», «Боинг» и «Макдонелл Дуглас».

В состав комплекса входил самолёт-носитель (модернизированный истребитель F-15) и двухступенчатая ракета ASAT. Вес ракеты 1200 кг, длина 6,1 м, диаметр корпуса 0,5 м. Ракета подвешивалась под фюзеляжем самолёта-носителя.

В качестве двигательной установки первой ступени применен ракетный твердотопливный двигатель тягой 4500 кг, второй — твердотопливный двигатель тягой 2720 кг. Полезная нагрузка — малогабаритный самонаводящийся перехватчик MHIV (Miniature Homing Intercept Vehicle) весом 15,4 кг, длиной 460 мм и диаметром около 300 мм.

Наведение ракеты ASAT в расчётную точку пространства после её отделения от самолёта-носителя производилось инерциальной системой, установленной на 2-й ступени.

Перехватчик состоял из нескольких десятков небольших двигателей, инфракрасной системы самонаведения, лазерного гироскопа и бортового компьютера. На его борту не было взрывчатого вещества, поскольку поражение ИСЗ-цели осуществлялось за счёт кинетической энергии при прямом попадании в нее.

К концу работы второй ступени перехватчик раскручивался до 20 оборотов в секунду с помощью специальной платформы. Это необходимо для нормальной работы инфракрасной системы самонаведения и обеспечения стабилизации перехватчика в полёте. К моменту

отделения перехватчика его инфракрасные датчики, ведущие обзор пространства с помощью восьми оптических систем, должны были захватить цель.

ТТДУ перехватчика расположены в два ряда по окружности его корпуса, причем сопла размещаются посредине. Это позволяло MHIV перемещаться вверх, вниз, вправо и влево. Моменты включения в работу двигателей для наведения перехватчика на цель должны быть рассчитаны, чтобы сопла ориентировались в пространстве нужным образом. Для определения ориентации самого перехватчика служил лазерный гироскоп, являвшийся, по сути, высокоточными часами, которые отсчитывали обороты. Принятые инфракрасными датчиками сигналы от цели, а также информация с лазерного гироскопа поступали в бортовой компьютер. Он устанавливал, какой двигатель должен включиться для обеспечения движения перехватчика по направлению к цели. Кроме того, компьютер рассчитывал последовательность включения двигателей, чтобы не нарушалось динамическое равновесие и не началась нутация противоспутниковой ракеты.

Пуск ракеты ASAT с самолёта-носителя предполагалось осуществлять на высотах 15—21 км как в горизонтальном полёте, так и в режиме набора высоты.

Для превращения серийного истребителя F-15 в носитель ASAT требовалась установка специального подфюзеляжного пилона и связного оборудования. В пилоне размещалась небольшая ЭВМ, оборудование для связи самолёта с ракетой, система коммутации, резервная батарея питания и газогенератор, обеспечивающий отделение ASAT.

Вывод самолёта в расчётную точку пуска ракеты предусматривалось производить по командам с центра управления воздушно-космической обороны, которые отображались на дисплее в кабине лётчика. Большинство операций по подготовке к пуску выполняется самолётным компьютером. Задача пилота — выдерживать заданное направление и пуска противоспутниковой ракеты при получении сигнала от ЭВМ в интервале 10—15 с.

Первый пуск экспериментальной ракеты ASAT с самолёта F-15 по условной космической цели был произведен 21 января 1984 г. с авиабазы Ванденберг. Его задачей была проверка надежности функционирования первой и второй ступеней ракеты, а также бортового оборудова-

ния самолёта-носителя. Ракета после запуска на высоте 18 300 м была выведена в заданную точку космического пространства. Вместо малогабаритного перехватчика на борту ракеты устанавливались его весовой макет, а также телеметрическая аппаратура, обеспечивавшая передачу на Землю параметров траектории полёта. Для слежения за противоспутниковой ракетой использовались радиотехнические средства Западного ракетного полигона и оптический пост слежения на Гавайских островах.

Первый перехват реальной цели состоялся 13 сентября 1985 г. Во время испытания ракета была запущена с самолёта F-15 на высоте 10 700—12 000 м (точные данные о высоте в печати не приводились) в сторону исследовательского спутника ВВС США R78—1 весом 907 кг, выведенного в 1979 г. на околоземную орбиту высотой 550 км. Как подтвердила наземная аппаратура, аппарат-перехватчик поразил спутник прямым попаданием, при этом одновременно перестали поступать телеметрические передачи со спутника и аппарата-перехватчика. И хотя ученые Национального центра по исследованию атмосферы подчеркивали важность данных, получаемых со спутника R78-1, представители администрации США считали, что результаты, полученные от испытания ASAT, значительно превышают ценность этих данных.

Тем не менее программа ASAT постоянно подвергалась в США резкой критике. Во-первых, не устраивает её дороговизна. Во-вторых, работы в области СОИ по созданию комплексов лазерного оружия наземного, воздушного и космического базирования полностью перекрывают задачи, стоящие перед ASAT. Таким образом, противоспутниковая система только дублирует, причем в усложненном виде, новое разрабатываемое оружие. В-третьих, возможности системы ASAT слишком ограниченны: первоначальные требования к нему предусматривали обеспечение поражения «...не менее 25 % из 68 спутников противника, находящихся на низких околоземных орбитах».

К середине 1980-х гг. требования к авиационно-ракетной системе ужесточились, однако её возможности явно отставали от растущих потребностей. Критики системы заявляли: «Запускаемое с самолёта противоспутниковое оружие не соответствует современным требованиям Объединенного комитета начальников штабов. В результате

оно не сможет обеспечить уничтожение 122 из 175 спутников (то есть 70 %), представляющих потенциальную угрозу».

В итоге после боевого пуска по спутнику R78—1 Конгресс США запретил дальнейшие испытания системы ASAT. Окончательное решение о прекращении развития программы противоспутниковой системы, рассчитанной на завершение испытаний и оснащение 40 истребителей-бомбардировщиков F-15 ракетами-антиспутниками, принято Конгрессом в 1988 г.

В начале нового тысячелетия в США разрабатывается сразу несколько программ противоспутникового оружия. Так, с середины 1990-х гг. компании «Боинг», «Локхид — Мартин» и TRW разрабатывают системы перехвата космических целей — Space Based Laser (SBL). Как явствует из названия, основным компонентом системы должен быть многотонный спутник, оснащённый мощным лазером и системами его наведения. По мнению американских СМИ, поскольку лазерное излучение распространяется в космосе почти без потерь, то потенциальная дальность действия таких лазеров будет значительной. Таким образом, лазерные комплексы космического базирования позволяют оборонять обширнейшие территории.

Следует заметить, что SBL может использоваться не только для уничтожения ИСЗ, но и для перехвата боевых частей МБР.

В 2002—2006 гг. в США был разработан проект космической платформы противоракетной обороны (Space Bed Test). Этот проект предусматривает создание и совершенствование перехватчика космического базирования, развитие системы связи и управления системой ПРО космического базирования и запуск небольшого количества перехватчиков для проведения испытаний по поражению баллистических раке. В мае 2007 г. Конгресс США полностью исключил ассигнования на нее на 2008 г. в сумме 10 млн долларов, запрошенные президентом Дж. Бушем. Тогда председатель подкомитета по стратегическим силам комитета по делам вооруженных сил палаты представителей Конгресса США, Эллен Ташер (от Демократической партии, 10-й округ Калифорнии) заявила, что подобный «шаг к размещению оружия в космосе навсегда подорвет наши усилия по предотвращению гонки вооружений за пределами атмосферы».

Таким образом, практические действия по размещению перехватчиков космического базирования системы ПРО США были отложены

до 2009 г., на который Дж. Буш опять запросил 10 млн долларов, которые и были выделены. Более того, согласно экспертам Агентства по противоракетной обороне, финансирование программы по созданию космического компонента ПРО должно увеличиться до 100,2 млн долларов к 2012 г., когда эта система и должна начать полноценное функционирование. В 2008 г. 9,97 млн долларов было выделено на программу NFIRS.

В 2005 г. Агентство по ПРО США получило финансовые полномочия от Конгресса на орбитальные испытания космического перехватчика. По техническим причинам космический «снаряд-терминатор» не удалось вовремя установить на борту экспериментального маневрирующего спутника с инфракрасной аппаратурой NFIRE.

24 апреля 2007 г. был запущен первый спутник системы NFIRE, однако сразу после его запуска программа по размещению на нем перехватчика космического базирования была приостановлена. Возобновлена она была уже в 2008 г., когда летом был запущен тестовый спутник, предназначенный для определения неполадок, могущих возникнуть при эксплуатации основного, и сроков запуска следующего спутника, способного уже быть местом базирования перехватчика. В 2008 г. работа в этом направлении шла достаточно активно. Проводились эксперименты по улучшению связи, испытанию спутника в условиях приближенных к космическим.

Ввиду относительной завершенности программы расходы на нее, начиная с 2005 г., постепенно снижаются и в 2008 г. составили 11,78 млн долларов.

В 2008 г. продолжалась активная разработка программы Experimental Satellites Series (XSS) и подготовка к запуску нового спутника серии XSS для сближения и проведения инспекции других космических аппаратов на орбите. Первый микроспутник серии XSS-10 был запущен в 2003 г. и проработал на орбите 24 часа. В настоящее время специалисты ВВС США проводят эксперименты со вторым спутником-инспектором XSS-11 весом 100 кг, запущенным в апреле 2005 г. К концу 2008 г. спутник XSS-11 провел несколько автономных операций по инспекции отработанной ступени ракеты «Минотавр», приближаясь к ней на расстояние от 1,5 км до 300 м. Программа по эксплуатации спутников-инспекторов XSS имеет большое значение для безопасности США,

что подтверждается запланированными расходами на нее в 30 млн долларов в 2009 г., что немного больше, чем в 2008 г. — 28,9 млн долларов, но немного меньше, чем в 2007 г. — 35,1 млн долларов.

В рамках особо секретной программы США создали ракету морского базирования, способную поражать головки МБР и ИСЗ на низких орбитах. Естественно, это принципиально новая ракета, хотя по своим весогабаритным характеристикам она близка к зенитной управляемой ракете «Стандарт-2» корабельной системы «Иджис». Новая ракета получила название «Стандарт-3» (СМ-3) и после определенных переделок (каких именно — ВМФ держит в секрете) ей может оснащён любой из 80 кораблей ВМФ США, имеющих систему «Иджис». Западные СМИ не могут даже решить вопрос о числе ступеней в ракете СМ-3: то ли три, то ли четыре.

Первый корабль, оснащённый системой «Иджис», — крейсер CG-47 «Тикондерога» — вступил в строй ещё в 1983 г. Его полное водоизмещение составляет 9590 т. Вооружение: 92 ЗУР «Стандарт SM-2». Всего в строй введено 27 таких крейсеров (CG-47 ÷ CG-73).

Следующим типом кораблей, оснащённым системой «Иджис», стали эсминцы типа DDG-51 «Эрли Бёрк» полным водоизмещением 8400 т. Головной корабль этого типа вошел в строй в 1991 г. Всего на ноябрь 2009 г. построено 57 таких эсминцев.

В 2006 г. крейсер CG-67 «Шило» («Shiloh») поразил ракетой СМ-3 боеголовку ракеты на высоте 200 км в 250 км к северо-западу от острова Кауан (архипелаг Гавайи). Интересно, что по сведениям западных СМИ наведение на боеголовку осуществлялось с японского эсминца DDG-174 «Киришима» (полное водоизмещение 9490 т; оснащён системой «Иджис»).

Дело в том, что с 2005 г. Япония с помощью США оснащает свой флот антиракетами СМ-3 системы «Иджис».

Первым японским кораблем, оснащённым системой «Иджис» с СМ-3, стал эсминец DDG-177 «Атадо». Он получил антиракеты в самом конце 2007 г.

6 ноября 2006 г. ракетами СМ-3, запущенными с эсминца DDG-70 «Лэйк Эри», был произведен перехват сразу двух боеголовок МБР на высоте около 180 м.

А 21 марта 2008 г. ракета СМ-3 с того же «Лэйк Эри» поразила на высоте 247 км и сбила прямым попаданием американский секретный

спутник L-21 «Радарсат» (официальное обозначение этого секретного космического аппарата USA-193). Спутник размером с большой автобус был выведен на низкую орбиту 14 декабря 2006 г., но вскоре связь с ним прекратилась.

Правительство США приняло решение сбить этот ИСЗ вроде бы из гуманных соображений. Якобы на его борту находилось до 450 кг высокотоксичного топлива — гидразина, и чтобы оное топливо не попало на людей, спутник пришлось уничтожить. Но гидразин физически не мог не сгореть в атмосфере. Да и ряд СМИ утверждают, что на L-21 был не гидразин, а ядерный реактор.

Можно допустить, что янки опасались падения больших фрагментов спутника с секретной аппаратурой на территории России или Китая. Скорей же всего, болтовня о гидразине была операцией прикрытия для испытания США противоспутникового оружия. В пользу этой версии говорит и наличие телеметрической аппаратуры на борту ракеты СМ-3.

ИСЗ L-21 после попадания антиракеты разлетелся более чем на 3 тысячи обломков, размеры которых были не больше футбольного мяча.

Наведение спутника помимо наземных РЛС вели и два корабля, оснащенных системой «Иджис», — эсминцы DDG-73 «Декатур» и «Рассел». Стоимость перехвата обошлась в 60 млн долларов. Стоимость одной ракеты СМ-3 — 10 млн долларов.

Осенью 2009 г. в правящих кругах РФ и официальных СМИ воцарилась эйфория — правительство США отказалось от размещения систем ПРО в Европе, то есть 10 ракет-перехватчиков в Польше и радара в Чехии.

Взамен американцы предполагают развернуть «в водах, омывающих Европу», корабельную систему ПРО на базе «Иджис». На взгляд автора, это сулит многократно большую военную опасность для РФ, чем 10 противоракет в Польше. Хотя в политическом плане размещение антиракет в стране со скандальным и непредсказуемым правительством таило серьезную угрозу как для России, так и для США.

К ноябрю 2009 г. в строю ВМФ США находились 19 кораблей с системами «Иджис» и антиракеты СМ-3. Два таких корабля имеются и у Японии.

США и Япония угрожают сбивать северокорейские МБР и ракеты-носители, выводящие корейские ИСЗ. Специально для этого в японские воды направлены два американских корабля с антиракетами.

С равным успехом янки могут направить свои корабли с антиракетами в Баренцево, Средиземное и даже Черное моря. Замечу, что в сентябре 2008 г. несколько американских кораблей с системой «Иджис» в нарушение конвенции Монтрё заходили в Черное море.

Помимо системы ПРО морского базирования в США создан и ракетоплан-перехватчик ИСЗ, получивший название Х-37 «Кеасат».

В мае 2000 г. с завода корпорации «Боинг» на полигон NASA в космическом центре Dryden Flight Research Center доставили макет экспериментального корабля многоразового использования Х-37. Размеры макета, который получил название Х-40А, составляли 85 % от размеров Х-37. Он доставлен на полигон для проведения очередной серии испытаний. Ранее испытания Х-40А проводились на базе ВВС США Холоман.

Космический перехватчик «KEASat» должен обеспечить выведение из строя КА противника кинетическим воздействием (повреждение антенных систем, прекращение функционирования КА). Ракетоплан-перехватчик Х-37 должен иметь следующие данные: длина 8,38 м, размах крыла 4,57 м, высота 2,76 м. Вес 5,4 кг. Двигатель жидкостный типа «Рокетдайн» AR2—3 с тягой 31 кт.

Третья программа предусматривает исследование возможностей и эффективности поражения КА с помощью высокоэнергетических лазерных установок.

Военное руководство США стремиться создать к 2015 г. с использованием многоразовых КА орбитальную группировку нового поколения носителей и орбитальных средств ведения вооруженной борьбы в космосе и из космоса.

## Глава 6
## СИСТЕМА ПРОТИВОСПУТНИКОВОЙ ОБОРОНЫ СССР

Планы США использовать ИСЗ в военных целях всерьез разозлили Хрущёва. Вспомним, какую шумиху в советских СМИ вызвал полёт Гарри Пауэрса 1 мая 1960 г. А уже через три с небольшим месяца над СССР стал пролетать спутник-фоторазведчик «Дискаверер».

Между тем в ОКБ-52 Челомея уже в 1959 г. началась проработка систем противоспутниковой обороны.

В начале 1960 г. Челомей предложил правительству создать универсальную ракету УР-200 (МБР и ракета-носитель ИСЗ), а также универсальные спутники ИС (истребитель спутников) и УС (управляемый спутник).

Почти одновременно с Челомеем с проектом противоспутниковой обороны в ЦК вышли С.П. Королев, А.И. Микоян и Г.В. Кисунько. Они предложили создать комплекс на базе уже имеющейся ракеты Р-7, противоспутника А.И. Микояна и радиолокационных средств системы «А».

По целому ряду причин, включая, естественно, и лоббирование ОКБ-52 сыном Сергеем, Н.С. Хрущёв выбрал систему Челомея.

23 июня 1960 г. вышло постановление Совмина о разработке аванпроектов ракетно-космического комплекса с универсальной ракетой УР-200, управляемого разведывательного спутника УС и управляемого истребителя спутников ИС. Головным по системе ИС в целом назначалось ОКБ-52, по космическим аппаратам и ракете-носителю УР-200 (8К81) Челомею предоставлялись большие полномочия, право создания филиалов ОКБ, но устанавливались жёсткие сроки.

В соответствии с постановлением Совмина Челомей приступил к созданию спутника-перехватчика ИС, спутника-мишени и ракеты-носителя. Главным конструктором ракеты УР-200 был назначен Д.Ф. Орочко — руководитель филиала № 1 ОКБ-52 (авиазавод № 23 в Филях). Разработка разгонного двигателя КА возлагалась на ОКБ-2 А.М. Исаева, двигателей многоразового включения жёсткой и мягкой стабилизации — ОКБ-300 С.К. Туманского, аппаратуры ориентации и стабилизации — СКБ-36 КБ-1 П.М. Кириллова.

После успешной защиты аванпроекта, 16 марта 1961 г., вышло постановление Совмина о создании систем противоспутниковой обороны ИС и морской разведки и целеуказания УС. Согласно ТТЗ, перехватчики комплекса ИС должны были вести перехват космических объектов на высотах от 120 до 1000 км.

Спутник-перехватчик ИС должен был выходить на орбиту спутника-мишени, захватывать его своей ГСН, подлетать на дистанцию около 100 м и поражать его.

Первоначально ИСы предполагалось использовать только на малых высотах. Проектный вес спутников УС и ИС составлял 2,5 т. Но постепенно вес УСов возрос до 4,1 т, а вес ИСов остался проектным. УСы и ИСы собирались на опытном производстве в подмосковном Реутове.

Задачей спутников ИС являлось прекращение активного функционирования заданного космического объекта-цели (КО-Ц). Подобная задача ставилась впервые в мировой практике, так что для создания системы требовались принципиально новые решения. Необходимо было разработать маневрирующий дистанционно управляемый КА с аппаратурой самонаведения на конечном участке траектории для встречи с целью. Нужно было создать ракету-носитель, пусковые установки, станции дальнего обнаружения космических аппаратов, способные измерять их баллистические параметры для прогнозирования зоны встречи, а также пункты дистанционного управления космическим аппаратом-перехватчиком. (КА-П).

Аванпроект комплекса ИС был выполнен в конце 1961 г., а эскизный проект — в 1962 г. Параллельно с разработкой эскизного проекта выпускалась конструкторская документация, изготавливались и наземно отрабатывались системы космического аппарата-перехватчика.

Космическая ГЧ состояла из собственно КА-П (получившего индекс 5В91), обтекателя и проставки для установки КА на ракету. В состав КА-П вошли:

— приборный контейнер, в котором размещалась система управления с радиолокационной ГСН, система охлаждения и источник питания;

— ДУ с двигателями доразгона, мягкой и жёсткой стабилизации и топливными баками;

— электрооборудование и система телеметрических измерений.

Для спутника-перехватчика спроектировали принципиально новую ДУ, способную многократно запускать ЖРД в космосе, обеспечивавшую надежную подачу топлива как при действии перегрузок, так и в условиях невесомости. Система ЖРД должна была выдавать строго дозированные импульсы тяги при продольных и поперечных маневрах, ориентации и стабилизации космического аппарата. Для разгона и боковых перемещений использовались 6 двигателей А.М. Иса-

ева тягой по 400 кг, для «жёсткой» и «мягкой» стабилизации — микро ЖРД тягой по 16 кг и 1 кг на двухкомпонентном топливе, разработанные под руководством С.К. Туманского.

Разработчики должны были создать два варианта БЧ весом 100 кг и промахом 40—50 м. По первому варианту разрабатывалась БЧ с прожекторным полем поражения (вдогон), по второму варианту — с радиальным разбросом готовых поражающих элементов (по типу БЧ зенитной ракеты). Оба эти варианта были изготовлены в «железе».

Информацию о космических объектах противника первоначально решили получать от уже имевшихся станций оптического наблюдения Академии наук и вузов СССР, а позже — от оптических средств, создаваемых в интересах Министерства обороны.

Постановлением Совмина от 23 июня 1960 г. «О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в 1960—1967 гг.» предусматривалась разработка ракетного комплекса с универсальной ракетой УР-200 (8К81) и управляемых спутников ИС и УС для комплексов противоспутниковой обороны и морской космической разведки и целеуказания. Головным разработчиком комплексов назначалось ОКБ-52 (В.Н. Челомей), головным разработчиком системы управления комплексами — КБ-1 (А.А. Расплетин, А.И. Савин).

В январе 1962 г. А.Л. Минц и Ю.В. Поляк приступили к разработке предложений об использовании РЛС ЦСО-П в качестве средства целеуказания комплексу ИС.

В октябре 1962 г. рекогносцировочная комиссия выбрала место строительства командного пункта будущего комплекса ИС в окрестностях Ногинска.

1 ноября 1963 г. в 11 ч. 56 мин., после 40-суточной подготовки, с полигона Байконур на орбиту был выведен первый маневрирующий космический аппарат для отработки системы ИС. По сложившейся традиции ему дали «псевдоним» «Полёт-1». И если раньше газета «Правда» пестрела заголовками «“Космос” в полёте», то теперь они сменились на «“Полёт” в космосе».

Поскольку носитель УР-200 ещё не был готов, то для запуска «Полёта» использовалась ракета С.П. Королева Р-7А (8К74 в варианте 11А59).

Замечу, что решение о замене УР-200 на Р-7А Челомей принял ещё 2 октября 1962 г.

Так как командно-измерительный пункт в Ногинске ещё не достроили, Челомей автономно отрабатывал программу маневрирования. Программа первого полёта была рассчитана на полтора витка. После первого включения разгонного двигателя спутник вышел на орбиту с высотой в перигее 339 км и апогее 592 км. В ходе маневров перешел на новую орбиту с перигеем 343 км и апогеем 1437 км. Затем по командам системы управления его двигатели включались многократно в продольном и поперечном направлениях. В течение этого времени аппарат управлялся и стабилизировался двигателями «жёсткой» и «мягкой» стабилизации. После всех маневров он перешел на конечную орбиту. ДУ работала безотказно. Программа была выполнена в полном соответствии с заданием.

На следующий день советские СМИ оповестили весь мир: «Новая победа в освоении космоса! Советский космический корабль "Полёт-1" совершает широкие маневры в космосе, меняя плоскость орбиты и высоту»[1].

Второй маневрирующий спутник — «Полёт-2» — был запущен 12 апреля 1964 г. На орбиту его вывела ракета-носитель 11А59. Как и «Полёт-1», он осуществлял управляемый полёт, маневрирование на орбите, изменял параметры и положение орбиты. Его комплектация была идентична комплектации «Полёта-1».

Сложной задачей специалистов КБ-1 оказалась разработка наземной аппаратуры управления ИС. К тому времени точности измерения орбиты КА-перехватчика наземными средствами за один цикл измерений (на одном витке) были довольно низкими. Расчёты показали, что на исправление ошибок необходимы затраты большого количества топлива КА в режиме самонаведения. Поэтому разработчики станции определения координат и передачи команд (СОК и ПК) строили её по радиоинтерферометрическому методу, который позволял на одном проходе измерять параметры орбиты КА-перехватчика с ошибкой не более одной угловой минуты. Такую точность измерений в то время не обеспечивало практически ни одно средство орбитальных коман-

[1] Правда. 1963. № 306.

дно-измерительного комплекса ГУКОС. Проектирование средств командно-измерительного пункта завершилось в 1962 г.

Самыми главными и сложными задачами при разработке системы ИС было выделить спутник противника от последней ступени ракеты-носителя и с высокой точностью навести на него ИС.

26 ноября 1962 г. в подмосковном Павшине в структуре 4-го главного управления Министерства обороны началось формирование управления радиотехнического центра РТЦ-154 для ввода объектов системы ИС, комплексов раннего обнаружения баллистических ракет и обнаружения спутников. В декабре того же года в Ногинске началось строительство объектов командно-измерительного пункта системы ИС. 19 сентября 1963 г. приказом министра обороны СССР начальником управления РТЦ-154 (в/ч 73570) был назначен генерал-майор М.М. Коломиец.

К лету 1964 г. завершилось создание радиотехнического комплекса на командном пункте системы ПКО — станции определения координат и передачи команд. С 1963 г. по 1965 г. в Дуброво проводилось формирование личного состава Центрального экспериментального командно-вычислительного пункта управления и наведения комплекса ИС. В это же время на Байконуре сформировали два отдела и группу из трёх команд в испытательной войсковой части стартовой позиции. К 1967 г. личный состав в Дуброво и подразделения на Байконуре были полностью подготовлены к проведению испытаний.

Для обеспечения испытаний системы ИС в Лётно-исследовательском институте (ЛИИ) в Жуковском под руководством В.В. Уткина и А.М. Знаменской был разработан проект измерительного комплекса района встречи спутника-мишени и спутника-перехватчика. Комплекс должен был иметь шесть измерительных центров в окрестностях городов Ногинска (Подмосковье), Талсы (Латвия), Минск (Белоруссия), Белая Церковь (Украина), а также в Чехословакии и Польше. Однако позже решили строить только два центра траекторных и телеметрических измерений — в Ногинске и в Талсы. К 1967 г. оба центра были закончены и подготовлены к испытаниям.

15 ноября 1962 г. вышли постановления Совмина «О создании системы обнаружения и целеуказания системы "ИС", средств предупреждения о ракетном нападении и экспериментального комплекса средств

сверхдальнего обнаружения запусков баллистических ракет, ядерных взрывов и самолётов за пределами горизонта» и «О создании отечественной Службы контроля космического пространства».

Во исполнение этих постановлений началась разработка четырёх гигантских систем вооружения: системы противоспутниковой обороны в полном объёме средств, системы раннего обнаружения с надгоризонтными РЛС, системы раннего обнаружения с загоризонтными РЛС и Службы контроля космического пространства. Генеральным заказчиком было 5-е управление 4-го главного управления Министерства обороны. Головным министерством по всем комплексом стал Минрадиопром.

Радиотехнический институт разрабатывал радиолокационные узлы ОС-1 и ОС-2 для выдачи целеуказания комплексу ИС по опасным спутникам, а также разрабатывал надгоризонтные узлы РО-1 и РО-2 раннего обнаружения стартов баллистических ракет с территории США на наиболее ракетоопасных направлениях.

Научно-исследовательский институт дальней радиосвязи (НИИДАР) разрабатывал экспериментальную установку загоризонтного обнаружения стартов баллистических ракет с целью проработки вопроса о возможности создания комплекса загоризонтной радиолокации.

45-му СНИИ МО[1] была поручена разработка эскизного проекта службы контроля космического пространства (ККП).

Все эти системы предназначались для войск ПВО страны.

Автономные испытания «ЦСО-П» на Балхашском полигоне завершились в декабре 1961 г., тогда же был закончен проект радиолокационного комплекса обнаружения спутников РЛК ОС (главный конструктор Ю.В. Поляк). Летом 1962 г. на Балхашском полигоне прошли

[1] СНИИ МО — Специальный вычислительный центр СВЦ-4 (преобразованный в 1961 г. в 45-й Специальный научно-исследовательский институт (СНИИ-45) Министерства обороны) предназначался для математического моделирования и сопровождения системы ПРО, разработки методологии испытаний сложных автоматизированных комплексов при приеме их на вооружение, а также для разработки перспектив развития полигонных измерительных комплексов (институт стал головной организацией по этой тематике). Немного позднее на институт была возложена задача создания Центра контроля космического пространства и на его базе Службы контроля космического пространства в нашей стране.

совместные испытания «ЦСО-П», средств системы «А» и специального ИСЗ ДСП-1. Тогда удалось впервые спрогнозировать движение спутника по данным станции без применения «космического» приемоответчика.

В своем эскизном проекте РЛК ОС Ю.В. Поляк предложил оптимальный вариант размещения радиолокационных узлов вблизи городов Иркутска и Усть-Каменогорска. Но представители Министерства обороны насмерть стояли за использование строительного задела Балхашского полигона, и в окончательном варианте узел ОС-2 разместили у селения Гульшал недалеко от озера Балхаш.

Первоначально замысел системы ИС с комплексом целеуказания ОС сводился к следующему. Узел ОС-1 в Иркутске ведет обнаружение основной массы спутников, пролетающих над территорией СССР, и измеряет параметры их движения. Полученные данные передаются на командно-измерительный пункт комплекса ИС в Ногинск, где проводится их распознавание и определяется степень опасности, после чего решается задача перехвата.

Проведя аналитические расчёты с учетом ошибок выведения перехватчика и ошибок измерения параметров движения цели, специалисты пришли к выводу, что вероятность перехвата цели на первом витке перехватчика будет низкой — всего около 0,5. Поэтому на начальном этапе проектирования исключалась возможность одновиткового перехвата и принято решение о перехвате опасного спутника только на втором витке перехватчика. Позже этот способ стали называть двухвитковым.

В расчётное время перехватчик выводился на орбиту, и на первом витке измерялись параметры его движения. С помощью средств узла ОС-2 уточнялись параметры орбиты цели. Затем делались расчёты по уточнению программы наведения. Уточненные данные передавались на борт перехватчика для исполнения. Выполнив путем дополнительного маневрирования программу наведения, спутник-перехватчик с помощью ГСН обнаруживал цель, самонаводился и подрывом БЧ поражал её. При двухвитковом методе вероятность перехвата увеличивалась до 0,9—0,95.

Для обнаружения неприятельского спутника при проходе над территорией СССР, определения параметров его орбиты с нужной точностью

и обеспечения наблюдения на двух смежных витках нужно было создать зону действия радиолокационных средство в виде барьера, расположенного на широтах 45—50 % протяженностью более 4000 км с востока на запад. Так как одна РЛС «ЦСО-П» имела сектор по углу места 20° при минимальном угле места над горизонтом 10°, то для создания такого радиолокационного барьера нужно было сгруппировать станции «ЦСО-П» на двух узлах, разнесенных на расстояние примерно 2000 км. При этом зоны действия каждого радиолокационного узла, состоявшего из восьми секторных РЛС, образовывали бы раскрытый на 160° веер с лепестками, расположенный вертикально вдоль широты.

Осенью 1964 г. Челомей решил любой ценой довести сделавшую к тому времени 8 полётов ракету УР-200. 24 сентября на Байконур приехал Хрущёв в сопровождении Брежнева и большой свиты. В монтажно-испытательном корпусе Челомей делает три доклада. Первый — около ракеты УР-200 и её головных частей — боеголовок, объектов ИС и УС, второй — около УР-100, и третий около модели УР-500 и её головной части. После этого Хрущёву продемонстрировали кинофильм об УР-500. Затем кортеж отправился на 90-ю площадку, откуда через 15 минут произвели пуск ракеты УР-200. Полёт прошел нормально, и кортеж отправился на стартовые позиции ракет УР-500 и УР-100.

Хрущёв остался доволен. «28 сентября, вскоре после показа, получившего одобрение всей нашей ракетно-космической программы, Владимир Николаевич [Челомей] на совещании в Филях требовал: “Все наши космические аппараты должны «лезть» на двухсотку. Иначе всех нас посадят на 36-ю”. Имеется в виду, что все космические аппараты переведут на носитель Р-36, а УР-200 закроют»[1].

14 октября 1964 г. Президиум ЦК КПСС, а затем и Пленум освободил первого секретаря ЦК КПСС и председателя Совета Министров СССР Н.С. Хрущёва от его обязанностей, как формулировалось, «в связи с преклонным возрастом и ухудшением состояния здоровья».

А 23 октября В.Н. Челомей встретился с руководством войск ПВО страны — заказчиками системы ИС. Челомей был доволен — заказчики согласились взять на вооружение систему ИС вместе с ра-

[1] *Поляченко В.А.* На море и в космосе. Воспоминания. СПб.: МОРСАР АВ, 2008. С. 99.

кетой УР-200, несмотря на позицию Главного управления ракетного вооружения (ГУРВО), которое в качестве МБР намеревалось взять ракету Янгеля Р-36.

Тем не менее 24 августа 1965 г. выходит постановление Совмина «О создании на базе ракеты Р-36 (8К67) ракеты-носителя для запуска космических аппаратов ИС и УС». На 90-й площадке Байконура началось строительство двух стартовых комплексов для запуска космических аппаратов ИС и УС.

27 октября 1967 г. в 5 ч. 21 мин. 18 сек. по московскому времени на 90-й площадке полигона Байконур был произведен запуск спутника И-2БМ № 104 под кодовым названием «Космос-185». Космический аппарат ИС был в варианте мишени, имел ДУ с вытеснительной системой подачи топлива, с шестью двигателями Туманского тягой по 600 кг.

19 октября 1968 г. ракета «Циклон-2А» (11К67) вывела на орбиту мишень И-2БМ, объявленную как «Космос-248». Оставив разгонный блок на низкой орбите, он вышел на заметно вытянутую орбиту с апогеем 1639 км и перигеем 502 км, очень близким к средней высоте полёта «Космоса-248».

«Теперь должен был вступить в действие подмосковный командный пункт в Ногинске: измерить параметры орбиты КА-перехватчика, просчитать ещё раз задачу перехвата и заложить на борт программу коррекции. Все прошло точно по программе, начался второй виток полёта КА-перехватчика.

Он вышел в район встречи с очень высокой точностью. Необходимо было поправить вектор скорости всего на 0,2 м/с. Перехватчик развернулся, чтобы исполнить его боковым двигателем. В нужное время двигатель включился... и не выключился, пока не выработал весь запас топлива. Затормозившись более чем на 1 км/с, КА-перехватчик упал на Землю. По измеренным параметрам орбиты и времени работы тормозного импульса он должен приводниться в Атлантическом океане, вблизи южной оконечности Южной Америки. Это не соответствовало расчётной программе. Встреча ИСЗ-перехватчика с ИСЗ-мишенью не состоялась»[1].

---

[1] Щит России: системы противоракетной обороны. С. 385.

По данным западных СМИ, «Космос-249» взорвался. В сообщении ТАСС о его запуске появилась новая формулировка: «Запланированные научные исследования выполнены». К реальной степени успешности испытания она, конечно, отношения не имела, а «объясняла» преднамеренный взрыв спутника всего через несколько часов после старта.

Причиной неудачного пуска стала конструктивная ошибка в работе бортового программного устройства. «Провели имитацию этой ситуации на заводском стенде и получили подтверждение высказанной версии. Доработка оказалась пустяковой, но отсутствие её в штатном варианте привело к непоправимой ошибке в эксперименте. Сотни проверок, проведённых с БКПУ[1], не предусмотрели одного: при задании отработки боковым двигателем импульса длительностью только в один дискрет (0,2 мс) не обеспечивалось прохождение сигнала на его отключение»[2].

После тщательного разбора и доклада о случившемся на Госкомиссии было принято решение провести доработку и повторить пуск по этой же мишени «Космос-248».

1 ноября «Космос-252» в точности повторил полёт «Космоса-249», на втором витке приблизился к «Космосу-248» и взял его на автосопровождение, навелся на него и поразил цель осколками направленной боевой части. Затем взорвался и сам перехватчик 5В91, видимо, по команде с Земли.

6 августа 1969 г. начались ЛКИ ракеты «Циклон-2», оснащённой усовершенствованной системой управления, с новым перехватчиком ИС, получившим индекс 5В91Т.

6 августа 1969 г. стартовал спутник-мишень «Космос-291». Запуск спутника-перехватчика планировался на следующий день. Однако из-за отказа ДУ эта мишень осталась на нерасчётной орбите с близким к стандартному апогеем 574 км, но перигеем всего 153 км и, не проявив никаких признаков активности, через месяц сгорела из-за атмосферного трения.

На новом ИС должны были отработать способы перехвата с прямым и обратным догоном. Дело в том, что при прямом догоне перехват-

---

[1] БКПУ — блок контроля полосы пропускания и частоты следования контролируемых сигналов

[2] Щит России: системы противоракетной обороны. С. 385.

чик догоняет спутник-цель, а при обратном обгоняет её и тормозится, давая цели возможность догнать себя. При этом спутник-перехватчик, маневрируя, как бы подставляет себя цели. Также проверялись способы перехвата на самых больших и самых малых высотах полёта спутников-целей с малой и большой эффективной отражающей поверхностью.

В январе 1970 г. Центр контроля космического пространства с одномашинным вычислительным комплексом был принят в эксплуатацию с объявлением перечня его боевых задач и характеристик, в том числе и по целеуказаниям системе ПВО.

Очередная мишень — «Космос- 373» — была запущена 20 октября 1970 г. и после серии маневров вышла па стандартную орбиту высотой от 520 до 473 км. 23 октября 5В91Т (псевдоним «Космос-374») осуществил её перехват (сочтенный неудачным), после чего попытка была повторена 30 октября «Космосом-375», прошедшим примерно в километре от цели. В обоих случаях перехват также осуществлялся на втором витке, примерно через три с половиной часа после старта, при прохождении перехватчика вблизи перигея своей траектории.

Перехват 30 октября считался в СССР «первым перехватом и поражением космического аппарата-мишени при взаимодействии штатных средств полного состава»[1].

Между тем в КБ «Южное» завершилась разработка новой штатной космической мишени-спутника 11Ф631 «Лира». Новая мишень была легче и дешевле мишени И-2БМ, а главное, её конструкция позволяла использовать мишень до трёх раз для обстрела её боевой осколочной частью в космическом пространстве.

Рассказывает старший научный сотрудник ЦНИИ «Комета» К.А. Власко-Власов: «В 1966 г. заказчик потребовал разработать ИСЗ-мишень, эффективная отражающая поверхность которой не превышала бы одного квадратного метра, т.е. соответствовала бы тактико-техническому заданию. Вначале мы решили обойтись надувными шарами. Шары предполагалось изготовлять из металлизированной майларовой пленки и перед отстрелом от аппарата в космосе заполнять их воздухом или газом. За этот проект взялось Долгопрудненское КБ, имевшее

[1] Щит России: системы противоракетной обороны. С. 386.

опыт разработки и изготовления авиационных парашютов. Шары быстро изготовили, запустили в космос и убедились, что они малопригодны. Заданную эффективную поверхность они имитировали хорошо, но зафиксировать их положение было трудно. Создать методику определения количества осколков, попавших в такую мишень, и вычислить эффективность поражения практически не представлялось возможным. Осколок пробивал в шаре дырку, часть воздуха выходила, но шар оставался на орбите, вызывая бесконечные споры о том, попали или не попали?

Имея хорошие отношения, А.А. Расплетин и М.К. Янгель договорились сделать специальную облегченную конструкцию ИСЗ-мишени, снабдив её телеметрической аппаратурой, позволяющей при поражении подсчитать количество поразивших её осколков боевой части. Главным конструктором был назначен В.М. Ковтуненко, который на базе юстировочного спутника ДС-П-1 сделал отличную мишень.

Она представляла собой дюралевый гексаэдр (12-гранник) поперечным сечением около одного метра. Панели многогранника оклеивались треугольными стекловолоконными пластинами, прошитыми токопроводящими проводниками. Внутри гексаэдра размещался небольшой бронеконтейнер с телеметрической станцией. Коммутатор станции обсчитывал все токопроводящие структуры треугольных пластин и сообщал об их целостности. После поражения он же сообщал о том, что токопроводящая проволочка разорвана. Количеством разорванных проволочек определялось минимальное количество осколков боевой части, попавших в мишень. Запуск ИСЗ-мишени проводился с Плесецка с помощью ракеты-носителя 11К65 ["Космос"], созданной на базе боевой ракеты Р-14 М.К. Янгеля»[1].

Первый штатный запуск мишени «Лира» (псевдоним «Космос-394») состоялся на космодроме Плесецк 9 февраля 1971 г. Напомню, что все остальные пуски ИСЗ-мишеней раньше проводились только с Байконура. «Космос-394» вышел на круговую орбиту высотой около 600 км с наклонением 65,9°. Перехватчик «Космос-397» стартовал 25 февраля с Байконура на носителе 11К67. Перехват состоялся по уже отработанной двухвитковой схеме с атакой сверху.

---

[1] Щит России: системы противоракетной обороны. С. 387.

Причиной обеих неудач стала одна конструкторская недоработка. «При отрыве плата электроразъемов, как правило, ударяла по тросику и "чека" выдергивалась преждевременно, до выхода космического аппарата из проставки. Началось преждевременное раскрытие его антенн и боевой части. Антенны выдерживали, но выдвижение боевой части нарушалось. В боевое положение она приводилась пружинами пантографа Эванса. При ударе о проставку напряжение пружин пантографа уменьшалось, и они уже не могли дотянуть боевую часть до рабочего положения. Две половинки боевой части оставались в полувыдвинутом состоянии.

После подрыва зарядов полувыдвинутой боевой части осколки основного потока разлетались под углом 40—60 градусов к вектору скорости. Поражение мишени в этом случае могло быть лишь случайным, и зависело от величины и направления вектора промаха. Так и случилось при пусках "Космос-397" и "Космос-404". Почти два года специалисты ОКБ-52 хранили в секрете разгадку этого явления, хотя на всех следующих аппаратах они устанавливали ловушку для отрывной платы электроразъемов»[1].

Следует отметить, что испытания истребителей спутников сопровождались возникновением на околоземной орбите большого количества фрагментов, которые представляли угрозу для космических полётов не только во время взрыва, но много позже него. Если взять спутник «Космос-249», первый спутник, уничтоженный на орбите в рамках этой программы, то он распался на 109 фрагментов. Причем по состоянию на 1 января 1998 г. 54 фрагмента продолжали находиться на околоземной орбите. Количество фрагментов, на которые распадался спутник, а оно варьировалось от 27 (уничтожение спутника «Космос-462» 3 декабря 1971 г.) до 139 (уничтожение спутника «Космос-252» 1 ноября 1968 г.), дает основание предположить, что при этом испытывались как мощность размещённого на спутнике заряда, так и различные конструкции строения обшивки спутника.

Согласно решению ВПК, дополнительный этап совместных испытаний ИС с заказчиком проводился с августа 1969 г. по декабрь 1971 г. Система отрабатывалась для оценки возможности принятия

---

[1] Щит России: системы противоракетной обороны. С. 389—390.

её в эксплуатацию. Было проведено 8 пусков КА с помощью штатных ракет-носителей: 6 пусков аппаратов ИС и 2 пуска мишеней И-2М и 11Ф31.

Испытательные пуски спутника-перехватчика с 1971 г. проводились по штатной мишени «Лира», оборудованной датчиками регистрации попадания в нее поражающих элементов.

«Много раз по этому поводу любители анекдотов рассказывали о таком эпизоде. После благополучного завершения эксперимента председатель комиссии по телефону докладывает руководству о результатах работы: "Свидание бракосочетающихся состоялось. Жених поцеловал невесту 32 раза". Был такой доклад или не был, утверждать трудно, но остается фактом, что однажды при перехвате у "Лиры" действительно были поражены 32 датчика»[1].

Государственные испытания комплекса завершились в декабре 1972 г. 13 февраля 1973 г. вышло постановление Совмина о принятии комплексов ИС и «Лира» в опытную эксплуатацию. Многие разработчики и испытатели получили правительственные награды.

В состав комплекса ИС вошли главный командно-вычислительный центр в Ногинске, стартовый комплекс на Байконуре, ракета-носитель «Циклон-2», космический аппарат-перехватчик с радиолокационного ГСН и осколочной БЧ, и мишень «Лира». Целеуказание обеспечивал Центр контроля космического пространства, получавший информацию от командного пункта РЛК ОС. Рассчитанный в соответствии с техническим заданием на адвухвитковый перехват опасных спутников на высотах до 1000 м комплекс мог реально поражать цели на высотах от 100 до 1350 м.

Система ИС могла обеспечивать двухвитковый перехват неманеврирующих целей, летящих на высотах от 120 до 1200 км. Её характеристики оказались выше требований, заложенных в техническом задании. Однако заказчик, учитывая возможности военных космических систем США и перспективы их развития, потребовал увеличить диапазон перехвата опасных спутников от 100 до 3600 км, обеспечить возможность перехвата уже на первом витке и повысить помехозащищённость бортовой ГСН.

---

[1] Щит России: системы противоракетной обороны. С. 391.

13 февраля 1973 г. началась разработка системы ИС-М (главный конструктор А.И. Савин). А 1 декабря того же года главным конструктором назначили К.А. Власко-Власова.

После принятия системы ИС в опытную эксплуатацию работы по дальнейшему совершенствованию системы продолжались. Были сформулированы следующие направления.

Первое направление — увеличение помехозащищённости радиолокационной ГСН. Решили разрабатывать бортовую ГСН инфракрасного диапазона. Задача эта оказалась сложной, поскольку требовалось обеспечить обнаружение очень малоконтрастной цели на расстоянии в 30—40 км. Проектирование тепловой ГСН занялось НИИ-10 Министерства судостроения (позже ГНПО «Альтаир»). Главным конструктором назначили Д.Я. Ковалевского. Однако изготовленные в НИИ-10 инфракрасные ГСН ни в одном из проведённых четырёх пусков не дали положительных результатов. Поэтому, а также из-за высокой стоимости пусков, в 1978 г. работы по инфракрасной ГСН прекратились.

Второе направление — увеличение высот и углов наклонения перехватываемых ИСЗ-целей. Считалось, что самыми опасными спутниками будут те, которые летают на высотах более 1000 км. Задача это была решена — диапазон высот увеличился в 3 раза.

Третье направление — обеспечение перехвата не только двухвитковым методом. Решение этой задачи давало возможность перехватывать опасный спутник более оперативно, разными тактическими приемами. После проведения модернизации система обеспечила довитковый, одновитковый и многовитковый перехват нескольких спутников-целей.

Четвёртое направление — обеспечение перехвата маневрирующих в космосе спутников-целей. Для решения этой задачи были привлечены к работе наземные РЛС точного определения координат спутников-целей других систем.

Пятое направление — разработка более экономичных схем выведения путем оптимизации способов расхода запасов энергетики, что позволяло обеспечивать перехват не только в компланарной плоскости, но и на пресекающихся курсах.

Шестое направление — увеличение эффективности поражения спутников-целей с различной величиной эффективной отражающей

поверхности и степени защищённости путем доработки боевой части и способов наведения и самонаведения. Это позволило производить перехват космических целей размерами от ИСЗ с эффективной отражающей поверхностью менее одного метра до многоразового корабля «Шаттл».

Так, 12 февраля 1976 г. ракетой 11К65М спутник-мишень «Космос-803» был выведен с Плесецка на околокруговую орбиту с перигей 554 км и апогеем 624 км и наклонением 66°. Перехватчик «Космос-804» стартовал с космодрома Байконур 16 февраля и был выведен на орбиту с параметрами: перигей — 149 км, апогей — 698 км и угол наклона 65,1°. После сложных маневров он вышел на близкую к «Космосу-803» орбиту, пройдя мимо него на небольшой скорости. Перехват произошел над территорией СССР, после чего «Космос-804» не взорвался, а сошел с орбиты. По расчётам американских наблюдателей, промах составил около 150 м, и испытание было расценено как неудачное.

Данное испытание было связано ЦРУ с советскими военными учениями, проходившими с 29 января 1976 г. На следующий день после запуска «Космоса-804» на учениях отрабатывались удары морской и дальней авиации, завершившиеся имитацией запуска стратегических ракет 19 февраля.

Следующий перехватчик стартовал 13 апреля 1976 г., через 4 минуты после того, как «Космос-803» прошел над Байконуром. Выведенный на значительно более низкую эллиптическую орбиту (перигей — 150 км; апогей — 474 км) «Космос-814» стал быстро настигать мишень и, совершив «подскок» за счёт включения двигателя, всего через 42 минуты после запуска прошел менее чем в километре от «Космоса-803». После успешного перехвата «Космос-814» сошел с орбиты и сгорел в атмосфере.

8 июля 1976 г. «Космос-839» был выведен на наиболее высокую из использовавшихся мишенями орбиту с апогеем 2102 км и перигеем 984 км. Когда 21 июля стартовал «Космос-843», он, по-видимому из-за неполадок, не смог выйти на орбиту перехвата и вошел в атмосферу. Анализ орбитальных элементов и сравнение с последующими испытаниями позволили предположить, что перехват предполагалось осуществить на высоте около 1630 км — значительно выше предыдущего рекорда «Космоса-404» в 1971 г.

По данным западных СМИ, инфракрасная система наведения впервые использовалась в декабре 1976 г. при перехвате «Космоса-880» «Космосом-886». После двух витков «Космос-886» прошел вблизи мишени и затем взорвался. В 1980 г. это испытание, тем не менее, было охарактеризовано как неудачное, поскольку бортовые датчики «не функционировали соответствующим образом».

19 мая 1977 г. «Космос-909» был выведен на орбиту, аналогичную «Космосу-839». Через четверо суток была предпринята попытка перехватить его на первом витке на высоте 1710 км, но «Космос-910» прибыл в точку перехвата не вовремя и вошел в атмосферу всего через 70 минут после старта.

Из-за краткости полёта «Космос-910» успела зафиксировать только одна из американских РЛС, расположенная на острове Шемия Алеутской гряды.

Вторая попытка состоялась 17 июня, и на этот раз «Космос-918» успешно приблизился на первом витке менее чем на один километр к «Космосу-910» на высоте 1575 км над Землей.

Следующая мишень была выведена на эллиптическую орбиту с перигеем всего 150 км и именно на этой высоте была перехвачена 29 октября 1977 г. «Космосом-961», расширившим, таким образом, и нижний диапазон работоспособности антиспутниковой системы.

Второе испытание, связываемое с отработкой оптического или теплового наведения, состоялось через год после первого. На этот раз мишень, «Космос-967», была выведена на околокруговую орбиту высотой около 1000 км, и 21 декабря 1977 г. «Космос-970» предпринял попытку перехвата по двухвитковой траектории, подобно «Космосу-404». Однако промах оказался слишком значительным, и испытание было сочтено неудачным.

Так же неудачно закончилась повторная попытка перехвата «Космоса-967» «Космосом-1004» 19 мая 1978 г.

Постановлением Совмина от 14 ноября 1978 г. модернизированная система с радиолокационной головкой самонаведения ИС-М с расширенным диапазоном высот была принята в эксплуатацию. Космический аппарат-перехватчик имел начальный вес 2450 кг, запас характеристической скорости 1200 м/с, гарантированный срок эксплуатации 6 лет.

1 июня 1979 г. система ИС-М была поставлена на боевое дежурство. Коллектив исполнителей проделанной работы был награжден орденами и медалями. Самые отличившиеся стали лауреатами Ленинской и Государственной премий.

14 ноября в ЦНИИ «Комета» началась разработка системы ИС-МУ для перехвата маневрирующих целей. В 1982 г. К.А. Власко-Власов был назначен главным конструктором космической системы ПРН, а работу над новым комплексом ПКО возглавил Леонард Степанович Легезо.

18 июня 1982 г. состоялся испытательный пуск космического перехватчика «Космос-1379» с использованием всех штатных средств системы. Программа была выполнена, активное функционирование штатной космической мишени прекращено.

В августе 1983 г. генеральный секретарь ЦК КПСС Юрий Андропов распорядился в одностороннем порядке прекратить испытания противоспутникового оружия. 18 августа 1983 г. эксплуатация комплекса была прекращена.

9 февраля 1984 г. Андропов умер, и работы по ИС-МУ возобновились. Боекомплект из шестнадцати КА-перехватчиков в полной готовности хранился на Байконуре. Вскоре вышло решение о подготовке к проведению испытаний новой системы ПКО против низкоорбитальных спутников.

«Впоследствии особенно ярым противником системы ПКО был министр иностранных дел СССР Э.А. Шеварднадзе. Он всячески старался закрыть разработку этого вида оружия и в переговорах с американскими дипломатами предлагал разменять закрытие системы ИС на маловыгодные обязательства со стороны США. Насколько мне известно, он при этом использовал и некоторые противоречия между видами Вооруженных сил (здесь, видимо, сказывался ведомственный интерес). Шеварднадзе удалось добиться согласия высшего военно-политического руководства на прекращение работ по этой тематике...

В апреле 1991 г., после проведения Государственных испытаний, комплекс ИС-МУ был принят в эксплуатацию. В ЦНИИ "Комета" началась разработка проекта комплекса ИС-МД для перехвата опасных спутников, находящихся на геостационарных орбитах. Однако окончательную точку в работах по системе поставил президент России

Б.Н. Ельцин. Несмотря на то что США активно продолжали разработку средств ПКО, он 26 апреля 1993 г. издает указ о снятии комплекса ИС-МУ с эксплуатации в Вооруженных Силах РФ, поручая Министерству иностранных дел интерпретировать эти меры как подтверждение приверженности Российской федерации миролюбивой политике в области освоения и использования космического пространства. Так, на наш взгляд, был замаскирован серьезный ущерб, нанесенный обороноспособности нашего государства»[1].

В 1993 г. находившийся на вооружении России комплекс противокосмической обороны был снят с эксплуатации. Итогом стало то, что комплекс ИС-М 29 сентября 1997 г. в соответствии с директивой Генерального штаба ВС РФ прекратил своё существование. Все материалы, характеризующие деятельности части, сданы в архив.

За время эксплуатации комплекса ИС-М был использован 41 космический аппарат (2 экспериментальных аппрата «Полёт», 19 КА-мишений и 20 КА-перехватчиков).

## Глава 7
## «СКИФ» — НЕСОСТОЯВШИЙСЯ ОТВЕТ РЕЙГАНУ[2]

15 мая 1987 г. в СССР было распространено сообщение ТАСС: «В Советском Союзе начаты лётно-конструкторские испытания новой мощной универсальной ракеты-носителя "Энергия", предназначенной для выведения на околоземные орбиты как многоразовых орбитальных кораблей, так и крупногабаритных космических аппаратов научного и народно-хозяйственного назначения. Двухступенчатая универсальная ракета-носитель... способна выводить на орбиту более 100 тонн полезного груза... 15 мая 1987 г. в 21 часов 30 минут московского времени с космодрома Байконур осуществлен первый запуск этой ракеты... Вторая ступень ракеты-носителя... вывела в расчётную точку габаритно-весовой макет спутника. Габаритно-весовой макет после разделения со второй ступенью должен был с помощью собственного двигателя быть выведен на круговую околоземную орбиту. Однако из-за

[1] Щит России: системы противоракетной обороны. С. 396, 398.

[2] При написании главы использовались материалы сайта: http://www.buran.ru/htm/str163.htm; http://grey-croco.livejournal.com/258447.html

нештатной работы его бортовых систем макет на заданную орбиту не вышел и приводнился в акватории Тихого океана...»

Так до нас довели информацию о первом и, к сожалению, последнем запуске уникального военного космического аппарата «Скиф-Д».

Рассказ о «Скифе» начну с того, что готовность новой сверхмощной ракеты «Энергия» на несколько месяцев опережала готовность её главной нагрузки — корабля многоразового использования «Буран». Поэтому в ходе первого старта «Энергии» было решено вывести на орбиту военный космический аппарат под псевдонимом «Полюс».

Дело в том, что в СССР в ответ на угрозу президента США Рональда Рейгана начать звездную войну был принят ряд ответных мер, в числе которых оказались и работы по созданию лазерного противоспутникового оружия.

Так, было решено установить на тяжёлом ИСЗ уже созданный и проверенный лазер для испытаний его в космосе. Выбор пал на лазерную установку мощностью 1 МВт, созданную одним из филиалов Института атомной энергии им. И.В. Курчатова. Этот газодинамический лазер, работающий на углекислом газе, был разработан для установки на самолётах Ил-76. К 1983 г. он уже прошел лётные испытания.

Боевой лазер испытывался на самолёте Ил-76МД с бортовым номером СССР-86879 (иначе его называли Ил-76ЛЛ с БЛ — летающая лаборатория Ил-76 с боевым лазером). Выглядел этот самолёт своеобразно. Для питания лазера и сопутствующей аппаратуры по бокам носовой части были установлены два турбогенератора АИ-24ВТ мощностью 2,1 МВт. Вместо штатного метеорадара на носу был установлен огромный бульбообразный обтекатель на специальном переходнике, к которому снизу был пристроен продолговатый обтекатель поменьше. Очевидно, там размещалась антенна системы прицеливания, которая крутилась во все стороны, ловя цель.

Оригинально было решено размещение лазерной пушки: чтобы не портить аэродинамику самолёта ещё одним обтекателем, пушку сделали убирающейся. Верх фюзеляжа между крылом и килем был вырезан и заменен огромными створками, состоящими из нескольких сегментов. Они убирались внутрь фюзеляжа, а затем наверх вылезала башенка с пушкой. За крылом имелись выступающие за контур фюзеляжа обтекатели с профилем, подобным профилю крыла. Грузовая

рампа сохранялась, но створки грузового люка были сняты, а люк зашит металлом.

Доработку самолёта выполнял Таганрогский авиационный научно-исследовательский комплекс (ТАНТК) им. Г.М. Бериева и Таганрогский машиностроительный завод им. Георгия Димитрова.

Космический аппарат, предназначенный для установки на нем мегаваттного лазера с Ил-76ЛЛ с БЛ, получил обозначение 17Ф19Д «Скиф-Д». Буква «Д» обозначала «демонстрационный». 27 августа 1984 г. министр общего машиностроения О.Д. Бакланов подписал приказ № 343/0180 о создании 17Ф19Д «Скиф-Д». КБ «Салют» было определено головным по его созданию. Этим же приказом была официально утверждена программа по созданию последующих военных космических аппаратов тяжёлого типа. Затем приказом по Министерству общего машиностроения № 168 от 12 мая 1985 г. была установлена кооперация предприятий, изготавливающих «Скиф-Д». Наконец, в связи с тем, что противоракетная тематика была одним из приоритетнейших направлений, по «Скифу-Д» 27 января 1986 г. вышло постановление Совмина № 135—45. Такой чести удостаивался не каждый советский космический аппарат. По этому постановлению первый запуск на орбиту «Скифа-Д» должен был состояться во втором квартале 1987 г.

Разместить «Скиф» в КА, созданном на базе ДОС (пилотируемой станции «Салют»), не удалось из-за его больших весогабаритных характеристик. Но тут подвернулась «Энергия».

Чтобы ускорить ход работ над «Скифом-Д», в КБ «Салют» решили максимально использовать опыт прежних и ведущихся на тот момент работ. В состав «Скифа-Д» вошли элементы транспортного корабля ТКС и орбитального корабля «Буран», базового блока и модулей орбитального комплекса «Мир», ракеты-носителя «Протон-К». Аппарат имел длину порядка 40 м, максимальный диаметр 4,1 м и вес около 95 т.

Конструктивно первый «Скиф-Д» (бортовой номер 18101) состоял из двух жёстко соединённых между собой модулей: функционально-служебного блока (ФСБ) и целевого модуля (ЦМ). ФСБ, разработанный на базе функционально-грузового блока 11Ф77 корабля 11Ф72 ТКС, использовался для доразгона «Скифа-Д» после его отделения от ра-

кеты-носителя: блок добавлял необходимые 60 м/с для выхода КА на опорную низкую орбиту. В ФСБ также располагались основные служебные системы аппарата. Для их энергопитания на ФСБ устанавливались солнечные батареи от ТКС.

Целевой модуль не имел прототипов. Он состоял из трёх отсеков: отсека рабочих тел (ОРТ), энергетического отсека (ОЭ) и отсека специальной аппаратуры (ОСА). В ОРТ должны были размещаться баллоны с CO2 для питания лазера. Энергетический отсек предназначался для установки в нем двух больших электро-турбогенераторов (ЭТГ) мощностью 1,2 МВт каждый. В ОСА размещались сам боевой лазер и система наведения и удержания (СНУ). Для облегчения наведения на цели лазера было решено сделать головную часть ОСА поворотной относительно всего остального аппарата. В двух боковых блоках ОСА должны были располагаться мишени для отработки как СНУ, так и боевого лазера.

Однако создатели «Скифа-Д» столкнулись с целым рядом технических проблем. Во-первых, было совершенно неясно, запустится ли на орбите в условиях вакуума и невесомости газодинамический лазер на углекислом газе. Чтобы разобраться с этой проблемой, на заводе им. Хруничева было решено создать специальный испытательный стенд. Стенд занимал огромную территорию и включал в себя четыре 20-метровые вертикальные цилиндрические башни вакуумирования, две 10-метровые шаровые емкости для хранения криогенных компонентов, разветвленную сеть трубопроводов большого диаметра. До сих пор эти строения на территории ГКНПЦ им. Хруничева напоминают о былой программе «советской СОИ».

Много проблем вызывала газодинамика мегаваттного лазера. При его работе был очень большой расход рабочего газа (CO2). Исходящая из лазера струя газа вызывала возмущающий момент. Чтобы его предотвратить, решили разработать систему безмоментного выхлопа (СБВ). Специальный трубопровод, прозванный за свой внешний вид «штанами», шел от лазера в энергетический отсек. Там был установлен специальный выхлопной патрубок с газовыми рулями для компенсации возмущающего момента. СБВ разработало и изготовило НПО им. С.А. Лавочкина.

Серьёзные трудности возникли при создании системы энергоснабжения лазера, в особенности — ЭТГ. При их испытаниях были слу-

чаи взрывов. Работа турбин генератора тоже вызывала большие возмущающие моменты на аппарат.

Очень сложной вышла система управления движением «Скифа-Д». Ведь ей приходилось производить нацеливание поворотной головной части и всего аппарата на цель, при этом компенсируя возмущения от работы генераторов, от выхлопа газов из лазера, да и от самих разворотов очень тяжёлой, но при этом очень быстро вращающейся головной части ОСА. Уже в 1985 г. было ясно, что потребуется один испытательный пуск КА только для отработки всех этих вспомогательных систем. Поэтому было решено изделие «Скиф-Д1» вывести на орбиту без боевого лазера, и лишь «Скиф-Д2» полностью оснастить «спецкомплексом».

Проект «Скифа-Д» погряз в многочисленных технических недоработках. Конструкторы КБ «Салют» натыкались все на новые и новые неразрешимые задачи. Конечно, со временем их можно было бы преодолеть, но не в те сроки, которые устанавливали приказы Министерства общего машиностроения и постановления Совмина. В конце 1985 г., рассматривая планы на 1986—1987 гг., старт «Скифа-Д1» № 18101 планировался на июнь 1987 г., а «Скифа-Д2» —18301 с лазером — на 1988 г.

Следующим за «Скифом-Д» в КБ «Салют» планировалось создать аппарат 17Ф19С «Скиф-Стилет». Это тоже был аппарат тяжёлого класса, рассчитанный на запуск на ракете-носителе «Энергия». 15 декабря 1986 г. был подписан приказ министра общего машиностроения № 515 о направлении работ в 1987—1990 гг., где фигурировал и «Скиф-Стилет». На этом аппарате собирались установить бортовой специальный комплекс (БСК) 1К11 «Стилет», разработанный в НПО «Астрофизика».

«Стилет» для 17Ф19С представлял собой космический вариант земного «Стилета», уже созданного и проходящего в 1980-х гг. испытания. Это была «десятиствольная» установка инфракрасных лазеров, работающих на длине волны 1,06 нм. Однако наземный «Стилет» не предназначался для разрушения или уничтожения техники противника. Этого просто не позволяла атмосфера и энергетика. Лазеры предназначались для вывода из строя прицелов и датчиков оптических устройств. На Земле применение «Стилета» было малоэффек-

тивным. В космосе за счёт вакуума радиус его действия значительно увеличивался. «Стилет космический» вполне можно было применять как противоспутниковое средство. Ведь выход из строя оптических датчиков космического аппарата противника был равносилен гибели спутника. Для повышения эффективности действия «Стилета» в космосе был разработан специальный телескоп.

В сентябре 1986 г. электрический действующий макет «Стилета» был изготовлен НПО «Астрофизика» и поставлен в КБ «Салют» для испытаний. В августе 1987 г. был изготовлен стендовый прототип кожуха телескопа.

В середине 1985 г. было принято решение переделать стендовую ракету-носитель 11К25 «Энергия» № 6С в лётную (номер носителя изменился на 6СЛ) и запустить в 1986 г. Встал вопрос о полезной нагрузке для этого запуска. Орбитальный корабль 11Ф35ОК «Буран» готов ещё не был. На его доводку требовалось как минимум полтора-два года. В НПО «Энергия» разработали габаритно-весовой макет для первого пуска РН «Энергия»: цилиндр из толстолистовой стали с оживальной носовой частью диаметром 4 м и длиной около 25 м. По внешним габаритам он был аналогом грузового отсека «Бурана». Внутри макета стояли переборки для повышения прочности и увеличения веса макета. Заполнять ГВМ дополнительным балластом не планировалось. По программе полёта ГВМ не должен был отделяться от второй ступени ракеты-носителя, а сгорел бы вместе с ней в атмосфере с падением обломков в акваторию Тихого океана.

Однако у руководства космической отраслью появился другой план: использовать первый пуск «Энергии» для отработки элементов «Скифа-Д». Вот как об этом рассказывает официальная история Государственного космического научно-производственного центра им. М.В. Хруничева, составной частью которого КБ «Салют» стало в 1993 г.: «В Министерстве общего машиностроения было принято решение о запуске ракеты-носителя “Энергия” с макетом космического аппарата 100-тонной массы в качестве полезной нагрузки. В июле 1985 г. Генеральный конструктор КБ “Салют” Д.А. Полухин собрал руководящий состав фирмы и сообщил, что министр общего машиностроения О.Д. Бакланов поставил задачу создать 100-тонную “болванку” для испытаний “Энергии”. “Болванка” нужна была к сентябрю 1986 г.».

Корпус для «болванки» решили позаимствовать у «Скифа-Д» и заполнить его или водой, или песком. Рассматривались варианты неотделяемого и отделяемого габаритно-весового макета. Первый вариант ГВМ вообще не нес в себе никаких систем. Он был жёстко закреплен на центральном блоке ракеты-носителя. Отделяемый вариант ГВМ можно было бы оснастить системой разделения орбитального корабля «Буран» и при пуске испытать её в реальных условиях.

Однако через неделю Бакланов изменил задачу КБ «Салют». Теперь нужно было создать космический аппарат с недельным сроком существования на орбите. Такой аппарат решено было сделать достаточно простым. Срок жизни позволял использовать на борту в качестве источников электропитания химические батареи, что очень упрощало систему энергопитания. Однако, чтобы выйти на орбиту искусственного спутника Земли, требовалась двигательная установка. Решено было включить в состав ГВМ функционально-служебный блок ФСБ, как и у «Скифа-Д». Это позволило бы провести отработку довыведения 17Ф19Д на орбиту после разделения с ракетой-носителем и проверить динамику аппарата на орбите без работающей специальной аппаратуры. К тому же по сложившейся практике работ в Министерстве общего машиностроения за год было просто нельзя создать более сложный аппарат. На разработку, изготовление, испытание и запуск нормального аппарата тогда отводилось как минимум 5 лет с момента принятия решения.

Но прошла ещё одна неделя, и министр общего машиностроения вновь изменил задачу. Теперь срок активного существования полезной нагрузки «Энергии» определялся в один месяц. Можно было, конечно, выйти на орбиту, и месяц ничего не делать с аппаратом. Но можно было провести и комплекс экспериментов и испытаний в интересах создания «Скифа-Д». Поэтому в КБ «Салют» решили установить на заказанный ГВМ для «Энергии» все готовые на тот момент системы штатного «Скифа-Д» для их отработки в космосе. Так увидел свет проект аппарата «Скиф-Д макетный» или 17Ф19ДМ «Скиф-ДМ». 19 августа 1985 г. вышел соответствующий приказ № 295 за подписью Бакланова.

Несмотря на всю сложность создания аппарата такого класса, его запуск остался назначенным на третий квартал 1986 г. Пуск «Скифа-Д» планировался все на тот же второй квартал 1987 г.

Летный экземпляр космического аппарата 17Ф19ДМ «Скиф-ДМ» получил бортовой номер 18201 вслед за 17Ф19Д «Скиф-Д», имевшим номер 18101, который хоть и был задуман раньше, но стартовать теперь должен был позже. Внешне оба аппарата имели много общего, за исключением поворотной головной части отсека специальной аппаратуры. 17Ф19ДМ состоял также из двух модулей — ФСБ и ЦМ, имел длину 36,9 м, максимальный диаметр 4,1 м, вес 77 т вместе с головным обтекателем ФСБ.

В ФСБ размещались двигательная установка аппарата, предназначенная для довыведения «Скифа-ДМ» на орбиту после отделения от ракеты-носителя, и служебные системы, не рассчитанные на работу в вакууме. Чтобы убыстрить изготовление 17Ф19ДМ, в качестве основы его ФСБ был использован функционально-грузовой блок ТКС № 16701. Это был последний из семи транспортных кораблей снабжения 11Ф72, построенных по заказу 1970 г. Затем, когда полёты ТКС были отменены, он планировался для использования в качестве корабля-буксира для модуля 37КД станции «Мир». Но к 1985 г. от использования этих аппаратов отказались в пользу модулей 77-й серии. ФГБ от 16701 остался без применения.

ФСБ состоял из герметичного приборно-грузового отсека (ПГО) и отсека двигательной установки (ОДУ). Корпус ПГО состоял из двух конических сегментов, соединённых основаниями, цилиндрической обечайки и сферического днища. Максимальный диаметр ПГО в районе стыка конических сегментов составлял 4,1 м, диаметр цилиндрической обечайки — 2,9 м, длина ПГО — 6,2 м. Сферическим днищем ПГО вдвигался в ОДУ, в месте соединения конических сегментов находился стык ФСБ с целевым модулем. В ПГО размещались блоки служебных систем «Скифа-ДМ»: системы управления движением, системы управления бортовым комплексом, системы обеспечения теплового режима, системы энергопитания, системы телеметрического контроля «Сириус», программно-временного устройства «Спектр-2СК», системы командной радиосвязи, системы разделения и сброса обтекателя. Снаружи ПГО были установлены два блока двигателей стабилизации и ориентации (ДСО) и точной стабилизации (ДТС), две раскрывающиеся панели солнечных батарей с ТКС, восемь топливных баков, баллоны со сжатым газом для вытеснительной подачи топ-

лива и для работы пневмоавтоматики, два блока по два РДТТ системы компенсации угловых скоростей (СКУС), антенны командной радиолинии «Куб-Контур», антенны системы телеметрического контроля, радиаторы системы обеспечения теплового режима.

Корпус отсека двигательной установки состоял из цилиндрической секции диаметром 2,9 м и сферического днища. Длина ОДУ — 4,4 м. В ОДУ размещались 10 баков с топливом для двигательной установки аналогичные бакам, стоявшим снаружи ПГО. Снаружи ОДУ на боковой поверхности были закреплены баллоны со сжатым газом. На заднем шпангоуте крепились попарно четыре двигателя коррекции и сближения 11Д442 (на ТКС их было всего два) тягой 417 кг и два блока двигателей ДСО и ДТС. В каждый из четырёх таких блоков ФСБ входило по 5 ДСО 11Д458 тягой 40 кг и четыре ДТС 17Д58Э тягой по 1,4 кг (на ТКС в каждый блок входили пять двигателей причаливания и стабилизации (ДПС) 11Д434М и четыре ДТС 11Д432М). Также на корпусе ОДУ был установлен один блок из двух РДТТ СКУС.

Так как функционально-служебный блок «Скифа-ДМ» брался уже практически готовым, то нагрузки, действующие на него при запуске на ракету-носитель «Энергия», должны были быть аналогичными нагрузкам, действующим при запуске на ракете-носителе 8К82К «Протон-К». Поэтому, чтобы соблюсти расчётный режим нагрузок при запуске, ФСБ располагался в головной части «Скифа-ДМ». Однако такая компоновка приводила к тому, что после отделения аппарата от ракеты-носителя он летел двигателями вперёд. Поэтому требовался разворот «Скифа-ДМ» на 180° вокруг поперечной оси Z, чтобы лететь двигателями назад. Перенос же двигателей ДКС на целевой модуль усложнял компоновку аппарата и увеличивал вес трубопроводов подачи топлива. К этому развороту на 180° из-за особенностей системы управления ФСБ требовался ещё «доворот» вокруг продольной оси X на 90°. Только после такого маневра, прозванного в КБ «Салют» «перевертоном», можно было доразгонять «Скиф» для выхода его на орбиту.

Для защиты ФСБ на активном участке полёта ракеты-носителя он закрывался головным обтекателем нового типа. Обтекатель изготавливался в московском производственном объединении «Авангард» из неметаллического материала — углепластика. Из-за этого обтекатель имел черный цвет. Учитывая боковое размещение полезной нагрузки

на РН, была создана специальная система разделения и сброса обтекателя. Она обеспечивала такое отделение обтекателя, которое гарантировало нестолкновение его частей с ракетой-носителем и целевым модулем «Скифа-ДМ».

Целевой модуль проектировался и изготавливался заново. В нем должны были разместиться уже готовые «специальные» системы и устройства будущего «Скифа-Д». К моменту разработки «Скифа-ДМ» в НПО им. Лавочкина была практически готова система безмоментного выхлопа. Решено было установить СБВ на 17Ф19ДМ для испытания газодинамики и определения величины возмущающего момента при выходе из нее газа. Однако если бы для этого использовался углекислый газ, то зарубежным аналитикам стало бы слишком очевидным назначение «Скифа-ДМ». А потому для испытаний выбрали смесь ксенона с криптоном. Эта смесь позволяла провести интересный геофизический эксперимент — изучить взаимодействие искусственных газовых образований с ионосферной плазмой Земли. Такое прикрытие испытаний СБВ было более или менее убедительным. С той же целью (для изучения ионосферы Земли, естественно, а не для испытания элементов лазерного оружия) американцы создавали искусственные газовые облака на орбите ещё в 1970-х гг.

Можно было подготовить к сентябрю 1986 г. и системы, используемые для наведения лазера «Скифа-Д» на цель и удержания цели в прицеле. Наведение осуществлялось в два этапа. Сначала для грубого наведения использовалась бортовая радиолокационная станция (БРЛС), разработанная в московском НИИ точных приборов. Затем точное наведение осуществляла система наведения и удержания (СНУ), использовавшая для этого маломощный лазер. Создавало СНУ казанское ПО «Радиоприбор» — ведущая в СССР фирма по системам опознавания. Для обработки данных от БРЛС и СНУ и совместной работы этих систем с исполнительными органами системы управления движением в СУД «Скифа-ДМ» использовалась бортовой компьютер «Аргон-16», аналогичный компьютеру на базовом блоке станции «Мир». Для тарировки датчиков СНУ и испытания этой системы решено было использовать отделяемые мишени (типа надувных шаров и уголковых отражателей).

Подобные мишени применялись при проведении военно-прикладных экспериментов с использованием комплекса «Пион» на ТКС-М «Космос-1686» в 1985 г. и разрабатывались для комплекса «Лира» модуля «Спектр» станции «Мир». На надувных мишенях устанавливались бариевые плазмогенераторы для имитации работы двигателей баллистических ракет и спутников. Работу плазмогенераторов было решено официально объявить как геофизический эксперимент по изучению взаимодействия искусственных плазменных образований с земной ионосферой, а отстрел мишеней для СНУ — как испытания перспективной системы сближения и стыковки. Хотя отработка новой системы стыковки, при которой аппарат не сближался с мишенями, а наоборот — отстреливал их, выглядела бы со стороны очень странно. Это уже была какая-то «перспективная система расстыковки».

Конечно, американцы могли догадаться об истинных целях и задачах «Скифа-ДМ». Однако в США полным ходом велись работы по созданию и отработке космического оружия в рамках СОИ. Формально СССР всегда мог сослаться на это.

Целевой модуль «Скифа-ДМ» состоял, так же как и у «Скифа-Д», из отсека рабочих тел (ОРТ), энергетического отсека (ОЭ), отсека специальной аппаратуры (ОСА), верхней (ПСВ) и нижней (ПСН) силовой проставок, проставки антенно-фидерных устройств (ПАФУ), донного обтекателя (ДО) и переходного стыковочного блока (ПСБ). Диаметр ЦМ был 4,1 м, длина с ДО и ПСБ — 25,2 м, максимальная ширина по боковым блокам ОСА — 7,6 м.

Проставка АФУ обеспечивала крепление на ней антенн и стыковку ЦМ с ФСБ. Её диаметр был 4,1 м, длина 0,6 м. Верхняя и нижняя силовые проставки служили для крепления «Скифа-ДМ» на ракету-носитель. Систему крепления позаимствовали с орбитального корабля «Буран». Диаметр обоих проставок был 4,1 м, длина ПСН — 1,5 м, ПСВ — 0,9 м.

Отсеки рабочих тел и энергетический имели одинаковые геометрические размеры: длину 6,0 м и диаметр 4,1 м. Внутри ОРТ располагалась система хранения и подачи рабочих тел (СХПРТ). В нее входили 42 баллона с газовой смесью ксенона с криптоном, каждый емкостью 36 литров (вес всего запаса газовой смеси — 420 кг). Также в ОРТ стояла плата с пневмоавтоматикой и трубопровод для подачи газовой

смеси через ОЭ в отсек специальной аппаратуры к системе безмоментного выхлопа. На внешней поверхности ОРТ стояли два блока системы разделения по четыре РДТТ в каждом и две петлевые антенны командной радиолинии.

Энергетический отсек «Скифа-ДМ» был практически пустым, поскольку не были готовы электро-турбогенераторы. На его корпусе крепился лишь выходной патрубок СБВ. Патрубок был закрыт отстреливаемой крышкой. Снаружи отсека стояли два блока системы компенсации угловых скоростей по два РДТТ в каждом.

Корпус отсека специальной аппаратуры имел диаметр 4,1 м и длину 7,5 м. На отсеке устанавливались два цилиндрических боковых блока (ББ): по I (ББ-I) и III (ББ-III) плоскостям аппарата. Внутри ОСА была установлена оригинальная металлическая термостатированная рама, в конструкции которой использовались детали из углепластика. Рама обеспечивала повышенную жёсткость и точность установки аппаратуры спецкомплекса «Скифа-ДМ». На раме крепились цилиндрический герметичный отсек со сферическими крышками, в котором размещалась аппаратура БРЛС, блоки системы наведения и удержания, система безмоментного выхлопа. На переднем торце ОСА крепились антенна БРЛС, лазер и фотооптические датчики СНУ, бортовая плата для соединения систем аппарата с наземным оборудованием стартового комплекса.

Снаружи ОСА стояли два блока системы разделения по четыре РДТТ в каждом и один блок системы компенсации угловых скоростей с двумя РДТТ.

В боковых блоках ОСА размещались мишени с блоками механизма их выброса, а в герметичной части ББ-I — автоматика СНУ и СУБК. В ББ по I плоскости должны были стоять два типа мишеней: во внутренней обойме — 10 малых надувных мишеней М1, во внешней обойме — 14 больших надувных мишеней М5 с бариевыми плазмогенераторами. В ББ по III плоскости КА размещалось десять мишеней с уголковыми отражателями М4. Боковые блоки были закрыты крышками, отстреливаемыми на этапе выведения на орбиту.

Снизу ОСА закрывался сбрасываемым донным обтекателем конической формы длиной 1,7 м. На ДО крепился переходной стыковочный блок длиной около 1 м, соединявший бортовую плату с наземными

системами стартового комплекса. Блок отделялся от донного обтекателя при прохождении сигнала «Контакт подъема».

Снаружи весь «Скиф-ДМ» имел специальное покрытие черного цвета. Оно должно было обеспечить температурный режим аппарата. Внутри целевого модуля «Скифа-ДМ» стояло слишком мало тепловыделяющих устройств. Поэтому и нужно было максимально использовать солнечное тепло для обогрева. Черное покрытие позволяло это делать. Десять лет спустя то же самое покрытие с той же целью было использовано на Энергетическом модуле «Заря» (ФГБ) 77КМ N17501 для Международной космической станции.

16 апреля 1987 г. состоялось заседание технического руководства, рассмотревшего ход подготовки комплекса 14А02 к запуску. Старт был намечен на начало мая. Однако его сроки зависели уже не от техники, а от более высоких инстанций. На Байконуре ждали генерального секретаря КПСС М.С. Горбачёва. Главным пунктом в посещении «космической гавани СССР» должен был стать осмотр ракеты-носителя «Энергия» с космическим аппаратом «Скиф-ДМ». Пускать при Горбачёве «Энергию» не собирались, опасаясь «генеральского эффекта». Но носитель и аппарат должны были находиться в состоянии двухсуточной готовности, чтобы при необходимости провести пуск и при высоком госте.

Но программа полёта КА продолжала урезаться. На то были веские политические причины. Горбачёв целенаправленно использовал тезис о мирном космосе и неоднократно публично поносил американскую программу СОИ и планы милитаризации космоса. Видимо, под действием этих новых веяний в верхнем эшелоне партийной власти сложилась группировка, выступившая против демонстрации лётных возможностей прототипа орбитальной лазерной станции. Как вспоминает Ю.П. Корнилов: «Опасаясь скомпрометировать миротворческие заявления руководства страны, Госкомиссия отменила всю программу научно-исследовательских работ на орбите на борту космического аппарата “Полюс”. При желании её вполне можно было бы трактовать как попытку создать оружие в космосе».

На основании этих политических решений Госкомиссия по пуску «Скифа-ДМ» в феврале 1987 г. отменила в программе полёта аппарата все отстрелы мишеней, испытания БРЛС и СНУ, выброс ксеноново-крип-

тоновой газовой смеси через СБВ. Решили лишь вывести «Скиф-ДМ» на орбиту, а через месяц свести его в атмосферу над пустынным районом Тихого океана. Что подумали бы в США о таком огромном, но молчащем аппарате — трудно сказать. Видимо, здесь было бы не меньше подозрений, чем в случае отстрела мишеней и выброса газовых облаков.

20 апреля 1987 г. руководством по подготовке к запуску комплекса 14А02 было принято окончательное решение о незадействовании мишеней М1 при полёте «Скифа-ДМ». Все 7 мишеней М1 решили снять прямо на стартовом столе. Но 27 апреля от этих планов отказались, так как такая операция была сопряжена с очень большим риском: нужно было снять крышку бокового блока ББ-I весом 96 кг и три мишени М5, стоящие в той же внутренней обойме блока и снаряженные 50 кг взрывчатых веществ системы отстрела. И все эти операции выполнить на не оборудованной для этого площадке на высоте 11 м над стартовым столом, рядом с полностью заправленным космическим аппаратом.

Теперь программа полёта «Скифа-ДМ» включала в себя лишь десять наиболее «безобидных» экспериментов: четыре военно-прикладных и шесть геофизических. 3 мая был продлены сроки хранения систем и агрегатов аппарата 17Ф19ДМ № 18201, которые истекли за время трёхмесячного нахождения «Скифа-ДМ» на УКСС (система СТР, химических батарей, пружинных толкателей).

Но 11 мая 1987 г. Горбачёв наконец прилетел на космодром Байконур. Заместитель начальника космодрома Байконур генерал-майор Анатолий Павлович Завалишин в книге «Байконурские университеты. Записки ветерана-испытателя» (М.: Машиностроение, 1999) рассказал: «К окончанию осмотра и доклада вся процессия приблизилась к зоне космических средств боевого применения. А.А. Максимов сказал, что здорово устал (можно было устать даже от волнений), и попросил меня продолжить экскурс, объявив, что лучше меня этой техники никто не знает. Я не стал упираться и сразу же продолжил доклад. Объяснил назначение и фактические недостатки спутника ИС, при этом не забыв сообщить о боязни-неприязни к этому старому спутнику леди Тэтчер. Далее перешел к одиночному спутнику системы "Наряд" и охарактеризовал первый макет спутника для противоракетной обороны, идею которого предлагал в свое время В.Н. Челомей, а разработку в данное время осуществлял Д.А. Полухин.

Горбачёва заинтересовал макет спутника активного противодействия. Увидев это, я сразу же обратился с просьбой о разрешении проверки выбранного принципа, напомнив, что США уже проводили эксперименты системы ASAT с уничтожением своих отработавших спутников. Обещал, что придумаем любую легенду и обставим эксперимент так, что и "комар носа не подточит". Но Горбачёв советовал провести все испытания и проверку принципа нацеливания и управления не в космосе, а в направлении центра Земли (под землей). Я с таким поворотом не мог согласиться, вступил в полемику, напомнив генсеку, что политика политикой, а нужно иметь оружие, которое хотя бы не уступало по характеристикам существующим образцам техники вероятного противника. Напомнил о второй мировой войне и о первоначальном отношении к "катюшам", но Горбачёв пустился в путаные многословные объяснения, итогом которых был вежливый, но твердый отказ.

Присутствующие гости и командование в разговор не вмешивались и не высказывали свое мнение и отношение к данному вопросу.

Военное ведомство понимало, что система "Энергия — Буран" для выполнения своих защитных функций очень дорога и к тому же уязвима. Поэтому оно поддерживало проект Д.А. Полухина и санкционировало создание нескольких экспериментальных установок типа "Наряд". Суть проекта: для решения стратегической задачи (защиты Советского Союза от внезапного массированного ядерного удара) конструктор предложил вариант создания космического эшелона противоракетной обороны страны на основе ракет-перехватчиков (боевых ракет, установленных в шахтные пусковые установки, с боевыми космическими головками, т.е. с космическими спутниками-штурмовиками, поражающими цель, находящуюся на Земле, в воздухе, на околоземной орбите или сходящую с орбиты на Землю). Развернутая противоракетная оборона могла с успехом защищать Землю от метеоритов и больших обломков каких-либо звезд, планет и т.д.

Генеральный секретарь ЦК КПСС остался очень доволен увиденным и услышанным. Время посещения-беседы с гостями в два раза превысило предусмотренное. В заключение М.С. Горбачёв посетовал: "Очень жаль, что не знал всего этого до Рейкьявика!"»

Однако главным пунктом поездки Горбачёва по космодрому помимо наблюдения запуска «Протона» с КА «Горизонт» был осмотр

«Энергии» со «Скифом-ДМ». Вот как о приезде Горбачёва на пусковую установку РН «Энергия» рассказывал её главный конструктор Борис Иванович Губанов: «14 мая 1987 г. Телеграфное Агентство Советского Союза сообщило, что в период 11—13 мая Генеральный секретарь ЦК КПСС М.С. Горбачёв находится на космодроме Байконур и в городе Ленинске. В ходе пребывания в этих местах он имел многочисленные встречи и беседы с учеными, специалистами, рабочими, инженерно-техническими работниками, а также жителями города.

Ракета-носитель "Буран" с макетом полезного груза "Полюс" стояла на стартовом столе только что построенного универсального стенда-старта в двухсуточной готовности к пуску и к этому времени примерно полтора месяца содержалась в режиме подготовки, который включал в себя "чистовой цикл" непрерывных частичных и полных проверок. Проверки в течение двадцати — двадцати пяти суток происходили уже в ожидании приезда руководства. О том, что приедет Генсек, испытателям никто не говорил. Но когда проверки превратились в бессмысленное повторение и расход ресурса аппаратуры и обслуживающей техники, нам намекнули на причину "творческой работы". Так называемая двухсуточная готовность — это, по сути, начало заправки ракеты компонентами, начиная с захолаживания емкостей, баков и магистралей.

М.С. Горбачёв прилетел самолётом во второй половине дня 11 мая. На посадочной полосе "Бурана" его встречали министры и главные конструкторы. На "левом фланге" Байконура была показана космическая техника разнообразного назначения.

На стенд-старт Горбачёв приехал утром 12 мая. Весь состав руководителей страны перемещался по космодрому на автобусах, которые использовались для перевозки космонавтов. Докладывать по нашей мощной ракете было поручено мне. В.П. Глушко был в числе сопровождающих, и у него в этом показе была своя миссия: он должен был делать заключительный доклад по совокупности разработок НПО "Энергия". Выйдя из автобуса, поздоровавшись с встречающими, Горбачёв сказал, обращаясь ко мне: "Политбюро не разрешит вам пуск этой ракеты..." Ошарашенный этим, я не стал уточнять или пытаться понять причину такого сформировавшегося у него решения. Заявление от имени верховного органа было, видимо, заранее обсуж-

дено. Видимо, были и какие-то доводы. Не было смысла начинать знакомство с этой выстраданной техникой со споров и доказательств правоты. Это произошло как-то быстро, и значение его слов осозналось позже. Поэтому я сразу приступил к докладу о ракете — габариты, масса, назначение систем, особенности, водород, криогенная температура, газовый лоток, мощность двигателей, сравнимая с Красноярской гидроэлектростанцией, расход воды на охлаждение лотка, равный секундному расходу водоподачи Москве...

Слушали внимательно, по ходу задавали вопросы. Поразила температура газового потока работающих двигателей. Обходили большой толпой ракету по часовой стрелке. Примерно на четверти окружности Горбачёв задумался и сказал: "Надо обсудить..." Через полкруга: "Давайте серьезно подумаем..." Из моего доклада М.С. Горбачёву почему-то запомнилось, что при заправке водородного бака полюса верхнего и нижнего днищ сходятся, то есть длина бака уменьшается на 250 мм. На третьей четверти окружности пояснения ему о траектории движения и безопасности по трассе полёта ракеты давал О.Н. Шишкин. Потом всем выездным составом Политбюро и командования космических сил поднялись на площадку обслуживания дренажно-заправочной башни (мачты). Осмотрели с высоты верхней точки ракеты все сооружения обеспечения компонентами, технологические сооружения, командный пункт, трассы управляющих связей...

М.С. Горбачёв на башне начал задавать вопросы, которыми ранее нас непрерывно "бомбил" А.А. Максимов. Стало ясно, что фраза при вступлении на стенд-старт имеет свою историю. Объяснили, рассказали, никто не вмешивался. Последней фразой, уже в лифте, спускаясь вниз, Михаил Сергеевич предложил: "Мы Вам дадим ещё месяца два —три, чтобы ещё все проверили-перепроверили, и тогда..." "Тогда ко всему этому будут инфаркты. Так нельзя работать — люди падают у своих рабочих пультов, работая практически без отдыха. Мы все проверили, обсудили — остались только те проблемы, которые проверяются полётом", — старался я донести тяжесть бессонных ночей испытателей.

Выйдя из лифта, по дороге к автобусу он, наконец, произнес: "Сегодня решим — кворум бюро мы имеем".

Во время обеда, просто и немногословно, было дано разрешение на пуск. Политбюро дало разрешение. Мы немедленно среагировали и передали команду: "Пуск назначен на 15 мая"»[1].

13 мая во Дворце офицеров состоялась встреча Горбачёва с военными и гражданскими работниками Байконура. Горбачёв говорил долго, хвалил работников космодрома и создателей космической техники. Со стартом «Энергии» Михаил Сергеевич не торопил, предложил сперва разобраться во всех проблемах и лишь при полной уверенности провести пуск такой сложной и дорогой системы. Не забыл в своей речи Горбачёв пройтись и по «милитаристским кругам Запада». Он заявил:

«...Наш курс на мирный космос не признак слабости. Он является выражением миролюбивой внешней политики Советского Союза. Мы предлагаем международному содружеству сотрудничество в освоении мирного космоса. Мы выступаем против гонки вооружений, в том числе и в космосе... Наши интересы тут совпадают и с интересами американского народа, и с интересами других народов мира. Они не совпадают с интересами тех, кто делает бизнес на гонке вооружений, хочет добиться через космос военного превосходства... Всякие разглагольствования о защите от ядерного оружия — это величайший обман народов. Именно с этих позиций мы и оцениваем так называемую Стратегическую оборонную инициативу, которую стремиться осуществить американская администрация... Мы категорически против переноса гонки вооружений в космос. Мы видим свой долг в том, чтобы показать серьезную опасность СОИ всему миру...»

Как написал позднее Губанов: «Последний тезис Горбачёва отвечал нам на все вопросы относительно нашего будущего. Стало ясным, что ждет "Энергию". Л.Н. Зайков после моего приглашения Горбачёву побывать на первом пуске "Энергии" сказал мне: "Неужели тебе не ясно, что, если останется Михаил Сергеевич на пуск и произойдет авария, то весь мир будет говорить, что даже Генсек не помог, а если все будет в норме, то скажут, что Генсек заворачивает гонку вооружений?" Ясно было особенно последнее. Времена Н.С. Хрущёва и Л.И. Брež-

[1] *Губанов Б.И.* Триумф и трагедия «Энергии»: размышления главного конструктора. Нижний Новгород: НИЭР, 2000.

нева ушли далеко — мы перестаем укреплять ядерный щит. Вот почему нужно было решение Политбюро на пуск "Энергии" — сверлила голову мысль».

14 мая М.С. Горбачёв улетел с Байконура. До старта «Энергии» со «Скифом-ДМ» оставались сутки. Однако независимо от результатов того пуска дальнейшая судьба проекта была решена.

После всех сокращений программы полёта «Скифа-ДМ» в ней остались лишь десять экспериментов: четыре военно-прикладных (ВП) и шесть геофизических (А и ГФ).

Эксперимент ВП1 был посвящён отработке схемы выведения крупногабаритного космического аппарата по безконтейнерной схеме. В эксперименте ВП2 проводились исследования условий выведения крупногабаритного космического аппарата, элементов его конструкции и систем. Экспериментальной проверке принципов построения крупногабаритного и сверхтяжёлого космического аппарата (унифицированный модуль, системы управления, терморегулирования, электропитания, вопросы электромагнитной совместимости) посвящён эксперимент ВП3. В эксперименте ВП11 планировалось отработать схему и технологию полёта.

Программа геофизических экспериментов «Мираж» была посвящена исследованию влияния продуктов сгорания на верхние слои атмосферы и ионосферы. Эксперимент «Мираж-1» (А1) должен был проводиться до высоты 120 км на этапе выведения. Эксперимент «Мираж-2» (А2) — на высотах от 120 до 280 км при доразгоне. Эксперимент «Мираж-3» (А3) — на высотах от 280 до 0 км при торможении.

Геофизические эксперименты ГФ-1/1, ГФ-1/2 и ГФ-1/3 планировалось проводить при работе двигательной установки ФСБ. Эксперимент ГФ-1/1 был посвящён генерации искусственных внутренних гравитационных волн верхней атмосферы. Целью эксперимента ГФ-1/2 было создание искусственного «динамо-эффекта» в земной ионосфере. Наконец, эксперимент ГФ-1/3 планировался для создания крупномасштабных ионообразований в ионо- и плазмосферах (дыр и дактов). Однако даже эти три оставшихся эксперимента ГФ были под вопросом: руководство полётом опасалось их проводить, чтобы не вызвать недовольство Кремля.

Схема выведения аппарата 17Ф19ДМ «Скиф-ДМ» № 18201 15 мая 1987 г. была следующая. Через 212 секунд после контакта подъема

на высоте 90 км сбрасывался головной обтекатель. Это происходило следующим образом: в Т+212 секунд производился подрыв приводов продольного разъема обтекателя, через 0,3 секунды происходил подрыв замков первой группы поперечного разъема ГО, ещё через 0,3 секунды подрывались замки второй группы. Наконец в Т+214.1 секунд производился разрыв механических связей головного обтекателя и он отделялся.

В Т+460 секунд на высоте 117 км производилось разделение аппарата и ракеты-носителя «Энергия». При этом предварительно в Т+456,4 секунды подавалась команда на переход четырёх маршевых двигателей ракеты-носителя на промежуточный уровень тяги. Переход занимал 0,15 секунды. В Т+459,4 секунды выдавалась основная команда на отключение маршевых двигателей. Затем через 0,4 секунды эта команда дублировалась. Наконец в Т+460 секунд выдавалась команда на отделение «Скифа-ДМ». Через 0,2 секунды после этого включались шестнадцать РДТТ увода. Затем в Т+461,2 секунды производилось первое включение РДТТ системы компенсации угловых скоростей СКУС (по каналам тангажа, рысканья и крена). Второе включение РДТТ СКУС, если такое требовалось, производилось в Т+463,4 секунды (канал крена), третье — в Т+464,0 секунды (по каналам тангажа и рысканья).

Через 51 секунду после отделения (Т+511 сек.), когда «Скиф-ДМ» и «Энергию» уже разделяло 120 м, начинался разворот аппарата для выдача первого импульса («перевертон»). На этот маневр отводилось 200 секунд. Во время этого разворота в Т+565 секунды подавалась команда на отделение донного обтекателя (скорость отделения 1,5 м/сек). Через 3,0 секунды (Т+568 сек.) выдавались команды на отделение крышек боковых блоков (скорость отделения 2 м/сек) и крышки системы безмоментного выхлопа (1,3 м/сек). В конце маневра разворота происходила расчековка антенн бортового радиолокационного комплекса, открытие крышек датчиков инфракрасной вертикали.

В Т+925 секунд на высоте 155 км производилось первое включение четырёх ДКС тягой 417 кг. Время работы двигателей планировалось 384 секунды, величина первого импульса 87 м/сек. Затем в Т+2220 сек. начиналось раскрытие солнечных батарей на ФСБ. Максимальное время раскрытия СБ составляло 60 секунд.

Выведение «Скифа-ДМ» завершалось на высоте 280 км вторым включением четырёх ДКС. Оно производилось в Т+3605 сек. (3145 секунд после отделения от ракеты-носителя). Длительность работы двигателей составляла 172 секунды, величина импульса — 40 м/сек. Расчётная орбита аппарата планировалась круговой высотой 280 км и наклонением 64,6°.

15 мая старт был намечен на 16 ч. 00 мин. по летнему московскому времени. Однако из-за ряда неисправностей ракеты-носителя «Энергия» старт состоялся лишь через 5,5 часов.

В 21 ч. 30 мин. (17: 30 GMT) прошел сигнал «Контакт подъема», отошла площадка ЗДМ, от «Скифа-ДМ» отделился переходный стыковочный блок. Огромная ракета ушла в ночное бархатно-черное небо Байконура.

Две ступени носителя отработали успешно. Через 460 секунд после старта, на высоте 110 км, «Скиф-ДМ» отделился от «Энергии».

В процессе разделения без замечаний сработала система увода аппарата с помощью шестнадцати РДТТ. Возмущения при этом были минимальны. Поэтому по данным телеметрической информации сработал лишь один РДТТ системы компенсации угловых скоростей по каналу крена, что обеспечило компенсацию угловой скорости 0,1 град./сек. по крену. Через 52 секунды после разделения начался маневр «перевертона» аппарата. Затем в Т+565 сек. произошел отстрел донного обтекателя. Через 568 секунд была выдана команда на отстрел крышек боковых блоков и защитной крышки СБВ.

Тут-то и случилось непоправимое: двигатели ДСО не остановили вращение аппарата после его штатного разворота на 180°. Несмотря на то, что «перевертон» продолжался, согласно логике работы программно-временного устройства, прошло отделение крышек ББ и СНУ, раскрытие антенн системы «Куб», отстрел крышек датчиков инфракрасной вертикали. Затем на вращающемся «Скифе-ДМ» включились двигатели ДКС. Не набрав нужной орбитальной скорости, космический аппарат пошел по баллистической траектории и упал туда же, куда и центральный блок ракеты-носителя «Энергия» — в воды Тихого океана. Открылись ли панели солнечных батарей — неизвестно, но эта операция должна была пройти до момента входа «Скифа-ДМ» в земную атмосферу. Программно-временное устройство аппарата

работало при выведении исправно, и поэтому, скорее всего, батареи раскрылись.

Причины неудачи были выявлены на Байконуре практически сразу. В заключении по результатам пуска комплекса 14А02 говорилось: «Функционирование всех агрегатов и систем КА 17Ф19ДМ на участках подготовки к пуску, совместного полёта с ракетой-носителем 11К25 № 6СЛ, отделения от ракеты-носителя и автономного полёта на первом участке довыведения на орбиту прошло без замечаний.

В дальнейшем на 568 секунде от срабатывания КП (контакт подъема) из-за прохождения не предусмотренной циклограммой команды системы управления на отключения питания усилителей мощности двигателей стабилизации и ориентации (ДСО) изделие потеряло ориентацию.

Таким образом, первый импульс доразгона штатной длительности 384 секунды выдавался при непогашенной угловой скорости (изделие совершило примерно два полных оборота по тангажу) и через 3127 секунд полёта, вследствие неполучения требуемой скорости доразгона, совершило спуск в акваторию Тихого океана, в районе зоны падения блока "Ц" ракеты-носителя. Глубины океана в месте падения изделия 17Ф19ДМ составляют 2,5—6 км.

Отключение усилителей мощности произошло по команде блока логики 11М831—22М по получении метки от бортового программно-временного устройства (ПВУ) "Спектр 2СК" на сброс крышек боковых блоков и защитных крышек системы безмоментного выхлопа изделия 17Ф19ДМ.

Ранее на изделиях 11Ф72 эта метка использовалась для раскрытия панелей солнечных батарей с одновременной блокировкой ДСО.

При переадресовке метки ПВУ 2СК на выдачу команд на сброс крышек ББ и СБВ изделия 17Ф19ДМ НПО "Электроприбор" не учло завязку по электроцепям прибора 11М831—22М, блокирующего работу ДСО на весь участок выдачи первого корректирующего импульса. КБ "Салют" при анализе функциональных схем СУ разработки НПО "Электроприбор" также не выявило эту завязку...

Причинами невыведения изделия 17Ф19ДМ на орбиту являются:

а) прохождение непредусмотренной циклограммой команды СУ на отключения питания усилителей мощности двигателей стабилизации и ориентации в ходе программного разворота до выдачи первого им-

пульса доразгона. Такая нештатная ситуация не была выявлена в ходе наземной отработки из-за непроведения головным разработчиком системы управления НПО "Электроприбор" на комплексном стенде (г. Харьков) проверки функционирования систем и агрегатов изделия 17Ф19ДМ по полётной циклограмме в реальном масштабе времени.

Проведение аналогичной работы на КИСе завода-изготовителя, в КБ "Салют" или на техническом комплексе было невозможно, поскольку:

— заводские комплексные испытания совмещены с подготовкой изделия на техническом комплексе;

— комплексный стенд и электрический аналог изделия 17Ф19ДМ в КБ "Салют" были демонтированы, а оборудование передано для укомплектования штатного изделия и комплексного стенда (г. Харьков);

— технический комплекс не был оснащён предприятием НПО "Электроприбор" программно-математическим обеспечением.

б) Отсутствие в аппаратуре СУ разработки НПО "Электроприбор" телеметрической информации о наличии или отсутствии питания на усилителях мощности двигателей стабилизации и ориентации»[1].

В контрольных записях, которые делали самописцы при проведении комплексных испытаний, факт отключения усилителей мощности ДСО был зафиксирован, но времени на расшифровку этих записей не хватило — все очень спешили запустить «Энергию» со «Скифом-ДМ».

После этой неудачи в КБ «Салют» ещё некоторое время продолжались работы над аппаратом 17Ф19Д «Скиф-Д1» № 18101, старт которого в конце 1985 г. планировался на июнь 1987 г. Однако после потери интереса к программе у руководства страны средств на программу стали выделять меньше, сроки пуска стали отодвигаться. Лишь к началу 1987 г. для «Скифа-Д1» на заводе им. Хруничева были изготовлены отсеки АФУ, ПСВ, ПСН, донный обтекатель, корпуса ПГО, ОДУ и боковых блоков целевого модуля. Корпуса остальных штатных отсеков целевого модуля планировалось изготовить к IV кварталу 1987 г.

Возникли проблемы и с созданием в НПО «Радиоприбор» (г. Казань) системы наведения и удержания и фотооптической системы слежения.

---

[1] *Губанов Б.И.* Триумф и трагедия «Энергии»: размышления главного конструктора. Нижний Новгород: НИЭР, 2000.

В связи с этим первый заместитель министра общего машиностроения В.Х. Догужиев ещё 20 апреля 1987 г. подписал решение о переносе сроков поставки стендовых комплектов СНУ и ССФО на 1989 г., а штатного комплекта — на 1990 г. С учетом этих сроков «Скиф-Д1» мог быть готов лишь к концу 1991 г. Проблемы с его системами решить не удавалось. По словам ведущего конструктора этой темы Ю.П. Корнилова, специалисты, работавшие над «Скифом», подходили к этому аппарату с чисто восточной философией Ходжи Насреддина: к тому моменту, когда придет срок готовности «Скифа-Д» «или эмир умрет, или — ишак».

И они оказались правы. В сентябре 1987 г. работы по теме 17Ф19Д в КБ «Салют» и на заводе им. Хруничева были приостановлены, да так и не возобновились. Так называемая «разрядка» и кризис в российской экономике привели к полному прекращению финансирования темы тяжёлых боевых орбитальных станций в 1989 г. Закат холодной войны привел и к закату советских «звездных войн».

В 1988 г. КБ «Салют» предложило проект тяжёлого производственного модуля ТМП на основе задела по аппаратам 17Ф19ДМ, 17Ф19Д и 17Ф111. При стартовом весе 101,9 т его вес на орбите составил бы 88 т, из которых 25 т приходилось бы на технологическое оборудование для производства в условиях микрогравитации дорогих полупроводниковых материалов и кристаллов с геометрически совершенной кристаллической решеткой. На аппарате планировалось установить термоэлектрические печи типа «Кратер», прошедшие испытания на модуле «Кристалл» орбитального комплекса «Мир». Для питания печей на ТМП планировалось установить большие солнечные батареи общей площадью 500 кв. м, взятые от космического аппарата 17Ф111 «Каскад». Доставка расходуемых материалов на ТМП была возможна как кораблями типа «Союз» и «Прогресс», так и многоразовой авиационно-космической системой МАКС. Проект ТМП рассматривался в Министерстве общего машиностроения, а затем Российским космическим агентством (ныне Федеральное космическое агентство) в течение ряда лет, однако так и не был утвержден.

В мае 1993 г. были прекращены все работы над ракетой-носителем «Энергия» и орбитальным комплексом «Буран».

Фактически это стало актом капитуляции России перед США в битве за космос.

# Раздел III
# КОСМИЧЕСКИЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ

## Глава 1
## ПИЛОТИРУЕМЫЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ MOL

Идея создания военных орбитальных станций принадлежит немцам. Основоположник практической космонавтики Герман Оберт в двух своих главных работах — «Ракета в межпланетное пространство» (1923 г.) и «Пути осуществления космического полёта» (1929 г.) — предложил собрать станцию из отдельных модулей, выведенных на орбиту мощными ракетоносителями. Две такие станции можно связать стальным тросом в несколько километров длиной и привести их во вращение относительно друг друга. Таким образом, за счёт центробежной силы можно создать искусственное тяготение.

Оберт полагал, что с помощью такой станции можно решать целый ряд задач. Во-первых, с помощью оптических приборов можно было бы разглядеть на Земле достаточно мелкие объекты, а с помощью специальных зеркал посылать световые сигналы, обмениваясь информацией с труднодоступными районами — фактически это был проект разведывательной станции. Во-вторых, станцию можно использовать как передатчик информации между войсками, колониями и метрополиями в случае начала большой войны, когда обычная связь затруднена, — здесь Оберт придумал ретрансляционную станцию. В-третьих, с помощью станции можно осуществлять наблюдение за айсбергами и предупреждать о них корабли, помогать операциям по спасению потерпевших кораблекрушение, фактически это идея создания глобальной системы спутниковой навигации и позиционирования.

По прибытии в США в 1945 г. Вернер фон Браун развил идею своего учителя. Так, он писал о необходимости строительства на околоземной орбите тороидальной обитаемой станции, которой будет

придано вращение для создания искусственной силы тяжести. Станцию планировалось использовать или как заатмосферную обсерваторию, или как ракетно-ядерную базу для нанесения внезапных ударов из космоса.

Концептуальные разработки немецких специалистов послужили основой для серии американских проектов орбитальных станций, разрабатываемых в рамках самых различных космических программ.

Одним из наиболее продуманных проектов того времени была военная орбитальная станция MOL, которую разрабатывали американские ВВС в качестве одного из элементов своей амбициозной космической программы.

В июне 1959 г. эскизный проект станции MOL был утвержден как основа для конкурсной разработки орбитальной станции по программе «Джемини» («Gemini»). При этом предполагалось, что станция будет собираться из трёх частей: основного блока, корабля «Джемини» с экипажем и возвращаемой капсулы «Джемини». Для осуществления пилотируемых маневров можно было пристыковать к основному блоку двигательную установку одного из промежуточных блоков ракеты «Титан III».

Помимо чисто военных задач (наблюдение за территорией противника, осмотр и перехват вражеских спутников) долговременная обитаемая станция MOL предназначалась и для решения научных задач: изучение длительного влияния невесомости на человеческий организм, апробация замкнутой системы жизнеобеспечения, испытания двигательных установок нового типа.

10 декабря 1963 г. министр обороны Роберт Макнамара объявил о закрытии программы создания боевого космоплана «Дайна Сор» в пользу программы создания долговременной станции MOL.

В этот момент администрация президента США Джона Кеннеди согласилась с мнением о необходимости одновременного создания двух орбитальных станций. Одна из них, предназначенная для НАСА, должна была представлять собой большую орбитальную лабораторию. Её проект так и назвали — «большая орбитальная исследовательская лаборатория» (LORL — Large Orbiting Research Laboratory) или «пилотируемая орбитальная исследовательская лаборатория» (MORL — Manned Orbiting Research Laboratory). А военные должны

были получить небольшую станцию — «пилотируемую орбитальную лабораторию» (MOL — Manned Orbiting Laboratory).

1 февраля 1964 г. Космическое командование ВВС США сформировало специальную рабочую группу, которой предстояло обобщить все предложения по станции MOL и разработать требования к её конструкции. При проектировании станции стоимость проекта была одним из главных ограничений, что во многом и определило её облик. В качестве конструктивной основы станции предполагалось использовать топливный бак от второй ступени ракеты-носителя «Титан-IIIC» (так называемый вариант «dry lab», при котором топливный бак предполагалось переоборудовать ещё на Земле). Из соображений экономии для доставки экипажей на станцию планировалось использовать уже разработанный корабль «Джемини», с небольшими доработками.

Вывод на орбиту MOL планировалось осуществить с помощью РН «Титан-III» с космодрома на авиабазе Ванденберг в Калифорнии. Запуск экипажа планировалось осуществлять одновременно со станцией на корабле «Джемини-Б», пристыкованном к станции. Предполагалось, что после выхода на орбиту экипаж откроет переходной люк и перейдет на станцию.

Экипаж из двух человек должен был работать на станции не менее 30 дней, после чего возвращаться на Землю на спускаемом аппарате «Джемини-Б».

В начале работы над проектом первый пилотируемый полёт планировался на 1969 г., но сроки постепенно сдвигались, и к моменту закрытия проекта это уже был февраль 1972 г.

Весь проект был разбит на две фазы. На первой фазе — с 1 сентября 1965 г., проводились в основном оценочные работы, распределение работ между подрядчиками. Вторая фаза должна была начаться с квалификационных испытаний, намеченных на апрель 1969 г. Для обеспечения запусков РН «Титан-III» 12 марта 1966 г. на космодроме Ванденберг началось сооружение стартового комплекса SLC-6.

В июне 1964 г. был заключен контракт на проведение работ по проекту с тремя фирмами: «Дуглас Аэркраф», «Дженерал Электрик» и «Мартин» («Douglas Aircraft Company», «General Electric Company» и «The Martin Company»). Каждая компания представила свой проект станции со всеми техническими характеристиками и стоимостью из-

готовления. После проведённого конкурса в феврале 1967 г. основной контракт на изготовление станции был заключен с корпорацией «Дуглас», которая создавала все макеты и модели станции и проводила тепло-вакуумные и прочностные испытания конструкции. В своей окончательной конфигурации станция имела следующие параметры:

**Технические параметры станции**

| | |
|---|---|
| Экипаж, чел. | 2 |
| Продолжительность полёта максимальная, дней | 40 |
| Орбита | Солнечно-синхронная или полярная |
| Длина, м | 12,7 |
| Диаметр, м | 3,05 |
| Объём рабочей зоны, куб. м | 11,3 |
| Вес станции, кг | 8620 |
| Вес оборудования, кг | 2700 |
| Источники питания | Солнечные батареи и аккумуляторы |
| ЖРД системы ориентации | монометилгидразин / четырёхокись азота |
| Атмосфера на станции | Двухкомпонентная: 70 % кислород, 30 % гелий, при давлении 5,0 psi (фунтов на квадратный дюйм), что соответствует 258,56 мм. рт. ст. |

Замечу, что впервые двухкомпонентная, а не чисто кислородная атмосфера была установлена в качестве обязательного требования только после гибели экипажа корабля «Аполлон-1» во время пожара в кабине.

Одной из основных задач военных астронавтов было проведение оптической разведки с помощью специального оборудования. Основным разведывательным элементом на станции должна была стать фотокамера КН-10, получившая наименование «Dorian» и имевшая диаметр 1,8 метра. Поэтому на некоторых иллюстрациях название «Dorian» переносят на всю станцию, что неверно.

Конструктивно станция состояла из пяти отсеков, три из которых были герметичными: рабочий (целевой), жилой и экспериментальный модуль, а два: агрегатный и двигательный — нет.

Систему жизнеобеспечения и контроля атмосферы для станции (Environmental Control / Life Support System — EC/LSS) разрабатывало подразделение корпорации «United Aircraft» — компания «Хамилтон Стандарт» («Hamilton Standard»). Основу системы EC/LSS

составлял 53-сантиметровый молекулярный фильтр и подсистема из нескольких вентиляторов, создающая разветвленный поток воздуха. К моменту закрытия программы в 1969 г. сертификационные образцы EC/LSS были уже изготовлены, и программа их испытаний выполнена на 20 %.

Скафандры, разрабатываемые для экипажа станции, должны были обеспечивать не только безопасность экипажа внутри корабля, но и давать возможность выхода в космос. Системы жизнеобеспечения скафандра работали от систем станции, с которой были связаны кабелем. Рабочее давление в скафандре составляло 191,35 мм. рт. ст. Предполагалось, что скафандры будут универсальными, то есть использовать их смогут все астронавты отряда MOL. Контракт на изготовление скафандров также выиграла компания «Хамилтон Стандарт». Для проводившегося в январе 1967 г. на базе ВВС США Райт-Патерсон конкурса компания провела 18-месячные исследования, и предложила сразу 7 вариантов.

В соответствии с заключенным с ВВС США контрактом с сентября 1967 г. по июль 1969 г. компания изготовила и передала ВВС 22 скафандра модели МН-7 (скафандр фирмы «Хамилтон Стандарт» для станции MOL, 7-я модель). Все они были так называемыми тренировочными скафандрами, предназначенными для наземных тренировок. Лётные экземпляры скафандров (которые, видимо, так и не были изготовлены) получили обозначение МН-8. Одной из особенностей скафандра МН-8 была так называемая аварийная кислородная система, представлявшая собой расположенный над правым коленом автоматически открываемый баллон, обеспечивающий 10-минутный запас кислорода. В отличие от МН-7 этот скафандр должен был иметь смотровое стекло гермошлема с противосолнечной защитой и измененное внешнее покрытие скафандра из мейлара с подосновой из стекловолокна с тефлоном.

В целях экономии средств при проектировании орбитальной станции американцы решили для транспортировки экипажа использовать уже разработанный двухместный корабль «Джемини». Доработанный для нужд орбитальной станции корабль имел ряд принципиальных отличий от базовой модели и получил наименование «Джемини-Б».

Основным отличием этого корабля было создание переходного туннеля в нижней части капсулы, через который астронавты должны были попадать в станцию. Эта доработка вызвала наибольшие волнения у специалистов фирмы «Мак Доннел Аэкраф». Сложность была вызвана тем, что при такой конструкции переходной люк располагался в середине теплозащитного экрана.

Любопытно, что такое же решение было принято специалистами КБ Челомея при разработке транспортного корабля снабжения (ТКС) для орбитальной станции. Помимо всего прочего, для обеспечения возвращения с более высокой орбиты сам щит был увеличен в диаметре. Для проверки того, как поведет себя защитный экран с установленным в нем люком, спускаемый аппарат корабля «Джемини-2» был доработан и испытан 3 ноября 1966 г. Помимо решения проблем с теплозащитным экраном пришлось перекомпоновать кабину экипажа, не только установив в нее дополнительные приборы, но и высвободив место для установки переходного туннеля между креслами астронавтов.

Другим отличием был отказ от чисто кислородной атмосферы на корабле. На старте, находясь в скафандрах, астронавты дышали кислородом, но сама кабина была заполнена гелием. Во время полёта к станции атмосфера корабля приводилась к атмосфере, идентичной по составу кислородно-гелиевой атмосфере станции MOL.

Еще одно отличие состояло в отсутствии на «Джемини-Би» установленной на базовых кораблях системы OAMS (Orbital Attitude Maneuvering System), и её замене на 6 двигателей реактивной системы управления (RCS), расположенных спереди корабля. Таким образом, они решали сразу две задачи: выдачу тормозного импульса для схода с орбиты и отвод капсулы от ракеты-носителя в случае аварии на этапе выведения.

Важным отличием новой модели корабля явился увеличенный ресурс. Так, кораблю предстояло провести 30 дней на орбите в составе комплекса. Обратной стороной этого решения стало то, что после отстыковки от станции корабль мог совершать автономный полёт в течение всего 14 часов.

Изменена была также и приборная панель управления, в основном в связи с необходимостью установки дополнительного индикаторного оборудования.

В марте 1966 г. на ракетной базе Ванденберг Западного испытательного полигона началось строительство стартовой площадки № 6 для ракеты «Титан-IIIC», которая должна была вывести станцию на орбиту.

В феврале 1967 г. был определен основной подрядчик по изготовлению станции — фирма «Дуглас». В то же время НАСА передало ВВС капсулу «Джемини-6» и другое оборудование для подготовки будущих экипажей MOL.

В составе ВВС США уже имелся отряд астронавтов, которые должны были летать на MOL. В первый набор вошли кадровые пилоты: Майкл Адамс, Альберт Круз, Ричард Лойер, Лэклан Макли, Френсис Нейбек, Джеймс Тейлор, Ричард Трули, Джон Финли. Из них только Ричард Трули летал в космос — он стал 105-м человеком, побывавшим на орбите.

Единственный старт по программе MOL состоялся 3 ноября 1966 г. В этот день ракета-носитель «Титан-IIIC», стартовавшая с мыса Канаверал, вывела на орбиту макет станции, представлявший собой пустой топливный бак от ракеты «Титан-II». К баку был пристыкован спускаемый аппарат «Джемини-В» (модернизированный вариант «Джемини-2»). Кроме того, там же находилось три малых ИСЗ связи OV-4—1T, OV-4—1K и OV-1—6. Общий вес этих аппаратов составлял 9160 кг.

На высоте 160 км «Джемини» отделился от третьей ступени «Титана-IIIC», вошел в атмосферу и благополучно приводнился на парашюте.

После этого третья ступень ракеты-носителя включалась ещё дважды, и она вышла на орбиту, где произошло разделение полезной нагрузки.

Макет MOL вышел на орбиту, близкую к круговой, с параметрами: апогей — 305 км, перигей — 298 км, угол наклонения орбиты — 32,8°, период обращения — 90,4 минуты. Три малых спутника были выведены на близкие орбиты.

До сих пор неизвестно, было ли установлено на макете спутника MOL какое-либо штатное оборудование. На орбите он пробыл до 1 сентября 1967 г., а затем вошел в плотные слои атмосферы и разрушился. В целом эксперимент прошел успешно и показал готовность к будущим полётам.

К началу 1969 г. был составлен следующий план полётов:

| Станция | Дата старта | Примечания |
|---|---|---|
| MOL 1 | 1 декабря 1970 г. | Беспилотный |
| MOL 2 | 1 июня 1971г. | Беспилотный |
| MOL 3 | 1 февраля 1972 г. | Возможный экипаж: Джеймс Тейлор и Альберт Круз |
| MOL 4 | 1 ноября 1972 г. | |
| MOL 5 | 1 августа 1973 г. | |
| MOL 6 | 1 мая 1974 г. | Возможный экипаж: Ричард и Роберт Гриппен |
| MOL 7 | 1 февраля 1975 г. | |

Тем не менее сроки сдвигались, стоимость проекта возрастала, и, главное, уже были получены отличные результаты при использовании разведывательных спутников «Корона». И 10 июня 1969 г. президент США Ричард Никсон принял решение о закрытии программы MOL. На проведение работ было потрачено около 30 млн долларов, а стоимость всей программы в момент закрытия оценивалась в 2,2 млрд долларов (при изначальной цене в 1,5 млрд).

Оставшееся от станции оборудование было передано в музеи: наряду со спускаемым аппаратом «Джемини-2», находящимся в Космическом музее ВВС, в Аэрокосмическом музее Сан-Диего установили макет (в 1/30 величины) станции в её финальной конфигурации.

Частично оборудование, изготовленное для станции, было использовано в других программах, в том числе на спутниках оптической разведки серии «Key Hole» («Замочная скважина»).

Четырнадцать действующих астронавтов отряда MOL остались без работы. Семеро из них перешли на работу в НАСА, составив так называемый 7-го набор НАСА. У остальных возраст для перехода в отряд НАСА был выше допустимого, и они продолжили службу на лётных должностях в ВВС США.

## Глава 2
## ПИЛОТИРУЕМЫЕ ВОЕННЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ НА БАЗЕ «СОЮЗА»

Началом работ над военным пилотируемым космическим аппаратом «Союз-Р» стала дата 12 сентября 1962 г. В этот день стали разрабатывать новый противоспутниковый проект. Он была рассчитана на

поражение цели не ядерной боевой частью, а за счёт прямого попадания противоспутниковой ракеты во вражеский космический аппарат. Оперативность же её использования достигалась за счёт самолётного базирования. Но об этом я расскажу ниже.

24 декабря 1962 г. С.П. Королев подписал документ, предусматривавший создание на базе корабля 7К две его модификации: орбитальный корабль-перехватчик «Союз-П» и корабль для ведения разведки из космоса «Союз-Р». ВВС и РВСН поддержали такой расширенный вариант «Союза».

Однако сам Королев предпочитал работать на ТАСС и, оставив в своем ОКБ-1 работы по основной теме 7К, сначала предложил прикладные военные проекты «Союз-Р» и «Союз-П» В.Н. Челомею, а после его отказа отдал их в 1963 г. — в свой филиал № 3 в Куйбышеве (впоследствии ЦСКБ). Ранее туда были переданы спутники-разведчики «Зенит-2» (корабль 2К) и «Зенит-4» (корабль 4К), а также все работы по Р-7. Туда же он передал разгонный блок 9К и корабль-танкер 11К комплекса «Союз», воспользовавшись постановлением Совмина от 3 декабря 1963 г. Филиалом № 3 ОКБ-1 руководил один из заместителей Королева Дмитрий Ильич Козлов. ЦСКБ немедленно приступило к работам по теме «Союз».

Первоначально предполагалось, что «Союз-П» будет обеспечивать сближение корабля с вражеским космическим объектом, выход космонавтов в открытый космос с целью обследования объекта. Затем, в зависимости от результатов инспекции, космонавты либо выведут объект из строя путем механического воздействия, либо снимут его с орбиты, поместив в контейнер корабля.

По здравому размышлению от такого сложного технически и опасного для космонавтов проекта отказались. В то время практически все советские спутники снабжались аварийной системой подрыва, с помощью которой можно было уничтожить любой свой спутник, чтобы он не попал в руки противника. Адекватных действий ожидали и от потенциального противника, поэтому резонно заключили, что при таком варианте космонавты могли бы стать жертвами мин-ловушек. От инспекции в таком виде отказались, но сам пилотируемый вариант космического перехватчика продолжал развиваться.

В рамках обновленного проекта предполагалось создать корабль «Союз-ППК» («Пилотируемый перехватчик»), оснащённый восемью небольшими ракетами. Изменилась и схема действия системы. По-прежнему корабль должен был сблизиться с космическим аппаратом противника, но теперь космонавты не должны были покидать корабль, а визуально и с помощью бортовой аппаратуры обследовать объект и принять решение об его уничтожении. Если такое решение принималось, то корабль удалялся на расстояние до одного километра от цели и расстреливал её с помощью бортовых мини-ракет.

Габариты космического перехватчика «Союз-ППК»: полная длина — 6,5 м, максимальный диаметр — 2,7 м, обитаемый объём (на двух космонавтов) — 13 куб. м, полный вес — 6700 кг.

Помимо корабля-перехватчика «Союз-П» в филиале № 3 Д.И. Козлова разрабатывались военные корабли «Союз-ВИ» («Военный исследователь») и «Союз-Р» («Разведчик»).

Проект корабля «7К-ВИ» («Союз-ВИ», «Звезда») появился во исполнение постановления Совмина от 24 августа 1965 г., предписывающего ускорить работы по созданию военных орбитальных систем. За основу «Союза-ВИ», как и в предыдущих случаях, была принята конструкция орбитального корабля «7К-ОК», но начинка и система управления сильно отличались. Конструкторы филиала № 3 обещали создать универсальный военный корабль, который мог бы осуществлять визуальную разведку, фоторазведку, совершать маневры для сближения и уничтожения космических аппаратов потенциального противника.

Задержки и сбои в программе лётно-конструкторских испытаний орбитального «Союза» заставили Козлова в начале 1967 г. пересмотреть проект своего военного корабля.

Новый космический корабль «7К-ВИ» с экипажем из двух человек имел полный вес 6,6 т и мог работать на орбите в течение трёх суток. Однако ракета-носитель «Союз» могла вывести на расчётную орбиту только 6,3 т полезного груза. Пришлось дорабатывать и носитель — в результате появился проект новой модернизированной ракеты «Союз-М» («11А511М»).

Проект нового варианта комплекса «Союз-ВИ» был одобрен, и постановлением Совмина от 21 июля 1967 г. утвердили срок пер-

вого полёта военно-исследовательского корабля — конец 1968 г. или начало 1969 г.

В корабле «Союз-ВИ» изменилось расположение основных модулей. Спускаемый аппарат располагался теперь на самом верху. Позади кресел экипажа имелся люк для доступа к цилиндрическому орбитальному отсеку, который был больше, чем по стандарту «Союза». В отличие от других модификаций «Союза», места экипажа располагались не в ряд, а друг за другом. Это позволило разместить приборы контроля и управления по боковым стенам капсулы.

На спускаемом аппарате находилась пушка Нудельмана, разработанная специально для стрельбы в вакууме.

Для отработки этой пушки был создан специальный динамический стенд — платформа на воздушных опорах. Испытания на стенде доказали, что космонавт мог бы нацеливать космический корабль и пушку с минимальным расходом топлива.

В орбитальном модуле имелись различные приборы для наблюдения за Землей и околоземным пространством: оптические системы, радары, фотоаппараты. На внешней подвеске орбитального модуля были закреплены штанги с пеленгаторами, предназначенными для поиска вражеских объектов.

Еще одним новшеством, примененным на «Союзе-ВИ», стала энергоустановка на базе изотопного реактора. Вначале Д.И. Козлов рассматривал возможность использования солнечных батарей, но быстро отказался от этой идеи, поскольку батареи делали корабль уязвимым.

Рассматривался также вариант «Союза-ВИ», оборудованный стыковочным узлом, позволяющим осуществлять стыковку с военной орбитальной станцией «Алмаз».

Габариты космического корабля «Союз-ВИ»: полная длина — 8 м, максимальный диаметр — 2,8 м, обитаемый объём — 11 куб. м, полный вес — 6700 кг.

Однако успехи Челомея в создании истребителей спутников ИС (летавших под псевдонимом «Полёт») поставили крест над разработками «Союза-ВИ».

Зато «Союз-Р» получил одобрение Министерства обороны и был даже включен в пятилетний план космической разведки (1964—

1969гг.). В 1964 г. успешно прошла защита аванпроекта по комплексу «Союз-Р» — орбитальной станции и транспортному кораблю обслуживания. В Центре подготовки космонавтов началась подготовка экипажей для работы на военно-исследовательской станции[1].

В 1964 г. началось создание в ОКБ-52 орбитальной станции военного назначения «Алмаз». Для доставки на него экипажей было предложено использовать транспортный корабль обслуживания, создаваемый по теме «Союз-Р». Решение по созданию орбитальной пилотируемой станции «Алмаз», которая получила индекс 11Ф71 от куйбышевской орбитальной станции, с куйбышевским кораблем 7К-ТК было закреплено постановлением Совмина в июне 1967 г.

Однако уже в эскизном проекте по ракетно-космическому комплексу «Алмаз», подписанном В.Н. Челомеем 21 июля 1967 г., предлагалось использовать в составе станции возвращаемый аппарат, а доставку экипажа производить с помощью транспортного корабля снабжения собственной разработки взамен 7К-ТК.

Окончательный отказ от куйбышевского корабля 7К-ТК был закреплен постановлением Совмина от 16 июня 1970 г.

Решением ВПК от 28 декабря 1966 г. были, с одной стороны, приостановлены работы над 7К-ТК, а с другой — начаты работы по созданию куйбышевским филиалом № 3 военно-исследовательского корабля 7К-ВИ «Звезда» (индекс 11Ф73). Сами работы над кораблем 7К-ВИ начались ещё в 1965 г., и поначалу он ничем не отличался от корабля 7К-ОК.

Первые пуски корабля «Союз» прошли неудачно, и тогда Д.И. Козлов приказал пересмотреть полностью проект. В пересмотренном проекте корабля 7К-ВИ спускаемый аппарат и орбитальный отсек поменялись местами. Теперь сверху размещалась капсула с двумя космонавтами. Под их креслами был люк, ведущий вниз, в цилиндрический орбитальный отсек, который стал больше, чем на кораблях «Союз». Кресла-ложементы располагались в спускаемом аппарате таким образом, что космонавты сидели рядом, но навстречу друг

[1] При рассказе о «Союзе-Р» были использованы материалы из книги Молодцова В.А. «Пилотируемые космические полёты» (2002 г.).

другу. Весь корабль должен был весить 6,6 т. Длительность автономного полёта была определена в один месяц. Для его выведения в КБ Д.И. Козлова разработали новую модификацию ракеты, названную «Союз-М» (11А511М).

Поскольку «Звезда» создавалась исключительно для военных операций в космосе, сверху на спускаемый аппарат было установлено вооружение. Ряд авторов считают, что это была 23-мм револьверная пушка системы Рихтера, но, по моему мнению, первоначально проектировали размещение там 14,5-мм пулемёта тоже револьверного типа и тоже системы Рихтера. Установка предназначалась для защиты военно-исследовательского корабля от вражеских кораблей-инспекторов и спутников-перехватчиков. Наводить пулемёт можно было, управляя всем кораблем.

Рассматривалась возможность установки на спускаемом аппарате стыковочного узла. В орбитальном отсеке 7К-ВИ должно было располагаться оборудование и приборы для военных исследований. Ещё одним новшеством стали на «Звезде» источники электроэнергии. Вместо больших и тяжёлых солнечных батарей решили поставить два радиоизотопных термогенератора. В какой-то степени «Звезда» напоминала американскую военную орбитальную станцию MOL, которая послужила стимулом для создания собственной орбитальной станции

В сентябре 1966 г. в Звездном городке была сформирована группа космонавтов для полётов, в которую вошли как лётчики, так и военные инженеры: Павел Попович, Алексей Губарев, Юрий Артюхин, Владимир Гуляев, Борис Белоусов и Геннадий Колесников. Были сформированы даже два экипажа: Попович — Колесников и Губарев — Белоусов. А в 1967 г. прошел набор кандидатов из числа специалистов военных НИИ специально под программу 7К-ВИ.

Работы по военно-исследовательским космическим проектам привлекали внимание руководства, которое требовало ускорения работ по 7К-ВИ и «Алмазу». Первый беспилотный технологический корабль должен был быть готов к запуску в 1969 г. Но тут вмешался новый главный конструктор ЦКБЭМ В.П. Мишин. Как и в случае с челомеевским кораблем для облета Луны, куйбышеский корабль «Звезда» составлял конкуренцию «Союзам», тем более что он получался лучше

«Союза». Но поскольку 7К-ВИ «Звезда» разрабатывался согласно постановлению Совмина, то просто закрыть его Мишин не мог. Тогда он предложил в конце 1967 г. новый проект орбитальной исследовательской станции «Союз-ВИ» (индекс 11Ф730).

Станция 11Ф730 должна была состоять из орбитального блока ОБ-ВИ 11Ф731 и корабля снабжения 7К-С 11Ф732. Последний предлагалось создать на базе уже летающего 7К-ОК. Для снабжения орбитальной исследовательской станции «Союз-ВИ» предполагалось создать на базе 7К-С грузовой транспортный корабль 7К-СГ. В будущем из этого варианта появился «Прогресс». Только из-за задержки создания 7К-С его базой стал корабль 7К-Т.

В качестве основного аргумента, выдвигаемого В.П. Мишиным, была возможность сделать военно-исследовательский космический корабль на базе уже созданного корабля 7К-ОК за короткий срок и с меньшими затратами. Налицо было классическое прожектерство. Возможностей ЦКБЭМ и его завода не хватало даже на выполнение существующих заданий по 7К-ОК, 7К-Л1, Л3, а тут ещё и 7К-ВИ. Но Мишину хотелось лишь избавиться от конкурента и остаться монополистом по пилотируемым кораблям. При этом судьба военно-исследовательского космического корабля волновала его меньше всего. В конце концов ничего из этой затеи не вышло, зато Мишину удалось устранить конкурента.

К этому моменту работы по созданию орбитальной пилотируемой станции «Алмаз» шли полным ходом, и Мишину космическая станция была не нужна. Но, несмотря на сопротивление Министерства обороны, в начале 1968 г. Мишину при поддержке министра общего машиностроения С.А. Афанасьева и секретаря ЦК КПСС Д.Ф. Устинова удалось добиться закрытия работ по «Звезде» и начала работ по орбитальной исследовательской станции «Союз-ВИ», которая означала лишь возврат к концепции «Союза-Р» трёхгодичной давности. Причем работы по орбитальному блоку 11Ф731 были поручены куйбышевскому филиалу № 3.

Работы по ОИС «Союз-ВИ» действительно шли в ЦКБЭМ с переменным успехом, ведь КБ и так было загружено работами по лунной программе. Да и в филиале № 3 стали к этой теме относиться прохладнее. Единственное, что действительно привлекало внимание В.П. Ми-

шина — это возможность модернизировать 7К-ОК, поэтому работы над серией кораблей 7К-С продолжались.

Работы над ОИС «Союз-ВИ» длились всего около двух лет. Конец им положил проект долговременной орбитальной станции ДОС-7К. В феврале 1970 г. министр общего машиностроения С.А. Афанасьев подписал приказ о прекращении работ над орбитальным блоком ОБ-ВИ, что означало конец работы куйбышевского филиала № 3 по проектам пилотируемых кораблей. Тем же приказом была продолжена разработка кораблей серии 7К-С. С этого времени корабль 7К-С (11Ф732) разрабатывался как пилотируемый корабль для проведения военно-прикладных технических экспериментов и исследований в автономном полёте с возможностью создания на его основе с минимальными доработками модификаций различного целевого назначения. Основной из этих планировавшихся модификаций был транспортный корабль для доставки экипажа на орбитальные станции — тот первоначальный 7К-С.

## Глава 3
## ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ «АЛМАЗ»

История проектирования оборудования станции «Алмаз» началась с 1963 г. В сентябре 1963 г. вышло постановление Совмина, предусматривавшее создание в течение 5—7 лет системы телевизионной глобальной разведки (ТГР), предназначенной для оперативного наблюдения за стратегически важными наземными объектами вероятного противника с целью выявления признаков подготовки и проведения операций, связанных с нанесением ракетно-ядерного удара. Головным исполнителем работ было определено ОКБ-52, возглавляемое В.Н. Челомеем.

В 1965 г. организациями пяти министерств, при головной роли ОКБ-52, был закончен аванпроект, состоящий из нескольких десятков томов.

Спутники весом более 10 т должны были выводиться на рабочие орбиты высотой 350—385 км двухступенчатой ракетой-носителем УР-500.

Специально разрабатываемая аппаратура должна была обеспечивать высокое разрешение изображения, в том числе при низкой осве-

щённости и малой контрастности объектов съёмки, при малом времени устаревания информации.

В итоге задачи беспилотного космического аппарата ТГР было решено частично реализовать на орбитальной пилотируемой станции (ОПС). Дело в том, что в СССР в 1960-х гг. разработка автоматических средств космической разведки наземных целей находилась в начальной стадии. Поэтому получение информации с орбитальной станции, оснащённой комплексом фотографической, фототелевизионной, оптической, радиолокационной, радиотехнической аппаратуры, управляемой и нацеливаемой на нужные объекты подготовленным экипажем космонавтов, было наиболее эффективным средством распознавания особо важных стратегических объектов в глобальном масштабе.

Главным управлением космических средств (ГУКОС) совместно с Генеральным штабом Вооруженных Сил в конце 1964 г. был подготовлен проект тактико-технических требований к пилотируемому космическому аппарату для проведения детальной разведки и военных исследований. Задачу эту возможно было решить только на тяжёлой орбитальной станции, выводимой на орбиту ракетой-носителем УР-500К.

Разработка комплекса, получившего название «Алмаз», и была предложена генеральным конструктором В.Н. Челомеем.

Проект ТТТ был представлен ГУКОС для рассмотрения и согласования ОКБ-52. В этом проекте нашли свое отражение черты ОПС, которые были намечены Челомеем в октябре 1964 г.

Станция «Алмаз» предназначалась для решения задач научного, народно-хозяйственного и оборонного значения и выводилась на орбиту ракетой-носителем УР-500К («Протон-К»).

Станция была вдвое тяжелее той, которую предлагал сделать Д.И. Козлов в рамках проекта «Союз-Р». В начале 1966 г., рассмотрев на конкурсной основе оба проекта — «Союз-Р» и «Алмаз», Научно-технический совет Министерства обороны поддержал проект челомеевской станции. Возможно, это был первый случай в истории советской космонавтики, когда на конкурсной основе делался выбор между двумя равноценными проектами.

«Алмаз» унаследовал индекс 11Ф71 от орбитального блока «Союза-Р». Все наработки куйбышевского филиала по разведывательной орбитальной станции были переданы в ОКБ-52.

Транспортный корабль снабжения 7К-ТК (11Ф72), который должен был обслуживать станцию Козлова, решили сохранить. Только теперь он перешел в тему «Алмаз» — в ней он использовался как средство доставки космонавтов на орбиту. Предложение Челомея о создании собственного транспортного корабля снабжения тогда поддержки не получило. В 1966 г. в КБ Козлова был выполнен эскизный проект транспортного корабля 7К-ТК для комплекса «Алмаз» и началась разработка технической документации. Прототипом его оставался все тот же 7К-ОК («Союз»).

Эскизный проект станции «Алмаз» (11Ф71) был принят в 1967 г. Межведомственной комиссией, состоявшей из 70 известных ученых и руководителей КБ и НИИ промышленности и Министерства обороны.

В 1968 г. появились макеты комплекса «Алмаз». На заводе № 22 в Филях (ныне — завод имени Хруничева) полным ходом шло изготовление корпусов станции. Для конструкторского коллектива В.М. Мясищева (бывшего ОКБ-23), вошедшего филиалом в челомеевский ОКБ-52, разработка больших корпусов космической орбитальной станции была задачей не слишком трудной.

Формально «Алмаз» разрабатывался по техническому заданию Министерства обороны и задумывался как космический наблюдательный пункт с комфортными условиями для экипажа, хорошо оснащённый оптической, фотографической, радиолокационной аппаратурой, с точной системой ориентации и стабилизации станции для наведения аппаратуры в заданный район земной поверхности. Он состоял из орбитальной пилотируемой станции, возвращаемого аппарата и большегрузного транспортного корабля снабжения. Комплекс включал ракету-носитель, техническую и стартовую позиции, наземный пункт приема информации и использовал сеть наземных пунктов командно-измерительного комплекса (КИК) для управления станцией. Предусматривалось создание тренажерных средств для подготовки экипажей.

Окончательный эскизный проект комплекса «Алмаз», включающий в себя базовый блок без возвращаемого аппарата (ВА), то есть собственно станцию, и транспортный корабль снабжения, оснащённый ВА, был принят межведомственной комиссией в 1967 г.

ОПС «Алмаз» (индекс 11Ф71) имела стартовый вес 18,9 т, общую длину 11,61 м и максимальный диаметр 4,15 м. Она состояла из герметичного и негерметичного отсеков. Герметичный отсек конструктивно делился на две части, которые можно условно назвать зонами малого и большого диаметров. Зона малого диаметра (поперечный размер по гермокорпусу — 2,9 м) располагалась в передней части ОПС и закрывалась при выведении коническим головным обтекателем. Иллюминаторы и часть приборов вне гермоконтура прикрывались локальными сбрасываемыми крышками. Далее через конический переходник шла зона большого диаметра (поперечный размер по гермокорпусу — 4,1 м).

Внутренний герметичный объём ОПС (около 90 куб. м) включал бытовую, рабочую, приборную и переходную зоны. Бытовая зона с несколькими обзорными иллюминаторами размещалась в гермоотсеке малого диаметра и предназначалась для отдыха и сна космонавтов, приема пищи и проведения медицинских экспериментов. У одного борта располагались стол с подогревателями пищи, кресла космонавтов, емкости с водой и встроенные контейнеры с продуктами питания.

Над столом был смонтирован пульт управления системой жизнеобеспечения. У другого борта — шкафы с медицинским оборудованием, комплектами белья, предметами быта и личными вещами космонавтов всех экспедиций, магнитофон с фонотекой и радиоприемник. Торец бытовой зоны отдан под спальные места космонавтов.

В гермоотсеке большого диаметра располагалась рабочая зона с пультами управления и контроля станции, пультом пилота с отображением текущих координат и индикатором пространственного положения ОПС, с ручкой управления ориентацией станции, оптическим визирно-измерительным устройством ОД-5, позволявшим останавливать «бег» земной поверхности и наблюдать отдельные районы с разрешением 7—8 м, панорамно-обзорным устройством ПОУ-11 для широкого обозрения земной поверхности, перископом кругового обзора и контроля за окружающим космическим пространством.

Заднюю часть рабочей зоны занимали фотоаппарат «Агат-1» с фокусным расстоянием 6375 мм и разрешающей способностью менее трех метров, и система управления ОПС. В состав аппаратуры входил большой оптический телескоп с переменным фокусным расстоянием

до 7,2 м для детального наблюдения за объектами, расположенными на земной поверхности, в акватории Мирового океана и в атмосфере Земли, а также инфракрасная аппаратура «Волга» с разрешающей способностью 100 м.

Телескоп был совмещён с широкопленочным фотоаппаратом АСА-34Р и занимал герметичную нишу от пола до потолка.

Позднее предполагалось оснастить ОПС средствами наблюдения в других диапазонах электромагнитного средства, в том числе мощным радиолокатором бокового обзора с синтезированной апертурой. Крупногабаритные панели антенны типа «фазированная решетка» этого радиолокатора должны были раскладываться вперёд вдоль корпуса станции.

Работы по радиолокационной системе «Меч» были начаты в НИИ-17 (ныне ОАО концерн «Вега») в 1966 г. РЛС должна была предоставлять детальное радиолокационное изображение с разрешением 20—30 м в зоне захвата 20 км. В отличие от некогерентных РЛС, в «Меч-А» в процессе движения КА осуществлялось запоминание принятых сигналов (радиоголограммы) с последующей их специальной обработкой, аналогичной получению изображений по голограмме. В результате формировалась «искусственная» (синтезированная) апертура антенны, позволяющая в сотни и тысячи раз улучшить разрешающую способность радиолокатора вдоль направления полёта.

Объём информации, получаемый комплексом «Меч-А» был огромен, а средства запоминания только оптические — на фотопленке: кассеты должны были сбрасывать на Землю раз в 3 месяца в специальных капсулах, подготовленных космонавтами.

РЛС «Меч-А» функционировала в 10-см диапазоне волн. Антенна волноводнощелевого типа с размахом 15 × 1,5 м состояла из трёх панелей, последовательно раскрывавшихся в космосе.

Вернемся к станции «Алмаз». В рабочей зоне стояла бортовая проявочная машина для диффузной обработки фотопленки и световой стол, на котором можно было детально, с увеличением рассмотреть проявленную фотопленку.

Изображение наземных объектов фиксировалось тремя каналами фотопленки, одну из которых можно было обработать на борту станции с помощью аппаратуры «Печора» и передать на Землю по теле-

визионному каналу. Это была новая разработка Всесоюзного НИИ телевидения. Основная фотопленка должна была спускаться на Землю в капсуле специнформации (КСИ) типа 11Ф76. Для этого на станции имелись шлюзовая и пусковая камеры. Шлюзовая камера имела также люк для выхода экипажа в открытый космос.

На станции устанавливался комплексный тренажер с бегущей дорожкой для физических тренировок и масс-метр для взвешивания космонавта в невесомости. Имелся шлюз для удаления контейнеров с отходами, туалет и шкаф с предметами личной гигиены.

В приборной зоне размещалась аппаратура и агрегаты бортовых систем станции: ориентации и управления движением, жизнеобеспечения, электропитания, радиосвязи, телеметрии, командной радиолинии и других систем. Комплексом аппаратуры управляла БЦВМ «Аргон-12А».

Снаружи гермоотсека монтировались панели теплообменников системы терморегулирования, датчики системы ориентации, антенны телеметрии и радиосвязи.

Переходная зона имела сферическую форму и жёстко соединялась с рабочей зоной большого диаметра. Между переходной и рабочей зонами размещался гермолюк. Снаружи на торце переходной зоны располагался пассивный стыковочный узел типа «Конус» с люком-лазом для перехода космонавтов из транспортного корабля «Союз» в ОПС. В верхней части переходной зоны был люк для выхода космонавтов в открытый космос. При этом переходная зона должна была использоваться как шлюзовая камера, в которой находился контейнер для укладки в него двух выходных скафандров (которых фактически ни на одном «Алмазе» не было).

Нижняя часть переходной зоны сопрягалась с пусковой камерой, из которой отстреливалась КСИ.

При выведении станции на орбиту в эту камеру устанавливалась одна капсула, позволяющая доставить на Землю до 100 кг груза (фотопленка, результаты исследований), который загружали в КСИ космонавты. После завершения программы полёта капсула автоматически отстреливалась из ОПС. КСИ имела форму, близкую к цилиндрической, с полусферическим передним днищем. Она имела собственную пороховую двигательную установку (ДУ), па-

рашютную систему, сбрасываемый теплозащитный экран и спускаемый отсек с маяком. Стабилизация капсулы перед включением ДУ осуществлялась закруткой после необходимой ориентации перед выпуском со станции.

Учитывая то, что в период проектирования комплекса в США велись работы над различного рода космическими инспекторами-перехватчиками и буксировщиками спутников, на станции были приняты меры для защиты от подобных аппаратов.

Для защиты «Алмаза» от спутников-истребителей и спутников-«инспекторов» в ОКБ-16 (КБТМ) под общим руководством главного конструктора А.И. Нудельмана были созданы два комплекса вооружения: «Щит-1» и «Щит-2». Первоначально для «Щита-1» конструктор А.А. Рихтер спроектировал 14,5-мм пулемёт револьверного типа (по образцу пушки Р-23), а затем (видимо, решили, что калибр 14,5 мм слабоват) и 23-мм револьверную пушку с четырьмя патронниками. Системы Рихтера были выбраны из-за их высокой скорострельности и малой длины. В комплекс «Щит-2» входила первая в мире ракета класса «космос — космос».

Двигательная установка имела вытеснительную систему подачи топлива (азотная кислота — несимметричный диметилгидразин) и состояла из сферических топливных баков, шар-баллонов с газом наддува, двух ЖРД коррекции тягой по 400 кгс, шестнадцати ЖРД жёсткой стабилизации по 20 кгс, двенадцати ЖРД мягкой стабилизации по 1,2 кгс и четырёх ЖРД коррекции по 40 кгс. Агрегаты ДУ, за исключением ЖРД стабилизации, устанавливались в кормовой части станции. Двигатели системы стабилизации стояли на переходном отсеке в носовой части ОПС.

В связи с необходимостью обеспечения высокой надежности из-за пребывания на борту станции космонавтов возникли большие трудности в создании и отработке агрегатов ДУ, которые дублировались и завязывались в общую пневмогидросхему с едиными баками топлива и баллонами наддува. Двигатели стабилизации изготавливало КБ МАП главного конструктора В.Г. Степанова, коррекции — КБХА[1] МОМ главного конструктора А.Д. Конопатова.

---

[1] Конструкторское бюро химической автоматике в Воронеже.

Агрегаты ДУ размещались вокруг шлюзовой камеры. Здесь же находились раскрывающиеся антенны связи с Землей, антенна системы сближения «Игла», а также две большие панели солнечных батарей общей площадью 52 кв. м и максимальной мощностью 3,12 кВ·А. Ориентация батарей на Солнце осуществлялась по одной оси, за счёт стягивания тросовой системы — станция как бы покачивала огромными «крыльями». Перед стартом солнечные батареи складывались по бокам шлюзовой камеры «гармошкой». Хвостовая часть станции закрывалась конусообразным щитом из экранно-вакуумной теплоизоляции.

Отличительной особенностью ОПС явилась совершенная бортовая система управления (БСУ), включающая системы ориентации, стабилизации на ЖРД и электромеханических приводах (гиродинах), управления двигателями коррекции, автономного ручного управления и программно-коммуникационную аппаратуру. БСУ разработки ОКБ-52 обеспечивала управление станцией во всех режимах полёта и имела уникальные характеристики точности стабилизации.

Впервые для стабилизации и разворота крупного КА была применена система с шаровым трёхкоординатным электродвигателем-маховиком и кольцевым маховиком в качестве исполнительных органов, обеспечивающая стабилизацию с точностью выше 10 минут, уменьшающая расход топлива ЖРД в системе ориентации до 10—15 г/виток.

В начале работы над «Алмазом» Челомей хотел предложить ОКБ-1 разработать новый мощный транспортный корабль для комплекса «Алмаз». Однако, предвидя возможные сложности общения с Королевым, он решил спроектировать такой корабль силами своего ОКБ, в частности его филиала № 1 в Филях.

Все работы по комплексу «Алмаз» распределялись следующим образом: проект в целом, ОПС и ВА транспортного корабля снабжения разрабатывались в головной организации Челомея, получившей к 1967 г. наименование Центральное конструкторское бюро машиностроения (ЦКБМ); собственно ТКС создавался в филиале № 1 ОКБ-52, получившем впоследствии наименование КБ «Салют». И ОПС, и ТКС с ВА должны были запускаться с помощью ракеты-носителя УР-500К «Протон», которая разрабатывалась в филиале № 1 ОКБ-52. Станцию, корабль и РН предполагалось изготавливать на Машиностроительном заводе имени М.В. Хруничева, приданном филиалу № 1.

В связи с тем, что разработка ТКС началась в 1967 г., когда работы по ОПС велись полным ходом, предполагалось, что до ввода в строй корабля снабжения экипаж на станцию будет доставляться с помощью космического корабля «Союз» модификации 11Ф615А9. В этом вопросе с помощью руководства отрасли было налажено взаимодействие между ЦКБМ и Центральным конструкторским бюро экспериментального машиностроения (ЦКБЭМ), руководимым В.П. Мишиным. На каждую из трёх запланированных к лётно-конструкторским испытаниям ОПС должны были доставляться по три экспедиции, которым предстояло совершать полёты продолжительностью до двух месяцев. Первоначально предполагалось, что в состав каждой будут входить три космонавта. После доработки в 1971—1972 гг. корабль «Союз» стал двухместным, и теперь в экспедиции стали включать по два космонавта.

Со стороны заказчика перед создателями комплекса стояли очень высокие требования по характеристикам целевой и служебной аппаратуры, надежности и длительности её функционирования. И если график работ по созданию корпусов ОПС и некоторых служебных систем соблюдался четко, то комплектация приборного состава затягивалась.

Для преодоления отставания руководство отрасли предусмотрело возможность кооперации организаций Челомея и Мишина, который сменил Королева после его смерти, на посту руководителя ОКБ-1, с тем чтобы использовать оборудование и системы, разработанные в ЦКБЭМ, для оснащения изготовленных в ЦКБМ корпусов ОПС «Алмаз». Кроме того, рассматривались другие варианты взаимодействия конструкторских бюро, однако ни один из них оптимальным признан не был. Взаимопонимания между этими двумя ведущими организациями — разработчиками космической техники достичь не удалось.

Вся документация по «Алмазу» в НПОМ до сих пор засекречена. Я говорю «до сих пор», поскольку 10 ноября 2009 г. генеральный директор НПО машиностроения Герберт Александрович Ефремов сказал автору, что в ближайшее время часть информации будет рассекречена. А пока я предоставлю слово ветерану ОКБ-52 Владимиру Абрамовичу Поляченко: «В 1968 г. были выпущены рабочие чертежи на корпус и приборные рамы ОПС, а 11 сентября 1970 г. ЦКБМ и Машзаводом

им. М.В. Хруничева был утвержден "Акт о передаче рабочей технической документации" в полном объёме согласно ведомостям общей сборки по изделиям 1—11Ф71Б (такой индекс дал заказчик ГУКОС орбитальному блоку) и 1—11Ф71В (возвращаемый аппарат — впоследствии 11Ф74). Здесь мне пришлось очень постараться: "хвосты", как всегда, были, а начальство от министра до генерального конструктора требовало: отдайте документацию на завод! Так что такой акт был крайне необходим.

Головным предприятием по изготовлению блоков бортовой систему управления (БСУ) ОПС по технической документации ЦКБМ был определен Киевский радиозавод (КРЗ, директор Дмитрий Гаврилович Топчий). Какую-то роль в этом сыграл я, агитируя министерских чиновников за выбор именно этого предприятия. И мне не пришлось об этом жалеть: завод и его КБ прекрасно справились с этой работой, а я смог регулярно навещать своих родителей, которые жили в Киеве, на моей родине.

Изготовление двигательной установки ОПС и каркаса солнечных батарей по нашей технической документации было поручено опытному производству филиала № 1 ЦКБМ.

Программой стендовой отработки ОПС предусматривалось изготовление и наземные испытания восьми изделий — отработка компоновки и размещения оборудования орбитального блока, статические прочностные испытания, вибродинамические испытания, испытания систем жизнеобеспечения с экипажем, климатические испытания, отработка отделения сбрасываемых элементов (обтекателей, крышек, спускаемой капсулы), отработка узла стыковки с транспортным кораблем, комплексный тренажер. Кроме того, отдельно изготавливались и испытывались двигательная установка, солнечные батареи, а также парашютная система спускаемой капсулы при самолётных испытаниях.

Для комплексных испытаний системы управления ОПС были оборудованы стенды в "мраморном" зале приборного корпуса ЦКБМ.

Был изготовлен полномасштабный аналог ОПС — изделие № 0100, в одном из корпусов был оборудован центр управления полётом станции, на аналоге отрабатывалась полётная циклограмма ОПС с участием испытателей из отряда космонавтов ЦКБМ. Отряд был сформи-

рован из инженеров предприятия, все ребята прошли медицинскую комиссию в Центре подготовки космонавтов, хорошо изучили станцию и готовились к полётам на ней. К сожалению, нашим испытателям не пришлось побывать в космосе.

На станции "Алмаз" экипажи должны были выполнять продолжительные полёты и напряженную работу в космосе. До этого в Советском Союзе и США полёты космонавтов продолжались не более недели, и они не имели возможности надолго покидать рабочего кресла. Длительная невесомость, перемещения по станции, поддержание физической формы космонавтов, возможные медико-психологические последствия — все эти медико-технические вопросы, в рамках возможного, проверялись и отрабатывались в наземных условиях. Для этого испытателями и кандидатами в космонавты проводились испытания на невесомость на летающих лабораториях Ту-104 и Ил-76К, а также медико-биологические и технические эксперименты в сурдокамере ГОСНИИ авиационной и космической медицины с полной изоляцией экипажа из трёх человек на семьдесят суток. В испытаниях на невесомость и в эксперименте в сурдокамере участвовал испытатель от ЦКБМ Л.Д. Смиричевский.

Дооснащался полигонный комплекс на космодроме, пункт приема информации. Был уже определен состав экипажей для полётов на станцию "Алмаз", тренировки которых велись в Центре подготовки космонавтов (ЦПК). Среди экипажей были летавшие лётчики-космонавты — П.И. Беляев, П.Р. Попович, Б.В. Волынов, В.В. Горбатко, а также группа ещё не летавших.

Всё предвещало скорое начало полётов наших станций. Но дело повернулось иначе...

Однажды в ЦКБМ приехала очень представительная делегация из ЦКБЭМ (так называлось теперь ОКБ-1) — Б.Е. Черток, К.Д. Бушуев, К.П. Феоктистов, Ю.П. Семёнов. Министр С.А. Афанасьев попросил заместителей генерального конструктора (В.Н. Челомей в это время был болен) принять их и показать нашу орбитальную станцию.

На первом этапе создания системы "Алмаз" экипажи на ОПС должны были доставляться кораблями "Союз", наша фирма тесно сотрудничала с ЦКБЭМ и много сведений о станции "Алмаз" было выдано им в рабочем порядке. На ОПС ставили пассивную часть стыковоч-

ного узла и ответную часть радиоаппаратуры сближения и стыковки "Игла", разработанные для кораблей "Союз", и поэтому велись совместные расчёты взаимодействия масс объектов при стыковке, согласовывалась схема обеспечения корабля "Союз" при его полёте со станцией и так далее. Но подробно станцией "Алмаз" до этого ЦКБЭМ не интересовались.

Мы повели товарищей в цех, показали устройство станции, рассказали состояние отработки, планы, ожидаемые сроки пуска. Гости остались довольны.

Вскоре руководство ЦКБМ получило поручение министра общего машиностроения С.А. Афанасьева рассмотреть возможность ускорить запуск первой орбитальной станции, поставив на нее готовую аппаратуру управления корабля "Союз".

Система управления ОПС была плотно закомпонована, под нее была изготовлена конструкция рам, отработка её велась нормально, новые гироприборы были уже готовы, иная система электромеханической силовой стабилизации изготовлена, да и свои приборы тоже. Все это должно было обеспечить выполнение ТТТ Министерства обороны.

Попробовали установить в станцию приборный отсек "Союза" целиком, ограничиться демонтажем части аппаратуры наблюдения. С трудом, но получалось. Однако ЦКБЭМ это не устраивало. А давление продолжалось: срочно, в течение одного года, нужна орбитальная станция, "лишь бы скорее летать!" На фоне американских успехов на Луне и наших неудач, надо было скорее выйти на наш новый, "магистральный путь человека в космос", как было сказано в докладе Л.И. Брежнева на торжественном заседании 7 ноября 1969 г. Секретарь ЦК КПСС Д.Ф. Устинов не мог допустить, чтобы первым на этом пути был бы ненавистный ему Челомей. Он с энтузиазмом поддержал предлагаемый Подлипками грабеж челомеевской фирмы. Об этом довольно откровенно, если не сказать цинично, пишет К.П. Феоктистов в своей книге "Траектория жизни". Он называет эту акцию "пиратством", причем признаем, что она производилась "без всякого материального подкрепления".

И ЦКБЭМ срочно сделало проект: взяли корпус ОПС "Алмаз", установили на него переходной отсек, поставили солнечные батареи и другие системы корабля "Союз" и назвали все это "долговременной

орбитальной станцией" ДОС. Но нужны были рабочие чертежи, нужна была матчасть. И это решилось в командной системе просто. По указанию Устинова филиалу № 1 ЦКБМ дали задание — сдать чертежи по проекту ЦКБЭМ. Заместитель В.Н. Челомея на филиале В.Н. Бугайский команду охотно выполнил: с наших чертежей, имевшихся на заводе им. М.В. Хруничева, сняли диазокальки и, не вычищая даже наших подписей, выпустили к ним доработанные чертежи по проекту ДОС (17К). При этом забросили на длительное время разработку корабля ТКС. "Нашлась" и матчасть: по приказу министра забрали восемь орбитальных блоков ОПС "Алмаз" для переделки в стендовые и лётные станции ДОС.

Тема "Алмаз" была отброшена на два года, но зато руководство ВПЕ получило шанс компенсировать провал советской лунной программы.

На заводе им. В.М. Хруничева призывали нас протестовать, там тоже было жалко пускать под резец уже готовые, герметичные отсеки. Но кому жаловаться? Руководство страны требовало запустить первую орбитальную станцию ДОС к столетию со дня рождения В.И. Ленина, в апреле 1970 г.

Работе над станцией ДОС дали зеленый свет. Несмотря на все обещания, первая станция ДОС была запущена спустя год после заданного срока, 19 апреля 1971 г., и её назвали "Салют". История этой станции полна неприятностей и окончилась трагически. Для доставки экипажа на станцию 23 апреля 1971 г. был запущен корабль "Союз-10", однако его экипаж — В.А. Шаталов, А.С. Евсеев и Н.Н. Рукавишников — перейти в станцию "Салют" не смог из-за плохой стыковки корабля со станцией. Второй экипаж стартовал 6 июня 1971 г. на корабля "Союз-11". На этот раз космонавты Г.Т. Добровольский, В.Н. Волков и В.И. Пацаев перешли в станцию "Салют". После двадатичетырехсуточной работы на станции экипаж корабля "Союз-11" при возвращении на Землю трагически погиб из-за разгерметизации спускаемого аппарата корабля "Союз"»[1].

Тем временем в ЦКБМ и на заводе им. Хруничева шла работа над первой ОПС «Алмаз». В Институте авиационной и космической меди-

[1] *Поляченко В.А.* На море и в космосе. Воспоминания. С. 137—141.

цины в герметичном изолированном орбитальном блоке станции находились испытатели В.С. Панченко и А.Ю. Алиев. 11 января 1972 г., после 36 суток «полётного» режима, они, выйдя из станции, доложили руководству и комиссии: «Компоновка рабочего и жилых отсеков удобная, воздух хороший, без запахов, к шуму и вибрации от приборов вскоре привыкли».

Космонавты тренировались на фрагментах станции в гидробассейне и на самолёте-лаборатории Ту-104.

В начале 1973 г. первую лётную ОПС «Алмаз» начали готовить к полёту на космодроме Байконур.

В 9 ч. 00 мин. UTC 3 апреля 1973 г. с космодрома Байконур с площадки 81Л стартовала ракета-носитель «Протон-К», выведшая на орбиту станцию «Алмаз», названную ТАСС «Салют-2». Параметры её орбиты: перигей — 215 км, апогей — 260 км, угол наклонения — 51,6°, время обращения — 89 минут.

По программе были задействованы все системы ОПС, раскрыты солнечные батареи, станция была сориентирована в орбитальной системе координат (продольная ось по вектору скорости), опробовали переход в инерциальную систему координат (с измененным положением осей станции в пространстве), провели стабилизацию в различных режимах с помощью ЖРД и электромеханической системы.

В отсеках станции поддерживался нормальный тепло-влажностный режим атмосферы. Радиоуправление и телеметрия обеспечивали постоянный контроль работы станции.

Но на 13-е сутки полёта, на 188-м витке орбиты, 15 апреля, были получены данные, что основная телеметрическая система не работает. По «малой» телеметрии давление в гермоотсеке упало наполовину. Траекторные измерения показали небольшое изменение орбиты станции, как будто ей сообщён импульс скорости.

25-тонная станция «Салют-2», постепенно снижая орбиту, вошла в плотные слои атмосферы и упала в океан.

Замечу, что ПВО США с 3 апреля в течение суток наблюдались осколки взорвавшейся третьей ступени ракеты-носителя станции «Салют-2». Филиалом ЦКБМ после этого запуска были приняты меры по обеспечению безопасности третьей ступени ракеты «Протон» на орбите.

24 июня 1974 г. в 22 ч. 38 мин. UTC с космодрома Байконур с площадки 81Л ракетой «Протон» была выведена станция «Алмаз» под псевдонимом «Салют-3». Параметры орбиты: перигей — 219 км, апогей — 270 км, угол наклонения — 51,6°, период обращения — 89,1 минут.

В течение восьми суток за полётом станции велось непрерывное наблюдение. В ЦКБМ на точной копии станции — её аналоге — проводились все операции и проверялись все команды перед выдачей их на борт. На космодроме было организовано обобщение данных по состоянию станции и взаимодействие с техническим руководством по подготовке корабля «Союз», который должен был доставить на станцию экипаж в составе П.Р. Поповича и Ю.П. Артюхина.

Передали для укладки в корабль последние грузы, доставляемые на станцию, а также бортовую документацию с последней корректировкой.

3 июля 1974 г. в 18 ч. 51 мин. UTC на станцию «Алмаз» стартовал первый экипаж. Попович и Артюхин («Беркуты») на корабле «Союз-14» 5 июля благополучно состыковались со станцией и перешли в нее. ОПС начала работать в пилотируемом режиме.

Несмотря на общее со станциями ДОС название «Салют», ОПС «Алмаз» принципиально отличалась от них техническими решениями внешней и внутренней компоновки, а главное — схемой полёта.

Выполняя задачи космической разведки малоразмерных и частично замаскированных целей, станция «Алмаз» совершала полёт по более низкой орбите, с ориентацией комплекса спецаппаратуры на Землю в течение большей части суточных витков. Кроме того, таким арсеналом систем наблюдения, которым была оснащена ОПС, могли управлять только хорошо обученные, тренированные, дисциплинированные люди. Поэтому экипажи ОПС «Алмаз» комплектовались исключительно военными лётчиками из отряда космонавтов. Эти характерные особенности станций «Алмаз» сразу же отметили эксперты США.

Итак, 5 июля космонавты Попович и Артюхин через шлюзовую камеру вошли в орбитальный блок ОПС. Началась пятнадцатисуточная вахта космонавтов на станции. Серьезных замечаний у космонавтов не было, а Попович даже назвал станцию «красавицей». Космонавты отрегулировали температуру в отсеках, переместили вентиляторы, ус-

троили точки фиксации переносных приборов и приступили к выполнению намеченной программы. Помимо отработки основных систем станции космонавты вели большую исследовательскую работу: астрономические наблюдения, выращивание кристаллов, метеонаблюдения, медико-биологические исследования.

19 июля 1974 г. в 09 ч. 03 мин. UTC была осуществлена расстыковка, и в 12 ч. 21 мин. UTC «Союз-14» возвратился на Землю. Спускаемый аппарат приземлился в 140 км юго-восточнее города Джезказган. Продолжительность полёта составила 15 дней 17 часов 30 минут 28 секунд. Потом была встреча космонавтов на подмосковном аэродроме. Павел Попович доложил председателю Государственной комиссии М.Г. Григорьеву: «Программа полёта выполнена полностью!»

А станция «Салют-3» продолжала автономный полёт. К запуску и стыковке со станцией готовился следующий корабль с космонавтами Г.В. Сарафановым и Л.С. Деминым. 26 августа 1974 г., в 19 ч. 58 мин. UNC, в 22 ч. 58 мин. по московскому времени (а на Байконуре была глубокая ночь) был произведен запуск корабля «Союз-15». Корабль был выведен на орбиту с параметрами: перигей — 254 км, апогей — 275 км, наклонение орбиты — 51,6°, период обращений — 89,6 минут.

На космонавтов Сарафанова и Демина возлагались огромные надежды, поскольку предыдущий пробный полёт показал, что на станции созданы все условия для более продолжительного пребывания — и месяц, и два.

Ветеран отряда космонавтов, кандидат технических наук Лев Демин дал много ценных советов в ходе полёта первого экипажа. Геннадий Сарафанов, хоть и молодой, но опытный лётчик, ещё во время подготовки подружился с разработчиками станции и хорошо изучил её. Так что имелись все основания надеяться на успех экспедиции.

Корабль вышел на орбиту. В эфире прозвучали позывные Сарафанова — «Дунай», станция на орбите стыковки. 28 августа началось сближение космических аппаратов. Но тут система сближения и стыковки дала сбой. Космические аппараты ушли из зоны видимости наземных пунктов управления. В конце сеанса связи Сарафанов сказал: «Мы её погоняем».

Корабль ещё неоднократно сближался со станцией, но попытки ручной стыковки оказались безрезультатны. Топлива на корабле оставалось лишь на тормозной импульс для возвращения на Землю.

28 августа, через двое суток полёта, спускаемый аппарат корабля «Союз-15» с Сарафановым и Деминым приземлился в 48 км юго-западнее города Целинограда. Продолжительность полёта составила 2 дня 12 минут 11 секунд. Несмотря на глубокую ночь, поисковая группа быстро обнаружила космонавтов.

30 августа в Звездном городке на заседании Госкомиссии было принято решение усовершенствовать систему сближения и стыковки.

Станция «Салют-3», управляемая с Земли, продолжала полёт в автономном режиме. 23 сентября 1974 г. основная 90-суточная программа закончилась. Попович и Артюхин перед уходом со станции снарядили спускаемую капсулу и установили её в пусковую камеру. Всё это время капсула была готова к пуску. Её решили сбросить в конце основной программы. 23 сентября по команде с Земли станция сориентировалась, открылась крышка пусковой камеры, и капсула стартовала. Поисковики запеленговали маяк при спуске капсулы на парашюте и быстро обнаружили её. Капсулу доставили в Москву. Это была первая в СССР, а возможно и в мире, космическая посылка, подготовленная космонавтами.

Удачно выполненной задаче по спуску первой капсулы специнформации (КСИ) с орбиты предшествовала напряженная и интенсивная работа по её проектированию, изготовлению и испытаниям. КСИ представляла собой вполне самостоятельный космический аппарат. Заказчик (ГУКОС) присвоил ей отдельный индекс — 11Ф76.

Разработка КСИ велась в КБ-1 (ведущим по КСИ был назначен В.М. Рунков). Требования, поставленные проектантами, были жёсткими. Так, вес и габариты должны были быть минимальными. При весе капсулы около 400 кг даже такой мощный транспортный корабль, как ТКС, мог доставить на станцию всего восемь капсул. Каждая капсула должна была спускать на Землю по 2 × 500 м пленки шириной 42 см с обоих каналов фотоаппарата «Агат-1». При интенсивной работе экипажа этих восьми капсул едва хватило бы на время очередного запуска ТКС, планировавшегося через 3 месяца. Но в эти минимальные габариты и вес необходимо было закомпоновать целый набор сис-

тем, обеспечивающих спуск КСИ, сохранность в ней пленки, её приземление, поиск и эвакуацию.

На этом небольшом по размерам космическом аппарате (максимальный диаметр 850 мм) размещались:

— твердотопливные двигатели закрутки КСИ для стабилизации после выхода из пусковой камеры и её обратной раскрутки;

— твердотопливный двигатель для выдачи тормозного импульса и перехода на траекторию спуска;

— парашютная система: вытяжной, тормозной и основной парашюты;

— система амортизации и обеспечения плавучести при посадке на воду — торовый резиновый надувной баллон с системой наддува;

— световой и радиомаяки для пеленгации капсулы, её поиска и эвакуации;

— система аварийного подрыва для уничтожения пленки со специнформацией при нерасчётной подсаке капсулы;

— система электроавтоматики, пиромеханизмы, обеспечивающие работу систем по циклограмме полёта.

КСИ состояла из герметичного контейнера, куда закладывалась экспонированная фотопленка, и сбрасываемого при вводе парашютной системы теплозащитного кока.

Проектанты и конструкторы ЦКБАМ и работники его опытного производства великолепно справились с поставленной задачей, несмотря на то, что работы над КСИ приходилось вести в быстром темпе. Дело в том, что разработка капсулы началась позднее, чем работы по ОПС, а начальство (Минобороны и Челомей) решили установить КСИ в первой же станции «Алмаз». В сжатые сроки были проведены наземные, воздушные и морские испытания КСИ. Капсулу «жарили» на земле, бросали с самолёта Ту-104, испытывали парашютную систему, бросали в море на полигоне в Феодосии, испытывали систему амортизации и обеспечения плавучести при посадке на сушу и на воду. В это время космонавты на аналоге отрабатывали навыки работы по снаряжению КСИ на борту в полёте.

И вот на Байконур были доставлены две первые лётные капсулы 11Ф76, готовые к загрузке в ОПС, прошедшую к тому времени основной цикл подготовки на технической позиции.

Но тут произошел непредвиденный сбой. Для загрузки капсулы в ОПС через её пусковую камеру было спроектировано и изготовлено филиалом № 2 ЦКБМ штатное наземное оборудование. И первая же попытка загрузить капсулу в ОПС сорвалась — монтажно-испытательный корпус не был приспособлен для работы с этой оснасткой.

Сотрудникам ЦКБМ пришлось срочно разрабатывать и изготавливать новую механизированную систему загрузки капсулы на борт ОПС. И проектанты успешно справились с этой задачей. Капсулы поместили на борт ОПС (одну — у заднего днища гермоотсека, вторую — в пусковую камеру) в последний момент перед стартом.

А тем временем станция «Салют-3» продолжала полёт по дополнительной программе. 24 января 1975 г., после семи месяцев управляемого полёта, по команде с Земли её двигательная установка выдала тормозной импульс, станция перешла на траекторию спуска и вошла в плотные слои атмосферы в заданном районе акватории Тихого океана.

Перед спуском с орбиты на ОПС была дана длинная очередь из 23-мм пушки Рихтера системы «Щит-1». Стрельба велась назад в противоположном движению станции направлении, и выпущенные снаряды раньше «Алмаза» вошли в атмосферу и сгорели.

Полёт ОПС «Алмаз» № 2 дал много материалов для последующих работ, но недостаточная надежность систем сближения и стыковки при доставке экипажей не дали в полной мере осуществить намеченную программу. Работы над «Алмазом» продолжались.

А на заводе им. Хруничева в это время строился второй экземпляр ДОС («Салют-4», серийный № 124), запуск которого был произведен 26 декабря 1974 г. в 4 ч. 15 мин. UTC с космодрома Байконур, стартовый комплекс 81П. Пуск осуществлен ракетой-носителем «Протон-К», которая вывела на околоземную орбиту долговременную ОС типа «ДОС» выведен на орбиту с параметрами: перигей — 219 км; апогей — 270 км, наклонение орбиты — 51,6°, время обращения — 89,1 минуты. «Салют-4» работала 25 месяцев. 2 февраля 1977 г. станция прекратила существование, войдя в плотные слои земной атмосферы.

На ней работал экипаж «Союз-17» (07604 / 1975 001A, запуск 10 января 1975 г. в 21 ч. 43 мин. UTC с космодрома Байконур ракетой-носителем «Союз 11А511») в составе: Алексея Александровича Губарева

(командир корабля, 1-й полёт) и Георгия Михайловича Гречко (бортинженер, 1-й полёт). 12 января была осуществлена стыковка корабля «Союз-17» и ДОС «Салют-4». После проверки герметичности стыковочного узла космонавты перешли на борт станции и приступили к выполнению программы научных исследований и экспериментов.

9 февраля 1975 г. в 11 ч. 03 мин. UTC в 110 км северо-восточнее города Целинограда спускаемый аппарат «Союза-17» совершил мягкую посадку. Космонавты возвратились на Землю. Продолжительность полёта составила 29 дней 13 час 19 мин 45 секунд.

Стоит отметить, что если мощности завода им. Хруничева позволяли одновременно изготавливать два типа станций — ОПС «Алмаз» и ДОС, то управлять одновременно двумя пилотируемыми орбитальными станциями в космосе наш командно-измерительный комплекс в то время был не в состоянии. Управление даже одной станцией требовало круглосуточной напряженной работы всех наземных пунктов, особенно в период пилотируемых полётов. Помимо этого, темпы изготовления кораблей «Союз» не позволяли обеспечивать доставку экипажей на обе станции, поэтому запуски станций «Салют» производились в определенной очередности.

Запуск станции «Алмаз» № 3 («Салют-5», серийный № 103—01) состоялся 22 июня 1976 г. в 18 ч. 04 мин. UTC с космодрома Байконур, стартовый комплекс 81Л. Станция выведена на орбиту с параметрами: перигей — 219 км, апогей — 260 км, наклонение орбиты — 51,6°, время обращения — 89 минут.

К этому времени был готов и корабль «Союз» для доставки на станцию первого экипажа в составе Бориса Валентиновича Волынова (командир корабля, 2-й полёт) и Виталия Михайловича Жолобова (бортинженер, 1-й полёт).

После 15-суточного автономного полёта «Салюта-5», 6 июля в 12 ч. 09 мин. UTC с космодрома Байконур, стартовый комплекс 1, состоялся старт «Союза-21», а через сутки — стыковка его со станцией. На последнем участке экипаж вел стыковку вручную. В тот же день Волынов и Жолобов приступили к работе на станции «Салют-5». Они сразу же положительно оценили комфортные условия на борту станции.

Экипажу требовалось выполнить огромный объём работ, и поэтому в обязательном порядке предусматривались физические

тренировки — не менее двух часов в день на комплексном тренажере с бегущей дорожкой. Имелись тренировочно-нагрузочные костюмы двух типов. Большое внимание уделялось медико-биологическим исследованиям. На станции имелась богатая «медсанчасть», подготовленная Институтом авиационной и космической медицины, впервые устанавливался масс-метр, позволявший производить взвешивание космонавта в невесомости. Имелась также фонотека с разнообразными записями.

Предыдущий экипаж — П.И. Климук и В.И. Севастьянов — провели на станции «Салют-4» около 64 суток. Волынов и Жолобов готовились примерно к такой же продолжительности полёта. Но специфика программы этого экипажа заключалась в том, что помимо управления станцией, проведения научных и технологических экспериментов, телерепортажей много времени уделялось наблюдению за земными объектами, что требовало особого внимания. Так что режим рабочего дня экипажа «Салюта-5» был более напряженным.

В таком режиме космонавты проработали 45 суток. Но тут резко ухудшилось самочувствие В.М. Жолобова — сильная головная боль, рвота, тошнота. Докладывая о состоянии здоровья своего товарища, Волынов сказал, что они чувствовали какие-то неприятные запахи.

На Земле приняли решение о срочном возвращении экипажа.

Волынов смог оставить станцию в рабочем состоянии, перенес в корабль документацию, пленки с результатами экспериментов, космические сувениры — марки и конверты, гашенные печатью «Космическая почта “Салют-5”», и организованно провел эвакуацию и спуск корабля.

После 48 суток полёта, 24 августа 1976 г., экипаж возвратился на Землю в 200 км юго-западнее города Кокчетав. Приземление спускового аппарата корабля «Союз-21» было жёстким, с двумя кувырками. Космонавты повисли вниз головой, но выбрались из аппарата самостоятельно.

В докладе экипажа на заседании Госкомиссии 2 сентября 1976 г. в Звездном городке говорилось, что прогрессивное ухудшение самочувствия В.М. Жолобова наметилось на 42-е сутки полёта. Для исследования причин этого образовали комиссию под руководством О.Г. Газенко.

Специалисты институтов медико-биологических проблем и авиационной и космической медицины с участием разработчиков станции и её систем исследовали все аспекты обеспечения жизнедеятельности экипажа: состав конструкционных и отделочных материалов ОПС, технологию её подготовки на полигоне, режим дня космонавтов, медицинские показатели, применение экипажем медикаментов, характер психологической поддержки экипажа с Земли и другие аспекты.

В.П. Глушко, не дожидаясь результатов работы комиссии, составил свое собственное мнение и доложил об этом в высоких инстанциях: «Станция "Алмаз" сделана с применением токсичных материалов. В ней работать невозможно».

В анализах крови и мочи Холобова и Волынова медики не нашли никаких токсичных компонентов. НИИ МВД провел экспертизу доставленных со станции предметов, но ничего токсичного в частицах пыли не обнаружил.

Комиссия Г.Г. Газенко пришла к выводу, что наблюдавшийся в полёте синдром является результатом перегрузки экипажа, эмоционального напряжения. Отмечалось хроническое недосыпание космонавтов, нарушение режима физических тренировок, недостаточная психологическая поддержка с Земли.

Рекомендовалось выводы комиссии принять к обязательному выполнению в следующих пилотируемых полётах.

14 октября 1976 г. космонавты В.Д. Зудов и В.И. Рождественский («Родоны») на корабле «Союз-23» приступили к выполнению программы полёта. Но стыковка корабля со станцией, запланированная на 15 октября, не состоялась. В зоне гашения боковой скорости корабля появились большие колебания сигнала радиотехнической системы стыковки. Двигатели причаливания и ориентации корабля «Союз» работали в режиме автоколебаний, боковые отклонения относительно станции увеличивались. Экипажу пришлось вернуться на Землю.

Ночью 16 октября на подмосковный ЦУП прибыл Челомей. Там уже находились Глушко, руководство ВВС и ракетных войск, министр Афанасьев, заместитель председателя Совмина СССР Л.В. Смирнов.

Вскоре в ЦУП поступила информация, что «Союз-23» приземлился в озеро Тенгиз среди ледовой шуги, к озеру вышли вездеходы, которые через час прибудут на место. Также сообщили, что «из-за тяжёлой погоды (метель, ветер) вертолётом взять спускаемый аппарат, который держится на плаву, не удастся. С экипажем есть радиосвязь».

Вскоре поступило ещё одно тревожное сообщение: «Вездеходы пробиться не могут. Бездорожье, овраги, на них надежды до утра нет».

К утру в ЦУП поступило сообщение, что спускаемый аппарат удалось зачалить тросом, и вертолёт отбуксировал его на берег. Космонавты вышли из него живы и здоровы.

26 октября космонавты Зудов и Рождественский прибыли в Звездный городок. При встрече Челомей, поблагодарив экипаж за мужество, пошутил: «Судьба очень правильно с людьми поступает, — попали в воду, в горько-соленую, а один из них — моряк» (Валерий Рождественский).

Заседание Госкомиссии состоялось 4 ноября 1976 г. В нем участвовали космонавты Зудов и Рождественский, генеральные и главные конструкторы. Было принято решение о проведении дополнительных мероприятий по повышению надежности системы стыковки и о подготовке следующего корабля (заводской № 66).

14 января 1977 г. на заседании Технического руководства разработчики аппаратуры стыковки доложили, что дефект на корабле «Союз-23») выявлен — сбой в работе антенно-фидерной системы. На очередном корабле № 66 этот дефект устранен.

Но вернемся к «Салюту-5». Необходимо было доказать возможность обитания на этой станции. К полёту готовились космонавты В.В. Горбатко и Ю.Н. Глазков. На станции необходимо было произвести ремонтные работы — отказал один из комплектов БЦВМ. Надо было снарядить капсулу и приготовить её к спуску.

Перед экипажем ставилась ещё одна важная задача. Учитывая субъективные ощущения первым экипажем посторонних запахов, на предприятии разработали технологию замены атмосферы на станции. Имевшийся запас чистого сжатого воздуха, предназначенного для шлюзования и компенсации утечек, решили использовать для заполнения гермоотсека, предварительно частично стравив в космос старый воз-

дух. Так за несколько приемов можно было значительно обновить атмосферу станции.

Все эти работы должны были выполнить Горбатко и Глазков, хорошо изучившие станцию и многократно отработавшие все действия на станции-аналоге. Были изготовлены удобные инструменты для работы в невесомости. Весь набор аппаратуры для анализа воздуха, кабелей для ремонта, инструмент доставили на космодром и погрузили в корабль.

7 февраля 1977 г. состоялся старт корабля «Союз-24». Стыковка прошла благополучно, и экипаж перешел на станцию. Горбатко доложил на Землю: «Отлично, большой хороший дом!», что означало: «Вполне нормальная атмосфера, никаких запахов». Затем космонавты передали результаты анализа проб воздух, все параметры оказались в норме, станция была реабилитирована.

9 февраля в 11 ч. 30 мин. Челомей сообщил на «Салют-5»: «"Тереки"! Я — "ноль-второй". Здравствуйте, дорогие товарищи! Сердечно поздравляю с успешным переходом. Благодарю за отличное выполнение работ и получение исключительно важных материалов с отличными результатами. Желаю такого же успешного выполнения всей ранее намеченной программы.

Мне кажется, что ко мне вопросов нет. Нет? Спасибо. Передаю микрофон нашему общему другу "Беркуту"».

«Тереки» пробыли в полёте 18 суток и выполнили все задачи, поставленные перед ними. 25 февраля 1977 г. Горбатко и Глазков возвратились на Землю. А на следующие сутки прибыла и капсула с материалами, наработанными экипажем. Парашютная система опустила герметичный отсек капсулы в расчётную точку, его тут же эвакуировали и доставили в Москву.

Позже по приказу Челомея в степи нашли теплозащитный кок капсулы, доставили на предприятие и исследовали — теплозащита оказалась в хорошем состоянии.

5 марта Горбатко и Глазков прибыли в Звездный городок. В.Н. Челомей, встречая космонавтов, отметил, что «они поставили точки над рядом проблем, открыли глаза ряду лиц», и назвал уровень работы экипажа эталонным для тех, кто будет готовиться к следующим полётам. На что Глушко сказал, что «понимает и разделяет радость Вла-

димира Николаевича — открываются глаза на загадочные явления недавних полётов».

Так закончился спор двух генеральных конструкторов о качестве станции «Салют-5», начавшийся после возвращения с нее первого экипажа.

Председатель Госкомиссии М.Г. Григорьев подытожил: первый этап создания ОПС «Алмаз» выполнен — станция есть, носитель есть.

30 марта 1977 г. в ЦКБМ состоялась встреча экипажей станций «Салют-3» и «Салют-5» с руководством Центра подготовки космонавтов, на которой ещё раз отмечалось, что Горбатко и Глазков внесли полную ясность во все технические проблемы, закрыли все недоразумения.

8 августа 1977 г. станция «Салют-5» завершила свой 412-суточный полёт, совершив 6630 оборотов вокруг Земли. Она была сориентирована, и после выдачи тормозного импульса вошла в плотные слои атмосферы над заданным районом Тихого океана.

В 1978 г. на заводе им. Хруничева шла сборка ОПС «Алмаз» № 4, которая должны была состыковаться с ТКС. В заделе находились «Алмазы» № 5 и 6. Но в том же году было принято решение о прекращении работ над этими пилотируемыми станциями.

## Глава 4
## БЕСПИЛОТНЫЕ «АЛМАЗЫ»

Разработка автоматических станций для космической разведки и наблюдения была задана ЦКБМ постановлением Совмина от 19 января 1976 г. Постановлением предусматривалось на базе пилотируемой станции «Алмаз» создать автоматическую станцию «Алмаз-Т» для ведения радиолокационной разведки и автоматическую станцию «Алмаз-К» для фотографической разведки с доставкой материалов фотосъёмки спускаемыми капсулами.

В марте 1978 г. радиолокационный комплекс «Меч-А» прошел полный цикл испытаний на станции «Алмаз-А», но, увы, не в космосе, а на Земле. К сожалению, запуск станции «Алмаз» был отменен, а НИИ-17 (МНИИП) поручили на базе «Меча-А» разработать автоматическую систему радиолокационного наблюдения «Меч-К» для беспилотной станции «Алмаз-Т».

В новом комплексе телескопическая оптическая система имела широкий диапазон по дальности, что обеспечило полосу обзора шириной свыше 250 км. Отработка всей аппаратуры «Меч-К» была завершена к началу 1982 г.

На борту станции также размещалась аппаратура для ведения телевизионной разведки «Лидер», разработанная ВНИИТ, и аппаратура ИК-съёмки, разработанная ГИПО, аппаратура записи на видеомагнитофонах («Рекорд») и передачи данных («Малахит») на специально построенные в Подмосковье для комплекса «Алмаз» пункты приема информации (ППИ).

Корпус, системы ориентации и стабилизации, двигательная установка, система терморегулирования станции «Алмаз-Т» были взяты от пилотируемого «Алмаза». Вместо систем жизнеобеспечения экипажа, пультов пилота, интерьера и системы стыковки разработчики разместили на станции большой объём спецаппаратуры для наблюдения, накопления и передачи специнформации. Для энергопитания всей этой аппаратуры требовали солнечные батареи большой мощности, которые и были разработаны в ЦКБМ. Их раскрытие и функционирование прошло всестороннюю отработку на специальных стендах.

Двигательная установка имела больший запас топлива, что обеспечивало длительный автономный полёт станции «Алмаз-Т». Для передачи информации на ППИ были установлены два механизма «Аист» с передающими антеннами. Управление станцией осуществлялось командной радиолинией «Графит», разработанной НИИ «Альтаир».

Изготовление и стендовая отработка станции «Алмаз-Т» развернулась с 1976 г. на базе ОПС «Алмаз». На заводе им. Хруничева в сборке находились два космических аппарата — № 0303 и 0304.

Первая станция «Алмаз-Т» (№ 0303) была отправлена на космодром Байконур 27 ноября 1980 г. и прибыла туда 4 декабря. К этому времени были готовы ППИ с антенной П-100, приемными средствами, машиной оптической обработки информации (МОПИ) и Центр управления в Евпатории.

26 апреля 1981 г. на техническом комплексе полигона прошли термоиспытания станции, а 30 июня — комплексные электроиспытания. 8 июля изделие № 0303 было подготовлено к необратимым операциям — заправке топливом.

Экспедицию по подготовке станции «Алмаз-Т» возглавлял В.Н. Вишневский, его замом был В.А. Поляченко.

На заседании Госкомиссии под председательством М.Г. Григорьева (технический руководитель В.Н. Челомей) решили обратиться в ВПК Совмина за разрешением на запуск орбитальной станции «Алмаз-Т» (№ 0303) в середине июля 1981 г. Но, несмотря на все усилия Челомея и Григорьева, по указанию министра обороны Д.Ф. Устинова полностью подготовленная к пуску станция была оставлена на Земле.

Станцию законсервировали и оставили на рабочем месте в лабораторном корпусе площадки № 92 полигона Байконур, где она и пролежала до 1986 г.

Постановлением Совмина от 19 декабря 1981 г. все работы в НПО Машиностроения по космической тематике и орбитальным станциям «Алмаз» были прекращены с указанием «использовать научно-технический задел при создании орбитальных станций, космических кораблей и аппаратов».

В 1985 г., после смерти В.Н. Челомея и Д.Ф. Устинова, возглавивший НПО машиностроения генеральный конструктор Герберт Александрович Ефремов начал кампанию за продолжение работ по станции «Алмаз-Т». Была подготовлена техническая записка «Задачи исследований и экспериментов с РЛС "Меч-К" при натурной отработке на объекте "Алмаз-Т"», в которой показывались роль и место станции «Алмаз-Т» в деле отработки и создания отечественных космических радиолокационных средств разведки. При этом подчеркивалось, что две станции уже изготовлены и прошли полный цикл наземной отработки. Первая станция (изделие № 0303) законсервирована и с 1981 г. находится на Байконуре. После выхода директивных документов она может быть подготовлена к запуску в течение 8—9 месяцев.

Техническая записка была подписана крупными учеными, генеральными и главными конструкторами В.А. Котельниковым, Г.А. Ефремовым, А.Ф. Богомоловым, А.В. Чуркиным, Г.Я. Гуськовым, Ю.А. Козко и П.О. Салгаником.

В марте 1985 г. на заседании у министра общего машиностроения О.Д. Бакланова Ефремов доложил о состоянии станции и внес свои предложения по дальнейшим работам. Министр решил воп-

рос о запуске станции «Алмаз-Т» положительно и выдал поручение 1-му главному управлению Министерства общего машиностроения и НПО машиностроения готовить решение Комиссии Совмина СССР по военно-промышленным вопросам. Одновременно после совещания у министра обороны С.Л. Соколова было получено согласие Министерства обороны, Генерального штаба и ГУКОСа.

Первый пуск станции «Алмаз-Т» состоялся 29 ноября 1986 г. Но из-за отказа второй ступени ракеты-носителя УР-500К станция не была выведена на орбиту.

И только 25 июля 1987 г. в 9 ч. 00 мин. (UTC) с космодрома Байконур со стартового комплекса № 200П был осуществлен пуск ракеты-носителя «Протон 8К82К», которая вывела станцию «Алмаз-Т» («Космос-1870») на околоземную орбиту с параметрами: перигей — 168 км, апогей — 282 км, наклонение орбиты — 71,9°, период обращения — 88,7 минут.

Станция была оснащена радиолокатором «Меч-К» (ЭКОР-А), который нормально функционировал с июля 1987 г. по июль 1989 г. Был получен большой объём радиолокационных снимков с разрешающей способностью 15—20 м. Было выполнено 10 научных программ по различным направлениям применения радиолокационной съёмки. Так, съёмки морской поверхности позволили выявить структуру волнения на море, загрязнения, объёма биомассы и т.д. «Появление радиолокационных изображений с разрешением 15—20 м, — вспоминает один из операторов-дешифровщиков, работавших ранее с космическими фотоснимками с разрешением менее 5 м, — буквально произвело шок, ибо позволило увидеть ряд важных районов Земли, постоянно закрытых облачностью и недоступных оптическим датчикам»[1]. Станция «Алмаз-Т» в течение двух лет передавала на землю снимки высокого разрешения.

Для повышения качества снимков была проведена глубокая модернизация следующей орбитальной станции, которая была выведена на орбиту уже под собственным наименованием «Алмаз-1». 31 марта 1991 г. в 15 ч. 12 мин. (UTC) с космодрома Байконур, со стартового

[1] Траектория полёта. ЦКБ-17, НИИ-17, НМИИП, ОАО «Концерн «Вега» / Под ред. В.С. Вербы. М.: Оружие и технологии, 2005. С. 113.

комплекса № 200П был осуществлен пуск ракеты-носителя «Протон 8К82К», которая вывела на околоземную орбиту беспилотную станцию «Алмаз-1» (21213 / 1991 024А) с модернизированным радиолокатором бокового обзора «Меч-КУ» (ЭКОР-А1). Это был первый запуск «Алмаза» под собственным именем, без «псевдонима» «Космос».

Станция была выведена на орбиту с параметрами: перигей — 170 км, апогей — 280 км, наклонение орбиты — 72,7°, период обращения — 88,7 минуты. КА предназначался для радарного картографирования земной поверхности.

В тот период станция «Алмаз» имела наивысшее разрешение радиолокационной информации (до 8 м), цифровую систему передачи информации через спутник-ретранслятор «Гейзер» и цифровой комплекс обработки радиолокационной информации на Земле.

Станция «Алмаз-1» работала на орбите с марта 1991 г. по октябрь 1992 г., что позволило сформировать уникальную базу радиолокационных изображений поверхности Земли при различных условиях наблюдения. К анализу этих снимков привлекались заинтересованные ведомства России и многих зарубежные фирмы, которые пришли к единому выводу — изображения радиолокатора с синтезированной аппаратурой обладают высокой информативностью, а при дальнейшем улучшении разрешающей способности приближаются к оптико-электронному изображению, обладая при этом такими важными преимуществами, как всепогодность и независимость от солнечного освещения снимаемой поверхности.

В 1991 г. были проведены съёмки в интересах десяти исследовательских программ и экспериментов по экологическому мониторингу, геологической разведке, картографированию, океанологии и т.д. В исследованиях с применением радиолокационных изображений участвовали институты РАН, организации и частные компании как из России, так и зарубежные — из стран СНГ, Европы и США.

Важное значение радиолокационных изображений высокого и среднего разрешения для оперативного обеспечения морской навигации и судоходства в полярных широтах была подтверждена на примере проводки судна «Сомов» с вахтой полярников станции Молодежная. В июле — сентябре 1991 г., в антарктическую зиму, «Сомов» был зажат льдами. Снимки других спутников («Метеор», «Ресурс» и «Оке-

аны») с низкой разрешающей способностью можно было использовать лишь для общей оценки обстановки. Тогда по просьбе Роскомгидромета станция «Алмаз-1» провела серию съёмок района дрейфа. После проведения анализа полученных изображений удалось вывести «Сомов» из многолетних льдов для последующего дрейфа и эвакуировать с борта судна полярников.

Научно-инженерный центр «Алмаз» был создан при НПО машиностроения для обработки, хранения и распространения радиолокационной информации. В центре были разработаны уникальные технологии в области обработки данных стереоскопической и интерферометрической съёмки местности, позволяющие создавать на основе радиолокационных изображений цифровые модели рельефа местности.

Вся информации, полученная со станции «Алмаз-1», до сих пор остается уникальной, так как в последующее десятилетие в России не нашлось средств на создание космического аппарата с радиолокатором с синтезированной апертурой высокого разрешения.

В начале 1990-х гг. на базе «Алмаза» началось проектирование новой, более совершенной беспилотной станции «Алмаз-2» весом 18,9 т, из которых 6 т приходилось на полезную нагрузку. Станция проектировалась с трёхчастотной многофункциональной РЛС с разрешением 3—200 м в полосе 230—450 км, с оптико-электронной системой с разрешением 1—2 м в полосе 450 км и многоспектральным радиометром.

В корпусе «Алмаза» предполагалось разместить целый комплекс из трёх радиолокаторов с синтезированной апертурой РСА-3, РСА-10 и РСА-70; РЛС бокового обзора РБО-3, многоспектральные сканирующие устройства, СВЧ-радиометр, лидар и оптико-электронную систему с разрешением 2,5—4 м. Разрешающая способность радиолокаторов составляла 5—40 м, полоса съёмки — 20—170 км, ширина полосы захвата — 330 км.

**Характеристики бортовых РСА станции «Алмаз-1Б»**

| Характеристика | РСА-3 | РСА 10 в режимах: | | | РСА-70 |
|---|---|---|---|---|---|
| | | Детальный | Промежуточный | Обзорный | |
| — | 8,6 (3,5) | 3,13 (9,6) | 0,43 (70) | - | -- |
| Пространственное разрешение, м | 5—7 | 5—7 | 15 | 15 40 | 22 40 |

| Характеристика | РСА-3 | РСА 10 в режимах: | | | РСА-70 |
|---|---|---|---|---|---|
| | | Детальный | Промежуточный | Обзорный | |
| Радиометрическое разрешение, дБ | 2—3 | 2—2,25 (справа от трассы КА) | 1—1,5 (слева от трассы КА) | 1 | — |
| Углы падения, град. | 25—51 | 25—51 | 21—51 | — | — |
| Ширина полосы съёмки, км | 20—35 | 25—50 | 60—100 | 100—150 | 120—170 |
| Ширина полосы обзора, км | 330 | 330 | 330 | — | — |
| Скорость передачи данных, Мбит/с | 116—370 | 172—582 | 354—740 | 104288 | 116—370 |
| Поляризация сигнала (излучение/прием) | ВВ | ГГ | В/ГВ. Г/ВГ | ВВ | Г/ВГ, В/ВГ |
| Зоны обзора | Слева | По обе стороны от трассы КА | Справа | — | — |

К 1995 г. готовность станции «Алмаз-1Б» составляла 60 %. Но из-за бешеного роста инфляции и сложной экономической ситуации в России работы затянулись, а стоимость проекта значительно возросла. Так, в 1996 г. стоимость станции составляла уже 130 млн долларов, и, естественно, работы по такому дорогостоящему проекту были приостановлены.

# Раздел IV
# КОСМИЧЕСКИЕ РАКЕТОПЛАНЫ

## Глава 1
## ГЕРМАНСКИЙ СЛЕД

В 2000 г. германский журнал «Шпигель» опубликовал интервью с бывшим нацистским лётчиком Паулем Штрайхером. 85-летний старец заявил, что именно он был первым в мире космонавтом, совершившим свой полёт... зимой 1945 г. Разумеется, это всего лишь красивая легенда.

Тем не менее в 1939—1945 гг. в Германии всерьез занимались проблемой отправки человека в космос. Всем хорошо известно, что первая в мире баллистическая ракета А-4 (Фау-2) была создана в Германии в научно-исследовательском центре в Пенемюнде под руководством барон Вернера фон Брауна.

**Данные ракеты А-4**

| | |
|---|---|
| Вес стартовый, т | 12,9--13 |
| Тяга двигателя максимальная, т:<br>у земли<br>на большой высоте | <br>26<br>30 |
| Полная длина ракеты, м | 13,9 |
| Диаметр корпуса максимальный, м | 1,6 |
| Размах стабилизаторов, м | 3,55 |
| Вес боевой части, кг | 900--1000 |
| Дальность полёта максимальная, км | 250--300 |
| Вес топлива (80-процентный этиловый спирт), т | 3,6 |
| Вес окислителя (жидкий кислород), т | 5 |
| Время работы двигателя, с | 64—65 |
| Скорость ракеты максимальная, м/с | 1500 |

КВО ракеты А-4 составляло около 4 км. Поэтому ракета могла эффективно поражать только крупные площадные цели типа Лондона.

Четвертый по счёту и первый удачный пуск А-4 состоялся 3 октября 1942 г. Ракета пролетела 192 км и достигла высоты 90 км. Первый боевой пуск (по Лондону) произведен 7 сентября 1944 г.

Естественно, что вывести человека в космос такой ракетой было физически невозможно. Однако с 1940 г., то есть ещё задолго до первого удачного пуска ракеты А-4, в Пенемюнде шли работы над крылатым вариантом ракеты А-4. В январе 1940 г. вариант крылатой А-4 получил название А-9. Ракета А-4 снабжалась крыльями размахом 6 м и стреловидностью 45°, расположенными в средней части корпуса.

Стреловидность выбиралась на основании экспериментальных продувок и была признана «как наилучшая для данной ракеты». Дальность полёта ракеты составляла 550 км с двигателем тягой 25 т и 750 км с двигателем тягой 30 т. Для запуска крылатой А-4 использовалось то же оборудование, что и для бескрылой А-4.

Руководство рейха требовало сосредоточить все силы на создании «оружия возмездия» — А-4. Поэтому работам над А-9 уделялось мало внимания. Новый двигатель с 30-тонной тягой (у земли) довести не удалось, поэтому в октябре 1944 г. фон Браун для ускорения лётных испытаний предложил из уже готовых частей ракет А-4 и А-9 собрать экспериментальные ракеты, названные А-4b (bastard — внебрачное дитя).

Внешним отличием ракеты А-4b от проектной А-9 были рули высоты и направления намного меньшей площади. К декабрю 1944 г. планировалось сделать и первые двадцать ракет А-9.

27 декабря 1944 г. состоялся первый пуск ракеты А-4b № G1. Но на высоте 30 м отказала система управления, и ракета упала в 400 м от старта.

Второй пуск был назначен на 13 января 1945 г., но при проверке на герметичность потек спиртовой бак.

24 января состоялся пуск ракеты А-4b № G3, изготовленной на подземном заводе «Миттельверк», заводской № 18543. Старт прошел успешно. Ракета преодолела звуковой барьер и достигла в вертикальном полёте наибольшей скорости 1200 м/с и высоты 82 км. При снижении ракета сначала кувыркалась, но потом под воздействием аэродинамических сил восстановила нужную ориентацию, стабилизировалась и начала планировать. Но поскольку ракету специально запустили по

траектории, близкой к вертикальной, снижение её было очень крутым, поэтому под воздействием аэродинамических нагрузок отвалилась одна консоль крыла, и ракета разрушилась.

Для повышения устойчивости полёта в режиме планирования проект ракеты А-4b передали Научно-исследовательскому авиационному институту для детального аэродинамического изучения и определения эффективной конфигурации крыла с наименьшим перемещением центра давления во всем диапазоне скоростей полёта.

Уже в начале 1945 г. макет ракеты А-4b испытывался в аэродинамической трубе института, но из-за эвакуации ракетного центра в Пенемюнде в Баварию работы были прекращены.

Крылатая ракета А-9 должна была стать 2-й ступенью межконтинентальной ракеты А-10. Замечу, что в ряде документов немцы А-10 именовали не всю ракету, а лишь её 1-ю ступень, а весь комплекс — А-9/А-10. Тем не менее чаще всего весь комплекс именовали А-10, и я его так и буду называть впредь.

А-10 с последовательным соединением ступеней имела длину 26 м, диаметр 1-й ступени — 4,15 м, максимальный диаметр по стабилизаторам — 9 м, длину 2-й ступени — 14,2 м. Примерный стартовый вес — 85,3 т, в том числе 2-й ступени — 16,2 т. Двигатели обеих ступеней должны были работать на высококипящем топливе (сальбай и газойль).

Стартовая ступень, израсходовав за 50 секунд 50 тонн топлива, должна была набрать скорость 1200 м/с и отделиться. Маршевая ступень, разогнавшись до 2800 м/с, могла пролететь примерно 5000 км за 35 минут.

Согласно одному из вариантов проекта, 1-я ступень после отработки топлива должна была спускаться на парашютах в Атлантику, так как её планировалось использовать повторно. То есть ракета А-10 была первым и единственным проектом межконтинентальной баллистической ракеты многоразового действия. Парашюты для 1-й ступени должны были быть сетчатыми стальными, а поиск и подъем ступени возлагался на подводные лодки, которые бы и доставляли А-10 в район нового пуска.

Двигатели к стартовой ступени А-10 разрабатывал знаменитый германский ученый Вальтер Тиль. Именно он создал двигатели для бал-

листической ракеты А-4 и зенитной ракеты «Вассерфаль». В декабре 1941 г. Тиль предложил проект ЖРД с тягой 180 т, а затем — и 200 т. Первый двигатель должен был состоять из шести отдельных камер сгорания с общим соплом, а второй должен был быть однокамерным.

К сожалению, Вальтер Тиль погиб в ночь на 18 августа 1943 г. в ходе массированной бомбардировки Пенемюнде британской авиацией. Всего в эту ночь погибло 130 сотрудников научно-исследовательского центра. Из-за гибели Тиля немцам не удалось довести тягу двигателя А-4 до 30 т, а создание 200-тонного движка оказалось совсем нереальным.

Согласно проекту, ракета А-10 имела инерциальную систему управления, и при тогдашнем уровне техники её КВО можно было ожидать 10—15 км. В связи с этим немцы разработали несколько предэскизных проектов пилотируемых космических ракетопланов.

В одном из них на базе А-9 создавался пилотируемый бомбардировщик. Он имел крыло новой конструкции с углом стреловидности 45° и размахом 6,3 м, был оснащён помимо ЖРД прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД) вместо подфюзеляжного вертикального киля, имел трёхстоечное посадочное шасси. Герметичная кабина экипажа с небольшим выступающим фонарем размещалась в носовой части аппарата.

Старт пилотируемого бомбардировщика происходил вертикально с помощью 1-й ступени А-10. После отделения 1-й ступени включался ЖРД 2-й ступени, а затем, при входе в плотные слои атмосферы, на высоте 20—25 км должен был включаться ПВРД, который работал около 30 секунд. Пилот на конечном участке траектории должен был катапультироваться и приводниться в Атлантике, где его ожидала подводная лодка. Дело в том, что практически все варианты германских межконтинентальных ракет должны были поражать цели на атлантическом побережье США и, разумеется, в первую очередь Нью-Йорк.

Но А-9/А-10 был не единственной космической задумкой германских конструкторов.

После вступления советских и американских войск в Германию русские и американцы начинают настоящую охоту за германскими ракетами, документациями и инженерно-техническим составом.

Сразу после захвата частями 2-го Белорусского фронта научно-исследовательского испытательного центра Пенемюнде туда была направлена специальная группа под командованием генерал-майора А.И. Соколова.

Однако в Пенемюнде практически не осталось ни оборудования, ни ведущих специалистов-ракетчиков. Все они покинули Пенемюнде ещё 17 февраля 1945 г. Группе Соколова удалось захватить лишь нескольких второстепенных сотрудников и остатки оборудования.

В мае 1945 г. Алексей Исаев и группа сотрудников НИИ-1 посетили Пенемюнде. Б.Е. Черток писал: «Все поиски были безуспешными. Но неожиданно один из сотрудников, отлучившийся к какой-то куче дров "по нужде", как рассказывал Исаев, издал вопль и вернулся с тонкой книжицей — отчётом. По диагонали слегка подмоченной обложки шла красная полоса и страшная надпись "Streng Geheim" — "Строго секретно". Организованная тут же коллективная экспертиза установила, что этот документ является проектом ракетного самолёта-бомбардировщика.

Исаев рассказал мне об этой редкостной находке в Берлине, по возвращении из Пенемюнде. Он был инженером оригинального образа мышления, увлекавшимся новыми нестандартными идеями независимо от того, кто их предлагал. Полушепотом, чтобы не подслушали, он повествовал: "Пуля в лоб! Что там придумано! Это самолёт! Но не наш жалкий БИ, у которого бутылка каких-то полторы тонны, а там все 100 тонн сплошного огня! Этот самолёт забрасывается этим чертовым двигателем на страшную высоту — километров 300 или 400!

Сыплется на сверхзвуке вниз, но не врубается в атмосферу, а ударяется о нее, как плоский камешек, который мы бросаем под минимальным углом к поверхности воды. Ударяется, подскакивает и летит дальше! И так два или три раза! Рикошетом! Помнишь, как мы соревновались в Сердоликовой бухте Коктебеля: у кого будет больше скользящих касаний воды. Так вот, эти деятели таким образом скользят по атмосфере и пикируют вниз только перелетев океан, чтобы врубиться в Нью-Йорк! Сильная идея!"

Обнаруженный и тут же второй раз коллективно засекреченный отчёт был при свидетелях засунут под рубашку самого надежного иса-

евского сотрудника. Не докладывая генералу Соколову, его посадили в "Бостон" и тут же отправили в Москву.

Насколько я смог понять позднее, это не был проект А-9/А-10, рассчитанный на дальность 800 км. В отчёте речь шла о дальностях, нужных для поражения Нью-Йорка. С позиции сегодняшних дней мы можем сказать, что схема аппарата, описанного в отчёте, найденном в куче дров в Пенемюнде в мае 1945 г., предвосхитила структуру американского "Спейс шаттла" и нашей системы "Энергия—Буран"»[1].

Автором этого фантастического проекта был австрийский ученый Эйген Зенгер. Зенгер родился 22 сентября 1905 г. в городе Пресниц в Богемии. В 1934 г. он разработал проект сверхдальнего бомбардировщика. Поскольку целью его должны были стать города США, бомбардировщик назвали «антиподным». Работы Зенгера заинтересовали руководство рейха, и с начала 1930-х гг. началось полномасштабное проектирование бомбардировщика. Однако по различным причинам финансирование работ то прекращалось, то вновь возобновлялось.

Зенгер назвал свой «антиподный» бомбардировщик «Серебряной птицей». Он был низкопланом со стреловидным крылом (тонкий гиперзвуковой профиль и острые кромки) и вертикальными управляющими поверхностями на концах горизонтального стабилизатора. Отличительной чертой аппарата являлся широкий и плоский фюзеляж.

К 1944 г. тактико-технические данные «антиподного» бомбардировщика были таковы:

| | |
|---|---|
| Длина самолёта, м | 28 |
| Размах крыла, м | 15 |
| Мидель фюзеляжа, м | 3,6 × 1,8 |
| Площадь крыла, кв. м | 44,8 |
| Площадь несущей поверхности фюзеляжа, кв. м | 81 |
| Стартовая тяга двигателя самолёта, т | 100 |
| Стартовый вес, т | 100 |
| Вес топлива, т | 90 |
| Нагрузка на крыло при взлёте, кг/кв. м | 780 |
| Нагрузка на крыло при посадке, кг/кв. м | 78 |
| Скорость полёта максимальная, км/ч | 21 600 (6 км/с) |
| Высота полёта максимальная, км | 160 |
| Посадочная скорость, км/ч | 145 |

[1] *Черток Б.Е.* Ракеты и люди. М.: Машиностроение, 1994. С. 91.

| | |
|---|---|
| Вес кабины, кг | 500 |
| Вес ракетного двигателя, кг | 2500 |
| Вес крыла, кг | 2500 |
| Вес фюзеляжа, кг | 3250 |
| Вес хвостового оперения, посадочного шасси и бомбового отсека, кг | 1250 |

В малом носовом отсеке фюзеляжа ракетоплана устанавливалось передняя опора посадочного шасси, далее располагались кабина пилота, два цилиндрических бака с окислителем, два цилиндрических бака с горючим, в хвостовой части фюзеляжа находился мощный ЖРД. В средней части фюзеляжа располагались две основные стойки посадочного шасси и отсек с полезной нагрузкой. Крыло имело обычный профиль с максимальной толщиной в 1/20 часть хорды и не имело установочного угла атаки, что обуславливалось способом движения. Вертикальное оперение размещалось на концах стабилизатора.

Маршевый ЖРД ракетоплана должен был иметь тягу 98,4 т. Горючим служила нефть, окислителем — жидкий кислород.

Старт антиподного бомбардировщика осуществлялся на специальной рельсовой стартовой тележке с пусковой рампы длиной 2,9 км при помощи мощного ускорителя, снабженного ЖРД, фактически представлявшего собой первую ступень двухступенчатой космической системы. В момент прохождения рампы тележка сбрасывалась, а связка «ракетоплан — ускоритель» набирала высоту под углом 30°.

Через 36 секунд полёта на высоте 12 км и удалении от места старта 20 км скорость связки становилась равной 450 м/с, ускоритель отделялся, и ракетоплан продолжал полёт самостоятельно. Включался маршевый ракетный двигатель, который за 336—480 секунд разгонял ракетоплан до скорости 6,1—6,4 км/с. Потолок траектории находился в диапазоне 91—260 км в зависимости от планируемой дальности цели и полезной нагрузки. Аппарат достигал его через 372 секунды полёта на удалении 736 км от точки старта. Вес бомбардировщика с полезной нагрузкой в этот момент составлял 16 тонн за счёт выработки топлива. После выхода в верхнюю точку траектории происходило выключение маршевого ракетного двигателя, и аппарат продолжал полёт по волнообразной траектории со сверхзвуковой скоростью.

Снижаясь до высоты 40 км, ракетоплан должен был рикошетировать от плотного слоя атмосферы. Достигнутая таким способом дальность действия составляла 24 тыс. км.

Была разработана схема атаки 6-тонной бомбой Нью-Йорка. Пролетев около 5550 км на скорости 6000 м/с, через 1522 секунды (25,4 минуты) после старта ракетоплан должен был сбросить бомбу. Она размещалась в прочном контейнере, который выдерживал прохождение сквозь плотные слои атмосферы. Пролетев по наклонной траектории около 500 км, бомба должна была поразить Нью-Йорк.

В это же время ракетоплан выполнял разворот на обратный курс. Поворот осуществлялся по радиусу 500 км, продолжался 330 секунд и завершался на высоте 38 км в точке, удаленной на 4500 км от места посадки. Через 4452 секунды с начала старта на высоте 20 км, удалении от места приземления 100 км, скорость ракетоплана становилась дозвуковой. Бомбардировщик совершал посадку на шасси самолётного типа. Общее время полёта, согласно расчётом, должно было составить 4755 секунды (1 ч. 20 мин.).

В 1944 г. Эйген Зенгер и его коллега Ирен Бредт подготовили итоговый секретный отчёт «О ракетном двигателе для дальнего бомбардировщика», в котором говорилось: «В заранее рассчитанный момент бомбы сбрасываются с самолёта. Самолёт, описывая большую дугу, возвращается на свой аэродром или на другую посадочную площадку, а бомбы, летящие в первоначальном направлении, обрушиваются на цель...

Такая тактика делает нападение совершенно независящим от времени суток и погоды над целью и лишает неприятеля всякой возможности противодействовать нападению...

Соединение из 100 ракетных бомбардировщиков способно в течение нескольких дней подвергнуть полному разрушению площади, доходящие до размеров мировых столиц с пригородами, расположенные в любом месте поверхности земного шара».

Однако к тому времени у Германии не было ни материальных средств, ни времени для реализации столь грандиозного проекта. В конце 1944 г. работы над бомбардировщиком-«антиподом» прекратились.

## Глава 2
## ФЕНОМЕН X-15

Сразу после окончания Второй мировой войны командование ВВС США заинтересовалось проектами высотных гиперзвуковых самолётов. В 1947 г. в исследовательском центре Лэнгли была сформирована группа инженеров под руководством Джона В. Беккера, занимавшаяся проблемами гиперзвуковых полётов. Помимо прочего, они разработали и создали первую в мире гиперзвуковую аэродинамическую трубу, которая использовалась позднее при создании X-15.

8 января 1952 г. Роберт Дж. Вудс, создатель истребителя P-39 «Аэрокобра» и опытного самолёта с ЖРД X-1, рекомендовал аэродинамическому комитету НАКА (National Advisory Committee for Aeronautics — NACA) создать специальную рабочую группу, которая должна заниматься проблемами управления и стабилизации летательного аппарата при полётах на сверхбольших высотах и во время входа в атмосферу с гиперзвуковой скоростью.

На состоявшемся 4—5 февраля 1954 г. в Вашингтоне заседании комитета NACA по экспериментальным самолётам было предложено начать работы по созданию «нового экспериментального самолёта» для проведения исследований на гиперзвуковой скорости и больших высотах. Одновременно Уилльям Дж. Андервуд координатор NACA при командовании ВВС США на базе ВВС Райт-Паттерсон подтвердил заинтересованность военных в создании такого самолёта. Исходя из этого, NACA решило согласиться с предложениями комитета.

9 марта 1954 г. заместитель директора NACA Джон У. Кроули распорядился начать в исследовательских центрах Лэнгли, Льюиса, Эймса и Драйдена независимые работы по определению концепций создания нового самолёта.

Летом 1954 г. были представлены разработанные предложения. За исключением инженеров центра Льюиса, которые предложили ограничиться исследованиями на моделях, остальные три центра предложили свои концепции пилотируемых самолётов:

— специалисты Центра Драйдена предложили заняться совершенствованием самолёта X-1 фирмы «Белл Аэркрафт»;

— центр Эймса предложил создать самолёт, способный развивать скорость до M=5 с помощью прямоточного воздушно-реактивного двигателя;

— рабочая группа Центра Лэнгли предложила двухступенчатую систему, в которой первой ступенью (самолётом-носителем) должен быть переоборудованный бомбардировщик B-52 (NB-52), а второй ступенью — специально разработанный самолёт, способный превысить скорость 6M и высоту 100 км.

В декабре 1954 г. именно на основе этого предложения NACA, ВВС и присоединившиеся к программе ВМС объявили конкурс среди американских аэрокосмических корпораций на создание нового экспериментального самолёта X-15.

В 1955 г. конкурс на создание такого самолёта выиграла корпорация «Норд Америкен», хотя интересные предложения были и у других участников конкурса. В частности, предложенный компаний «Дорнбергер» самолёт должен был развивать скорость 8800 км/ч и достигать высоты 170 км. Но выбор был сделан в пользу немного менее амбициозного, но более реального проекта корпорации «Норд Америкен», которая и получила заказ на изготовление трёх машин в рамках реализации проекта ВВС (USAF Project MX-1226).

X-15 построен по нормальной схеме «среднеплан» с сильно скошенным крестообразным хвостовым оперением и коротким трапециевидным крылом.

Второй опытный образец X-15 имел носовую часть с заостренным передним обтекателем с удлиненной иглой. Но после проведённой модернизации, в 1960 г. всем самолётам придали тупые носы, как более выгодные при полётах с большими скоростями.

X-15 имел трёхстоечное убираемое вперёд шасси. Передняя опора со спаренными колёсами располагалась в нише под кабиной, а главная опора имела стальные лыжи, которые заменялись после каждых 5—6 посадок. Для перемещения аппарата по аэродрому под заднюю часть фюзеляжа подводилась специальная колёсная тележка.

Кабина ракетоплана герметичная, но лётчик во время полёта был одет в высотный скафандр, изготовленный из пятислойной ткани, покрытой алюминиевой краской.

Для аварийного спасения лётчика предусматривалась специальная система, позволявшая (теоретически) катапультироваться. При аварии лётчик должен был нажать на рычаги, находившиеся по обеим сторонам сиденья, и катапультное кресло с помощью порохового заряда выстреливалось. Вращением захватов на рычагах подрывался заряд, который отделял фонарь от кабины, что приводило в действие заряд катапультного кресла. Оно уходило вверх и назад, и стабилизировалось в полёте при помощи двух складных килей и двух телескопических консолей. От воздействия большого динамического давления лётчика предохранял выдвигавшийся вперёд экран.

Однако ни один из пилотов не был уверен, что не пострадает при катапультировании в случае аварии. Даже при успешном катапультировании лётчику грозил сильный нагрев скафандра, возникавший при трении о воздух. Поэтому считалось, что при аварии на больших высотах пилот должен оставаться в самолёте до тех пор, пока он не снизится до приемлемой для катапультирования высоты. То есть весь самолёт до момента входа в плотные слои атмосферы являлся как бы спасательной капсулой. Снизившись до нужной высоты, лётчик катапультировался обычным способом.

Лётчик свободно падал, оставаясь в кресле, до высоты 4 км. Если же авария произошла на высоте ниже 5 км, то пилот оставался в кресле только 3 секунды после катапультирования. Парашют выпускался по команде от автоматического временного устройства.

Первые два образца самолётов испытывались с двумя четырёхкамерными кислородно-спиртовыми двигателями XRL-11RM-5 фирмы «Реакшен Моторс» тягой 3,63 т, близких по конструкции к двигателям ракетоплана Х-1.

Позже на всех трёх экземплярах Х-15 установили мощные однокамерные двигатели XRL-11RM-1, работавшие на жидком кислороде и сжиженном безводном аммиаке. Их расчётная тяга над уровнем моря составляла 22,7 т, на высоте 30 км — до 25 т. Весил двигатель 415 кг и был длиной 1,82 м, его максимальный поперечный размер составлял 1,1 м.

Емкости штатных внутрифюзеляжных баков Х-15 хватало на 83 секунды работы двигателя на полной тяге. Ракетоплан Х-15А-2 был оснащён сбрасываемыми баками длиной 6,7 м и диаметром 0,96 м. Его

ЖРД мог работать до 150 секунд. Топливо сначала расходовалось из подвесных баков, которые затем сбрасывались и спускались на парашютах. Заправка топливом проводилась на земле после подвески ракетоплана под самолёт-носитель. Во время полёта к точке старта испаряющийся кислород восполнялся из внутреннего бака подпитки, установленного на борту носителя NB-52.

Система управления X-15 была комбинированного типа — аэродинамическая и реактивная. Аэродинамическими исполнительными органами являлись управляемый дифференциальный стабилизатор и управляемые кили. Они имели неподвижную (околофюзеляжную) и поворотную (концевую) секции. На высотах свыше 35 км аэродинамические стабилизаторы становились неэффективны, и применялась реактивная система управления, состоявшая из нескольких миниатюрных двигателей, работавших на газообразных продуктах разложения перекиси водорода. Их сопла располагались в концевых сечениях крыла (четыре сопла управления креном) и в передней части фюзеляжа (два сопла по тангажу и два по курсу). Сопла управления по тангажу и курсу имели тягу 51,3 кг, а по крену — 18,1 кг.

В 1963—1964 гг. второй экземпляр X-15 был модернизирован — фюзеляж удлинили на 0,9 м, добавили дополнительные внешние топливные баки. Компания «Мартин» создала эластомерный кремнийорганический абляционный материал, аналогичный тем, что использовались в головных частях ракет и теплозащитных экранах кораблей «Аполлон» и «Джемини». Его напылили на поверхность второго экземпляра ракетоплана. Материал этот был эффективен до температуры 1650 °C.

Ракетоплан X-15 на высоту в 15 км доставляли с помощью специально переоборудованного для этих целей бомбардировщика B-52, а затем происходило разделение ракетоплана и самолёта-носителя. Два бомбардировщика B-52 были модифицированы для подвески ракетоплана под правой консолью крыла, между фюзеляжем и ближней к нему парой двигателей. При этом они получили обозначения NB-52A и NB-52B.

Первый ракетоплан X-15 был построен в середине октября 1958 г. и с завода доставлен на авиабазу Эдвардс в штате Калифорния. Пе-

ревозка самолёта сопровождалась большой помпой с привлечением средств массовой информации.

Программа X-15 привлекла общественное внимание, особенно после того, как СССР запустил первый ИСЗ. Американские обыватели считали, что полёты «космического» самолёта станут достойным ответом русским.

Второй экземпляр X-15 был готов к апрелю 1959 г., а третий — к июню 1961 г. Первый испытательный полёт состоялся 8 июня 1959 г.

Ракетоплан, пилотируемый лётчиком-испытателем фирмы «Норт Америкен» Скоттом Кроссфилдом, отделился от самолёта-носителя и начал свободный полёт. Двигатель во время этого полёта не включался, однако даже при этом самолёт плохо слушался пилота и совершил несколько совершенно неожиданных разворотов. Лишь мастерство испытателя позволило ему сохранить управление машиной и через пять минут после отделения совершить благополучную посадку на дне высохшего соленого озера, находящегося на территории авиабазы Эдвардс.

Инженеры корпорации «Норт Америкен» учли проблемы первого полёта и внесли изменения в систему управления самолёта, что сделало дальнейшие испытания более безопасными.

Следующий полёт состоялся 17 сентября 1959 г., и впервые производилось включение ракетного двигателя. Правда, штатный двигатель XLR-99 к тому времени ещё не был готов, и полёт совершался с использованием двигателей XLR-11, которые ранее использовались на самолётах X-1. Однако даже использование этого двигателя позволило достигнуть скорости более 2000 км/ч. Конкретно в этом полёте была достигнута скорость 2441 км/ч

Третий полёт Кроссфилд совершил 17 октября 1959 г., он стал фактически повторением первого полёта.

Четвертый полёт X-15, совершенный 5 ноября 1959 г., оказался аварийным. Кроссфилду удалось достичь скорости 1062 км/ч и на высоте 13,8 км, то есть когда X-15 ещё был ниже самолёта-носителя, отказала топливная система и взорвалась одна из камер нижнего двигателя.

Пожар начался, когда самолёт летел вниз в режиме планирования. Аварийная посадка произошла на высохшем озере Розамонд. Из-за

больших нагрузок носовая стойка шасси сложилась, и фюзеляж ракетоплана переломился сразу за кабиной. Вскоре прибыл вертолёт со спасателями. Вертолётчики увидели, что фонарь кабины не откинут, и решили, что Кроссфилд повредил спину. Тогда один из спасателей пошел за носилками, а второй попытался открыть фонарь и вставить носилки прямо в кабину.

Поврежденный Х-15 отправили в Дауни, где его ремонтировали 4 месяца. А тем временем НАСА приняло ракетоплан Х-15—1. Первый полёт на нем и, соответственно, пятый с начала испытаний ракетоплана, 23 января 1960 г. прошел тот же Кроссифлд.

В том же году на Х-15 начали летать и другие пилоты: Дж. Уолкер 25 марта и Р. Уайт 13 апреля.

На третьем экземпляре Х-15 наконец-то установили штатный двигатель XLR-99. 2 июня 1960 г. начались его наземные огневые испытания. 8 июня при включении двигателя взорвался топливный бак, возник пожар, тем не менее пилот Кроссфилд отделался лёгкими травмами. Х-15 № 3 отправили на ремонт, затянувшийся на год с лишним.

В сентябре 1960 г. XLR-99 установили на втором самолёте, и 15 ноября Кроссфилд совершил на нем первый «моторный» полёт, достигнув скорости 3154 км/ч и высоты 24,7 км.

Затем последовала серия небольших, но досадных неудач. 10 января 1962 г. Форрест Петерсен совершил вынужденную посадку на озере Мад, поскольку у него не включился двигатель. Следующая авария произошла 9 ноября 1962 г. На Х-15—2, пилотируемом Джоном МакКуэем, отказал двигатель, развивший всего лишь 35 % расчётной тяги. При посадке подломилось шасси, и Х-15 перевернулся и развалился. Позже этот ракетоплан был восстановлен в сильно модифицированном виде и получил название Х-15А-2.

Из-за нагрева неоднократно срабатывал замок выпуска передней опоры шасси. Так, 14 августа 1964 г. у Роберта Рушворта вышла передняя стойка при полёте на скорости, соответствующей M = 4,2, а 17 февраля 1965 г. у него же при скорости M = 4,3 вышли лыжи основного шасси. В обоих случаях благодаря мастерству пилота удалось избежать катастрофы.

Также отказывали в полёте и вспомогательные силовые установки Х-15. Так, 29 июня 1967 г. у У. Найта во время подъема выше 30 км на скорости М > 4 отказали обе вспомогательные силовые установки и все электрооборудование.

3 октября 1967 г. при проверке характеристик на скорости М = 6,7, самолёт, пилотируемый Найтом, чуть не разрушился от аэродинамического нагрева, так как расчёты механической прочности деталей были неверны. Пришлось добавить экспериментальное абляционное покрытие.

Первый высотный и 35-й по общему счёту полёт Х-15 совершил 30 марта 1961 г. В ходе него Джозер Уолкер достиг скорости 4441 км/ч и высоты 51,7 км.

Его рекорд был превышен 11 октября 1961 г., когда Уайт в 20-м полёте поднялся на высоту 66,15 км. При этом возникло повреждение внешней поверхности левого крыла.

В ходе последующих полётов (№ 36—42) летали Уайт, Петерсен и Рушворт, достигнув высоты 23,8—34,8 км. Лишь 9 ноября 1961 г. Уайт в ходе 43-го полёта сумел достичь скорости 5868 км/ч и высоты 66 150 м. В ходе полёта была повреждена внешняя поверхность левого крыла.

9 ноября 1961 г. в ходе 45-го полёта наконец-то была достигнута проектная скорость 6586 км/ч, однако при этом Х-15 не поднялся выше 33,1 км.

5 апреля 1962 г. Нейл Армстронг в 49-м полёте достиг высоты 54,9 км, а 20 апреля (51-й полёт) он поднялся на 63,2 км, но при возвращении «отрикошетил» от атмосферы и перелетел авиабазу Эдвардс на 30 км при скорости М = 3. Армстронг смог развернуться и посадить машину в южной части сухого озера. Полёт этот стал рекордным по длительности — 12 мин. 28 сек.

17 июля 1962 г. в ходе 62-го полёта Уайт на Х-15—3 достиг высоты 95,94 км, двигатель проработал 82 секунды, что позволило достичь скорости 6166 км/ч.

14 августа 1962 г. в ходе 67-го полёта Уолкер достиг высоты 59 км, развив скорость 6029 км/ч.

9 ноября 1962 г. в ходе 74-го полёта (всего) и 31-го полёта Х-15—2 пилот Д. МакКуэй по неясным причинам (в открытой прессе это обой-

дено молчанием) развил скорость только 1640 км/ч, что немногим более скорости звука, и с высоты 16,4 км пошел на посадку. Слишком высокая скорость при приземлении вызвала чрезмерную нагрузку на шасси, заблокировав его, аппарат «вильнул» в сторону и опрокинулся. Находившийся за штурвалом Маккей откинул фонарь кабины ещё до остановки самолёта. При этом он повредил себе позвоночник, но вскоре смог вернуться к полётам.

17 января 1963 г. в ходе 77-го полёта Уолкер на Х-15—3, развив максимальную скорость 5917 км/ч, достиг высоты 82,8 км. Полёт продлился 11 минут. На борту ракетоплана находились инфракрасные датчики.

Следует заметить, что во время полётов в 1962—1963 гг. выполнялись различные эксперименты, как научные, такие как сбор микрометеоритов с помощью специальной ловушки, так и военные, например по визуальному обнаружению пусков баллистических ракет.

25 апреля 1963 г. в свой первый полёт после травмы позвоночника отправился Маккей, но результаты его были весьма скромными — скорость 5879 км/ч и высота 32,1 км.

19 июля 1963 г. в ходе 90-го полёта Уолкер достиг высоты 106 км, впервые превысив границу «космических рекордов» в 100 км, утвержденную Международной аэронавтической федерацией (ФАИ). Хоть и Х-15—3 шел на рекорд, но на его борту поместили сравнительно много научной аппаратуры — УФ-фотометр, ИК-датчик, сканер горизонта, оптический фотометр и воздушный шар для исследования плотности атмосферы.

Попытки превысить этот рекорд 6, 13 и 15 августа были прерваны из-за метеоусловий и технических неполадок.

22 августа Уолкен на Х-15—3 стартовал над Смин-Рэнч и достиг высоты 107 960 м при длительности полёта 11 мин. 08 сек. На борту ракетоплана имелись спектрометр и фотометр. Это было наивысшее достижение аппаратов Х-15. Впервые ракетоплан оставлял атмосферу, переходил от аэродинамического полёта к баллистическому, а затем возвращался на землю.

До настоящего времени в авиации этот рубеж не превзойден, хотя ФАИ его и не зарегистрировала — Х-15 взлетал не самостоятельно, а сбрасывался с самолёта-носителя.

Хотя представители NACA утверждали, что X-15 может подняться ещё выше — до 120 км и даже до 150 км, попытки превысить рекорд 91-го полёта больше не предпринимались.

В 104-м полёте, 8 апреля 1964 г., Энгли на X-15 достиг высоты 53,3 км, а 19 мая того же года поднялся на высоту 59 680 км.

28 мая и 16 июня 1965 г. Энгл совершил ещё два полёта (134-й и 135-й) в мезосферу, проводя эксперименты с пограничным слоем, радиометром и сканером Лангли.

Затем он выполнил три полёта в космос: 29 июня (138-й полёт, высота 85,5 км), 10 августа (143-й полёт, 82,6 км) и 14 октября (153-й полёт, 81,2 км).

28 сентября 1965 г. (150-й полёт) МакКуэй поднялся на высоту 90,1 км, а через год он вышел в отставку и ещё долго лечился от последствий аварии в ноябре 1962 г.

1 ноября 1966 г. (174-й полёт) У. Дана поднялся на высоту 93,5 км, чтобы собрать микрометеориты.

Между тем поврежденный 9 сентября 1962 г. ракетоплан X-15—2 был переоборудован, оснащён двумя дополнительными топливными баками, фюзеляж удлинен на 0,74 м, и на нем была произведена термозащитная обработка поверхности. Он получил абляционное покрытие типа MA-25S нежно-розового цвета. Но, выгорая, оно образовывало липкий осадок на окнах кабины пилота. После этой доработки ракетоплан получил наименование X-15A-2 и предназначался для испытаний гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

21 августа 1967 г. состоялся первый полёт (а по общему счёту 186-й) модернизированного ракетоплана X-15A-2, пилотируемого Уильямом Найтом. Он развил скорость 4618 км/ч и достиг высоты 27,7 км.

3 октября 1967 г. бомбардировщик NB-52 поднял X-15 с установленными на нем внешними топливными баками и моделью ПВРД для лётных аэродинамических испытаний. В этом полёте Найт достиг рекорда скорости — 7270 км/ч. Но модель ПВРД так нарушила аэродинамику, что нижний стабилизатор прогорел с обеих сторон, а сама модель отвалилась.

15 ноября 1967 г. Майкл Адамс на X-15A-2 развил максимальную скорость 5744 км/ч и достиг высоты 81,08 км. Однако при снижении

ракетоплан попал в гиперзвуковой штопор, приведший к разрушению самолёта на высоте 18 900 м на скорости M = 5. Почему произошла катастрофа, точно неизвестно до сих пор. Вся телеметрическая информация погибла вместе с ракетопланом. Известно только, что ещё при наборе высоты вышли из строя приборы, и то, что видел пилот на индикаторах, не соответствовало реальности. Когда ракетоплан уже терпел бедствие, приборы по-прежнему показывали, что все в норме.

После гибели Адамса X-15—1 и X-15—3 совершили ещё 8 полётов.

Последний, 199-й, полёт по программе X-15 на высоту 77 720 м выполнил У. Дана 24 октября 1968 г.

12 декабря 1968 г. должен был совершиться 200-й полёт. Но проблемы с системой наведения заставили бомбардировщик B-52 вернуться на базу. Финансирование на 1969 г. не было выделено, и, таким образом, программу закрыли.

## Глава 3
## ВАРИАНТЫ МОДЕРНИЗАЦИИ РАКЕТОПЛАНА X-15

В феврале 1956 г. ВВС США начали исследования «пилотируемой баллистической ракетной исследовательской системы» (проект 7969), чтобы создать аппарат для космического полёта человека. Компании «Avco», «Convair», «Goodyear», «Lockheed», «Martin» и «McDonnell» предложили баллистические капсулы, а компании «Bell», «North American», «Republic» и «Northrop» — крылатые летательные аппараты.

Проект фирмы NAA предусматривал запускать ракетоплан X-15, облегченный до 4500, с мыса Канаверал двухступенчатой ракетой-носителем на очень низкую орбиту с параметрами: перигей — 77 км, апогей — 122 км. РН предполагалось создать на базе четырёх стартовых ускорителей самолёта-снаряда «Навахо С-38»: три в связку вокруг четвёртого на 1-й ступени, а четвёртый — в качестве 2-й ступени. В качестве 3-й ступени использовался собственный двигатель XLR-99 ракетоплана X-15.

Ракетоплан предполагалось усилить передними кромками из окиси бериллия и теплозащитным экраном из сплава «Rene-41», а также

более мощными элементами «горячей конструкции» из покрытия «Inconel-X». Из-за низкого перигея (77 км) можно было обойтись без тормозного двигателя, так как после первого витка Х-15 совершал аэродинамический вход в атмосферу.

В отличие от других проектов, этот вариант Х-15 соответствовал реальности, поскольку он был устойчив в большинстве режимов полёта, а двигатель XLR-99 нужно было создать в любом случае.

Представляя проект, Харрисон Стормс сказал, что пилотируемый полёт возможен через 30 месяцев после начала работ и обойдется в 120 млн долларов.

По проекту модернизации, получившей название Х-15В, в кабине ракетоплана размещались два пилота, сидящие друг за другом. Толстая обшивка из покрытия «Inconel-X» должна была выдержать нагрев при входе в атмосферу. Проектом предусматривалось несколько режимов полёта — от кратковременных по баллистической кривой до выходов на орбиту в апогеем до 960 км. В последнем случае полёт мог продолжаться в течение двух суток.

Расчёты показали, что при возвращении с орбиты носовая часть Х-15В нагревалась более чем в два раза сильнее, чем у прототипа: до 1870 °С по сравнению с 650 °С у обычного Х-15. Однако проблему эту до конца решить так и не удалось, хотя рассматривались самые экзотические варианты. Так, корневую часть крыла предполагалось защитить керамикой (окисью тория), а среднюю часть крыла — окисью бериллия. Передние кромки планировалось покрыть ниобием, устойчивым до 1540 °С, или молибденом (1650 °С), графитом (2090 °С), вольфрамом (2620 °С).

В проекте NAA предполагалось применить два стартовых ускорителя самолёта-снаряда «Навахо» в качестве 1-й ступени, один — в качестве 2-й ступени и собственный ЖРД ракетоплана — в качестве 3-й ступени. Этот вариант Х-15В по своим размерам превышал прототип и оснащался ЖРД XLR-105 фирмы «Rocketetdyne» (маршевый двигатель МБР «Атлас-D») тягой 34 т. В отличие от базовой модели, Х-15В предполагалось оснастить двустворчатым отсеком, который мог вмещать различные полезные грузы для проведения экспериментов, датчики и дополнительное топливо весом до 2200 кг. Аппарат был рассчитан на трёхвитковый полёт.

В качестве ускорителя для Х-15В рассматривались ракеты «Атлас», «Титан II», и даже «Сатурн-1». В последнем случае использовалась лишь 1-я ступень «Сатурна», а 2-й ступенью служила 2-я ступень ракеты «Титан II». В этом варианте Х-15В сохранял двигатель XLR-99. В хвосте должны были стоять ещё восемь двигателей XLR-101 фирмы «Rocketetdyne», которые являлись тормозной установкой для схода с орбиты.

Рассматривались и варианты воздушного старта Х-15В. Для этого в принципе мог использоваться и старый NB-52, но командование ВВС усиленного проталкивало новый стратегический бомбардировщик «Валькирия». Ведь уже с 1962 г. программа «Валькирия» буквально висела на волоске в связи с успехами в развитии МБР. Максимальный взлётный вес В-70 — около 250 т, максимальная скорость — 3250 км/ч, практический потолок — 21 км.

Проблема заключалась в том, что вся нагрузка — 12,5 т — помещалась в бомбоотсеке длиной 9,1 м внутри фюзеляжа. Подвесок же под фюзеляжем или крыльями у В-70 не было. Тогда решили укрепить Х-15 наверху В-70 — «на спине». Имея дальность полёта около 12 тыс. км, В-70 брал десятки тонн топлива. За счёт сокращения запаса топлива он мог поднять даже 22-тонный модернизированный Х-15. Таким образом, сохраняя все преимущества воздушного старта, можно было попытаться вывести Х-15 на орбиту.

Однако проведённый американскими специалистами анализ показал, что после установки на «Валькирии» ракетоплана Х-15 бомбардировщик В-70 не сможет развивать скорость, соответствующую скорости М = 3. Даже без Х-15 (то есть при «чистой» аэродинамической конфигурации) на числах Маха, близких к трем, некоторые элементы конструкции «Валькирии» находились под напряжениями, близкими к предельно допустимым. Поэтому от использования В-70 в программе Х-15 отказались. На вооружение «Валькирию» так и не приняли. С 17 октября 1965 г. по 17 декабря 1968 г. две опытные машины ХФ-70 совершили несколько полётов. 8 июня 1966 г. лихой пилот на истребителе F-104 сблизился с «Валькирией» и от удара взорвался. Погибли обе машины.

Американские специалисты в области аэродинамики неоднократно указывали на неудачный выбор общей конфигурации Х-15 с крылом

относительно малой стреловидности. Считалось, что именно это стало причиной как минимум двух аварий ракетоплана. Поэтому для расширения режимов полёта была предложена принципиально новая концепция Х-15 с дельтовидным крылом.

Для гиперзвукового крейсерского полёта при скорости М = 7—8 разработали крыло специальной конфигурации. Остальные элементы конструкции ракетоплана (фюзеляж, ракетный двигатель, органы управления и другие системы прототипа) подвергались лишь минимальным изменениям, так же как и система запуска с бомбардировщика NB-52.

По оценкам 1965 г. программа, рассчитанная на период с 1967 г. по 1973 г. и включавшая 37 исследовательских миссий, должна была обойтись всего в 29,75 млн долларов. Первый полёт планировалось совершить в январе 1969 г., а последний — в декабре 1972 г.

Работы над Х-15 с дельтовидным крылом велись до катастрофы 15 ноября 1967 г. В дальнейшем финансирование Х-15 было прекращено.

## Глава 4
## РАКЕТОПЛАН «ДАЙНА СОР»

Идею Зенгера по созданию ракетопланов в 1949 г. в США продолжил профессор Калифорнийского технологического института китайский ученый Цень Сюэсэнь. Замечу, что позже он вернулся в КНР, где возглавил китайскую космическую программу.

По планам Сюэсэня ракета со стартовым весом 50 т после вертикального старта и полёта по баллистическому эллипсу достигала апогея и начинала спуск. Через 15 минут ракета входила в атмосферу и на высоте 13 км переходила в равновесное планирование. Время всего полёта составляла менее часа, затем КА со скоростью 280 км/ч горизонтально садился на взлётно-посадочную полосу. Ракета пролетала около 4800 км, то есть от Лос-Анджелеса до Нью-Йорка.

В 1946 г. бывший директор немецкого ракетного центра в Пенемюнде Вальтер Дорнбергер и его научный сотрудник Крафft Эрике получили американское гражданство и приступили к работе в фирме

«Белл Аэркрафт». Там они спроектировали КА, подобный антиподному бомбардировщику. В начале 1952 г. они поехали во Францию, чтобы уговорить Зенгера и Ирен Бредт перебраться в США, чтобы также работать там в фирме «Белл», но безрезультатно.

17 апреля 1952 г. фирма «Белл» предложила построить для ВВС США пилотируемый «бомбардировщик-ракету» «BoMi» (Bomber-Missile). Это был суборбитальный аппарат, дальность его полёта составляла 4800—5000 км, скорость на высоте 30 км соответствовала числу М = 4,0. Экипаж — 2 человека.

BoMi имел стартовый ускоритель с пятью двигателями и дельтовидным крылом, а также маршевую ступень с тремя двигателями и крылом, имевшим в плане форму двойной дельты. Пилотируемая 1-й ступень имела длину 36,6 м и размах крыла 18,3 м. Большая часть её конструкции должна была изготавливаться из алюминиевых сплавов, а «горячие» передние кромки крыла — из титана. Длина 2-й ступени составляла 18,3 м, а размах крыла — 10,7 м. Её предполагалось изготавливать только из титановых сплавов, используя систему радиационного охлаждения.

Проектный стартовый вес «BoMi» должен был составлять 363 т, из которых на боевую нагрузку (ядерные бомбы) приходилось 1800 кг. Ракетное топливо для обеих ступеней — долгохранимое самовоспламеняющееся — азотный тетроксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (ДНДМГ).

Время работы двигателей ускорителя составляло два минуты, затем вторая ступень отделялась и продолжала разгон на собственном ЖРД. Первая ступень, планируя, возвращалась к месту старта и садилась на аэродром. После чего производился необходимый ремонт, и 1-ю ступень можно было использовать повторно. В момент прохождения точки максимального скоростного напора тяга двигателей снижалась для уменьшения нагрузок на планёр и экипаж.

В мае 1952 г. фирма «Белл» объявила, что для поведения анализа реализуемости проекта ей потребуется 400 тыс. долларов.

Не довольствуясь сотрудничеством в области создания ракетопланов с фирмой «Белл», ВВС США в мае 1953 г. заключили с компанией «Боинг» контракт на проработку альтернативной концепции ракетоплана по проекту MX-2145 — изучение возможного развития

стратегического бомбардировщика средней дальности B-58 «Хастлер» фирмы «Конвэр».

20 июня 1957 г. фирмы «Белл» и «Дуглас» предложили совместный проект «RoBo», представлявший собой ракетоплан, запускаемый с помощью трёхступенчатой ракеты-носителя. Свой вариант беспилотного ракетоплана — «планирующего управляемого снаряда» (glide-missile) представила и фирма «Боинг».

Как и в других космических программах США, толчком к ускоренной разработке послужил запуск первого советского спутника. Уже 10 октября 1957 г., спустя неделю после запуска «Спутника-1», командование ВВС решило объединить проекты «Brass Bell», «RoBo» и «HYWARDS» в единую программу разработки, насчитывающую три стадии и названную «Дайна Сор» («Dyna-Soar», от «Dynamic Soaring» — «Разгон и Планирование»). В основу новой разработки была положена концепция бомбардировщика-«антипода» Эйгена Зенгера. 21 декабря 1957 г. командование ВВС выпустило «Директиву 464Л» («464L») о начале первого этапа в разработке системы «Дайна Сор» — создании небольшого одноместного гиперзвукового ракетоплана.

Главная задача первого этапа состояла в том, чтобы построить экспериментальный летательный аппарат для получения данных о режимах полёта, значительно превышающих режимы ракетоплана X-15. Ожидалось, что будущий аппарат сможет развивать скорость до 5,5 км/с и достигнет высоты более 50 км, используя стартовый ускоритель, отобранный для «Хьювардс». На этом же этапе планировалось оценить перспективы военного применения системы «Дайна Сор».

Вторая стадия предусматривала достижение тех же целей, что и более ранняя программа «Брасс Белл». Двухступенчатый стартовый ускоритель разгонял бы аппарат до скорости 6,7 км/с на высоте 106,8 км, после чего ракетоплан должен был планировать на дальность 9250 км.

При этом система должна была уметь производить высококачественное фотографирование и радиолокационную разведку, а в случае необходимости и бомбардировку.

Аппарат, который собирались построить на третьем, заключительном, этапе, должен был решать задачи, предусмотренные для сверх-

высотного бомбардировщика «RoBo», способного выходить на околоземную орбиту.

Полёт ракетоплана «Дайна Сор» в космос должен был состоять из нескольких этапов:

— вертикального старта ракетой «Атлас» или «Титан», а в перспективе — РН «Сатурн-1»;

— баллистического стратосферного полёта с определенными возможностями по динамическому маневрированию;

— входа в атмосферу и управляемого планирующего гиперзвукового полёта с последующей горизонтальной посадкой на аэродром.

Командование ВВС США составило программу исследований в ноябре 1957 г. и опубликовало её 1 января 1958 г. Тогда же утвердили план работ по перспективному ракетоплану и выделили первые 3 млн долларов. 25 января командование ВВС обратилось к десяти аэрокосмическим фирмам с просьбой предоставить свои предложения по этой теме. Позже к ним присоединились ещё три фирмы.

Одновременно шла общая оценка проектов орбитальных пилотируемых кораблей. 21—31 января на авиабазе Райт-Паттерсон и 18—20 марта в лаборатории Эймса прошли научные конференции, на которых ученые и представители аэрокосмических фирм предложили три подхода к выполнению пилотируемого космического полёта. Несколько ученых во главе с Максимом Фаже из лаборатории Лангли отстаивали идею корабля-капсулы — чисто баллистического тела затупленной формы. Группа ученых из лаборатории Эймса, возглавляемая Альфредом Эггерсом, выдвинула концепцию аппарата М-1 с несущим корпусом, имевшего умеренные аэродинамические качества, что позволяло ему совершать ограниченные маневры во время входа в атмосферу. Но большинство участников конференций поддержали идею Джона Беккера о создании гиперзвукового планёра с плоской нижней частью.

К марту 1958 г. на конкурс «Дайна Сор» поступило 9 предложений. В трёх проектах («Республик», «Локхид» и «Норт Американ») представлялись сателлоиды — крылатые аппараты, достигающие орбитальной скорости 7800 км/ч и высоты 120 км и более. В ещё шести проектах («Конвэр», «Дуглас», «МакДонелл», «Нортрор», «Белл» — «Мартин», «Боинг» — «Воут») рассматривались образцы с более вы-

сокими аэродинамическими качествами, способные к рекошетирующему полёту по Зенгеру на более низких высотах.

К 16 июля для детального изучения остановились на двух проектах. Первый, предложенный совместно компаниями «Белл» и «Мартин», предусматривал создание двухместного ракетоплана весом 6030 кг, запускаемого с помощью модифицированной МБР «Титан». Второй проект был разработан компаниями «Боинг» и «Ченс Воут». Это был лёгкий одноместный ракетоплан весом 2950 кг, запускаемый с помощью РН на базе связки твердотопливных двигателей МБР «Минитман».

Еще 20 мая ВВС и НАСА заключили соглашение, по которому «Дайна Сор» считался совместным проектом. При этом ВВС проводили финансирование и общий технический контроль, а НАСА оказывал техническую поддержку. Эксперты НАСА активно участвовали в отборе проектов «Дайна Сор». Так, Джон Беккер отстаивал вариант фирмы «Боинг», хотя этот лёгкий ракетоплан с несущим корпусом мог нести всего 271 кг полезного груза, то есть одного пилота в скафандре. Но проект этот казался проще и легче в реализации, чем ракетоплан компаний «Боинг» и «Мартин» с системой охлаждения передних кромок крыла и оперения методом циркуляции жидкого хладагента. Но пока оба разработчика получили годовые контракты по 9 млн долларов каждый.

Следующие полтора года не утихали споры между Минобороны, которое рассматривало «Дайна Сор» лишь как суборбитальный исследовательский проект, и ВВС США, требовавших создать орбитальный аппарат для военных целей. Поэтому требования к разработчикам постоянно менялись, и все это время назначение аппарата, средства его выведения, планы работ и прочие составляющие проекта многократно уточнялись.

1 ноября 1959 г. управление проекта представило три этапа «Дайна Сор». Первый — пилотируемый планёр весом 2980—4268 кг для запуска по суборбитальной траектории с помощью модифицированной МБР «Титан I». Второй — достижение орбитальных скоростей и выполнение «ограниченных военных миссий» на более мощном ракете-носителе. Третий — создание полномасштабной орбитальной системы оружия с применением нового носителя «Титан III».

9 ноября 1959 г. «Боинг» и «Воут» были объявлены победителями конкурса на ракетоплан, а компания «Мартин» получила 11 декабря контракт на разработку варианта ракеты «Титан» для пилотируемого полёта. Компания «Белл», с усилиями которой начиналась вся эта история, осталась не у дел.

27 апреля 1960 г. ВВС заказали десять экземпляров «Дайна Сор» и присвоили им серийные номера 61—2374 ÷ 61—2383. Первые два аппарата должны были быть готовы в течение 1965 г., ещё четыре — в 1966 г. и два — в 1967 г. Ещё два фюзеляжа использовались для статических испытаний и беспилотных сбросов с самолёта-носителя.

В декабре 1960 г. были заключены два дополнительных контракта: с фирмой «Хоневелл» на разработку основных бортовых систем и с РКА на разработку систем связи и передачи данных.

Окончательный вариант проекта «Дайна Сор» сложился в результате более чем 14 тысяч часов продувок в различных аэродинамических трубах. Так, модели разных масштабов продувались 8500 часов на дозвуковых скоростях, 2700 часов — на сверхзвуковых и 1800 часов — на гиперзвуковых скоростях при числах $M > 15$.

Ракетоплан имел дельтовидное крыло с концевыми шайбами вертикальных стабилизаторов и фюзеляж со слегка приподнятой и закругленной носовой частью.

Крыло было классическим по схеме дельты, без излома по передней кромке, с углом стреловидности 72,5° и площадью 32 кв. м.

Фюзеляж «Дайна Сор» состоял из четырёх отсеков: впереди — кабина пилота, в середине — приборно-агрегатный отсек (в этом отсеке объёмом 2,13 куб. м можно было разместить и полезную нагрузку весом до 454 кг), сзади — отсек оборудования и двигательный отсек.

Планёр «Дайна Сор» управлялся стандартными рулевыми педалями и боковой ручкой управления. Пилот располагался в кресле, которое могло катапультироваться с помощью аварийного твердотопливного двигателя. Кабина экипажа оснащалась боковыми окнами и ветровым стеклом, которые были защищены при входе в атмосферу теплозащитным экраном, сбрасываемым перед самой посадкой.

Трёхопорное шасси (передняя опора в сложенном положении размещалась в негерметичном носовом отсеке перед кабиной пилота, ос-

новные опоры располагались в консолях крыла) давало пилоту возможность приземляться на дно высохшего озера на авиабазе ВВС Эдвардс или на обычную бетонную ВПП при скорости 148—426 км/ч.

**Данные ракетоплана «Дайна Сор»**

| | Космоплан | Аварийная ступень | Промежуточная ступень |
|---|---|---|---|
| Проект | 1959—1963 | | |
| *Габариты* | | | |
| Длина, м | 10,77 | 1,8 | 4,6 |
| Базовый диаметр, м | 1,6 | 1,5 | 3,1 |
| Объём кабины, м³ | 3,5 | | |
| Размах крыла, м | 6,22 | | |
| Площадь крыла, м² | 32,05 | | |
| Максимальная толщина крыла, м | 0,51 | | |
| Диаметр фюзеляжа, м | 1,74 | | |
| *Весовые характеристики* | | | |
| Вес пустого планёра, кг | 4911 | | |
| Максимальный вес планёра, кг | 5165 | 1360 | 3600 |
| Полезная нагрузка, кг | 454 | | |
| Вес топлива, кг | | 1040 | 1650 |
| *Силовая установка* | | | |
| Двигатели | | «Thiokol» XM-92 (II ступень «Minuteman») | ЖРД |
| Тяга, кГс | | 18140 | 1 × 7260 |
| Топливо | | твердотопливный | «Aerozine 50» |
| Окислитель | | | Четырёхокись азота |
| Импульс, с | | 265 | 311 |
| Прирост скорости, м/с | | 450 | 450 |

Для схода с орбиты предполагалось использовать двигатель XM-92 фирмы «Тиокол».

12 января 1961 г. в качестве ракеты-носителя «Дайна Сор» была определена МБР «Титан II». Чтобы ракетоплан с дельтовидным крылом не опрокидывал ракету при старте, к основной 1-й ступени «Титана II» добавили три 4,6-метровых стабилизатора, обеспечивавших устойчивость на активном участке траектории.

Конкуренцию «Титану II» составлял ракетоноситель «Сатурн-1», но работы по его доведению отставали от графика, благодаря чему «Титан II» в октябре 1961 г. был заменен на «Титан IIIC», который отличался от «Титана II» наличием боковых твердотопливных ускорителей.

Ракета «Титан IIIC» могла вывести ракетоплан «Дайна Сор» на нужную орбиту для многовиткового полёта только с 3-й ступенью «Транстейдж». В космосе переходная ступень «Транстейдж» оставалась состыкованной с кораблем и должна была использоваться для свода ракетоплана с орбиты.

Однако для одновиткового полёта можно было обойтись и без «Транстейджа», а довывод на орбиту и сход с нее обеспечивался двигателями «Тиокол» XM-92.

7 октября 1961 г. руководители программы «Дайна Сор» обнародовали упрощённый вариант программы, на сей раз включив в нее разработку прототипа для полёта на высоких околоземных орбитах. В рамках этого плана разработчики отказывались от «суборбитальных» испытаний, а число воздушных пусков уменьшалось до пятнадцати.

Первый беспилотный орбитальный полёт должен был состояться в ноябре 1964 г., и первый пилотируемый орбитальный полёт — в мае 1965 г. Следующие пять пилотируемых полётов должны были стать многовитковыми.

Еще девять полётов планировалось провести с демонстрацией военного потенциала системы при выполнении инспекционных и разведывательных операций на орбите. Вся программа лётных испытаний должна была завершиться в декабре 1967 г., затраты на нее должны были составить 921 млн долларов.

Тогда же, в октябре 1961 г., командование ВВС подвергло серьезной критике «альтернативную» программу орбитального корабля «Сайнт-2». Разработчики обвинялись в том, что их проект слишком фантастичен для данной стадии развития пилотируемой космонавтики. В результате было даже запрещено использовать когда-либо обозначение «SAINT», ставшее синонимом «бездумного прожекта». 23 февраля 1962 г. министр обороны Макнамара одобрил последнюю реструктуризацию программы «Дайна Сор». После перебора различных вариантов названия (включая XJN-1 и XMS-1, что означало «Экспериментальный пилотируемый космический корабль») прототипу системы «Дайна Сор» было присвоено обозначение «Икс-20» (X-20).

В это время у «Дайна Сор» появился новый конкурент — проект военного космического корабля «Блю-Джемини» («Blue-Gemini»),

разрабатываемый конструкторами НАСА. 18 января 1963 г. Макнамара приказал провести сравнительные исследования проектов Х-20 и «Джемини» с тем, чтобы определить, какой из этих аппаратов имеет больший военный потенциал. Главным преимуществом корабля «Джемини» была его значительно большая грузоподъемность и возможность размещения экипажа из двух человек.

26 марта 1963 г. фирма «Боинг» получила 358 млн долларов в рамках дополнительного контракта для продолжения разработки, производства и испытаний Х-20, хотя к этому времени уже ходили слухи о близящейся отмене программы. Контракт включал переделку бомбардировщика В-52С для осуществления воздушных пусков прототипа и модификацию стартового комплекса № 40 на мысе Канаверал для запусков РН «Титан IIIС» с планёром «Дайна Сор». Эти работы так и не были завершены.

Военная программа лётных испытаний, определенная ВВС для «Дайна Сор» на этом этапе разработки, включала шесть полётов прототипа Х-20А, четыре полёта для испытания разведывательного оборудования и два «рабочих» полёта аппарата для демонстрации возможностей «инспектирования» спутников, подразумевающей как технический осмотр своих собственных сателлитов, так и захват вражеских.

Дополнительная военная программа, предложенная в мае 1963 г. специальной комиссией ВВС, включала четыре испытательных полёта ракетоплана в варианте Х-20А, шесть полётов — для испытания разведывательной аппаратуры и два «зачетных» полёта — для демонстрации готовности к спутниковой разведке. На это требовалось дополнительно выделить 206 млн долларов. Второй вариант предусматривал испытания и демонстрацию спутников и обходился ещё дороже — в 228 млн долларов.

Также исследовался проект Х-20А в варианте спутника-перехватчика. Для этого требовалось облегчить аппарат на 287 кг и включить в график два дополнительных демонстрационных полёта. Затраты на это составили бы 227 млн долларов. В отчёте говорилось, что на эксплуатацию «Дайна Сор» в варианте перехватчика (50 полётов до 1972 г. включительно) потребуется ещё 1229 млн долларов.

В ноябре 1963 г. был предложен проект спутника-перехватчика, способного действовать как на низких, так и на высоких орбитах, способный совершать полёт продолжительностью до 14 суток с экипажем из двух человек и перехватывать спутники на высотах до 1850 км. При наличии дополнительного финансирования (324—364 млн долларов) этот аппарат мог совершить первый полёт уже в сентябре 1967 г.

«Дайна Сор» мог также применяться для разведки в широком диапазоне частот электромагнитного спектра (от оптической до радиолокационной и радиоразведки), а также для снабжения космических станций и доставки экипажей. Но для решения любой из этих задач было необходимо внести изменения в проект системы — планёра или носителя.

Увы, все эти проекты были недостаточно хорошо технически обоснованы и требовали огромных средств.

Поэтому убедить правительство США в том, что программа все ещё необходима, было затруднительно. Военные задачи в космосе могли быть решены быстрее и с большей экономией в рамках программы «Джемини».

Например, небольшие изменения в устанавливаемом оборудовании и профиле полёта при затратах только в 16,1 млн долларов могли позволить испытать военные подсистемы на борту корабля «Джемини» во время длительного полёта продолжительностью в 14 суток.

ВВС продолжали доказывать, что нужно развивать обе программы. Однако когда заместитель министра обороны Гарольд Браун предложил создать постоянно действующую военную космическую станцию, обслуживаемую модифицированными капсулами «Джемини», это стало последним и самым страшным ударом по X-20. 10 декабре 1963 г. министр обороны Макнамара отменил финансирование программы «Дайна Сор» в пользу программы создания орбитальной станции MOL («Manned Orbiting Laboratory» — «Пилотируемая Орбитальная Лаборатория»).

На программу «Дайна Сор» было истрачено 410 млн долларов.

В настоящее время модель орбитального ракетоплана X-20 демонстрируется в музее ВВС в Дейтоне (штат Огайо).

## Глава 5
## РАКЕТОПЛАНЫ ЦЫБИНА И МЯСИЩЕВА

Эскизный проект планирующего космического аппарата (ПКА) — ракетоплана для спуска с орбиты и посадки на Землю был разработан в ОКБ-256 и утвержден П.В. Цыбиным 17 мая 1959 г.

Согласно проекту, ракетоплан с космонавтом на борту должен был выводиться на круговую орбиту высотой 300 км, как и космический корабль «Восток», ракетой-носителем 8К72. После суточного орбитального полёта аппарат должен был сойти с орбиты и возвратиться на Землю, планируя в плотных слоях атмосферы. В начале спуска в зоне интенсивного теплового нагрева аппарат использовал подъемную силу несущего корпуса оригинальной формы, а потом, снизив скорость до 500—600 м/с, с высоты 20 км планировал с помощью раскрывающихся крыльев, первоначально сложенных «за спиной».

Посадку предполагалось выполнить на специальную грунтовую площадку с использованием шасси «велосипедного» типа. Рассматривалась даже возможность катапультирования космонавта непосредственно перед посадкой на ВПП.

Космический аппарат задумывался классической аэродинамической схемы, с трапециевидным крылом и нормальным хвостовым оперением. Свое полуофициальное название «лапоток» аппарат получил из-за характерной формы фюзеляжа, в аэродинамическую тень которого несущие плоскости убирались при входе в плотные слои атмосферы.

Его вес определялся грузоподъемностью ракеты-носителя и составляла 4,7 т. Длина ПКА составляла 9,4 м, размах крыла — 5,5 м, а ширина фюзеляжа — 3 м. В конструкции фюзеляжа ПКА широко использовалась сталь. Для защиты от нагрева при возвращении с орбиты он оснащался подфюзеляжным тепловым экраном, отделенным от главного каркаса промежутком в 100 мм. Носовая часть ПКА и передние кромки аэродинамических поверхностей, также выполненных из стали, имели жидкую литиевую замкнутую активную систему охлаждения. Нагрев поверхности мог достигать 1200 °С, в то время как внутренний каркас — до 400 °С. Крылья, сложенные под углом

55—60° к вертикали, находились при спуске в аэродинамической тени фюзеляжа.

Для маневрирования на орбите аппарат имел навесную двигательную установку, состоящую из тормозного и корректирующего двигателей и примыкающую к донной части фюзеляжа. Они работали на перекиси водорода и имели раздельные баки с основными двигателями торможения и коррекции орбиты. ДУ отделялась на высоте 90 км после выдачи тормозного импульса для схода с орбиты.

Космонавт находился в катапультируемом кресле, которое имело три положения: для старта, рабочее и отдыха. В кабине была система жизнеобеспечения, два боковых окна и система с астроориентацией. В случае аварии ракеты-носителя на высотах до 10 км космонавт мог катапультироваться из кабины. На больших высотах производилось аварийное отделение ракетоплана от носителя, раскрытие консолей крыла и спуск на Землю.

Следует заметить, что ОКБ-23 Мясищева параллельно вело разработки ударного самолёта РС, разведчика ЗРС и др. Успех Цыбина вызвал раздражение у других ведущих конструкторов, особенно у А.И. Туполева и А.И. Микояна. В конце концов им удалось свалить удачливого конкурента.

1 октября 1959 г. ОКБ-256 было расформировано, все его сотрудники «добровольно-принудительно» переведены в ОКБ-23 к Мясищеву в Фили, а помещения КБ и завода № 256 в Подберезье отдали КБ Микояна.

Следует заметить, что В.М. Мясищев в инициативном порядке ещё в 1956 г. приступил к проектированию гиперзвукового орбитального ракетоплана с планирующим спуском, горизонтальной посадкой (по-самолётному) и практически неограниченной круговой орбитальной дальностью полёта. Главная проблема работы заключалась в освоении гиперзвуковых скоростей полёта.

При проведении предварительных работ изучались различные виды движения — активный, рикошетирующий, инерционный — во всем диапазоне гиперзвуковых скоростей полёта вплоть до первой космической скорости. В итоге была доказана техническая возможность и целесообразность создания в ближайшие годы пилотируемого гиперзвукового ракетного летательного аппарата.

Пилотируемый ракетоплан, получивший название «изделие 46», в первую очередь предназначался для использования в качестве стратегического разведчика, а уже во вторую — как бомбардировщик, достигающий любой точки земной поверхности, а также в качестве истребителя ракет и боевых спутников вероятного противника.

В варианте сверхдальнего бомбардировщика пилотируемый ракетоплан мог сбрасывать бомбы в любом месте земной поверхности. Он должен был маневрировать при полёте по траектории и, в случае необходимости, уходить на второй круг.

Ракетоплан планировалось применять и для поражения боевых средств противника в системе ПВО, использовать как средство связи с ИСЗ, как транспортное средство для быстрой доставки грузов на сверхдальние расстояния, а также для других целей.

Мясищев предлагал выводить ракетоплан на орбиту с помощью модернизированной королёвской ракеты Р-7 с вертикальным стартом. Модернизация заключалась в создании устройств, компенсирующих возникновение подъемной силы на крыле ракетоплана. На последнем этапе вывода должны были срабатывать четыре разгонных двигателя, использовавшие топливо из четырёх закрепленных на самом ракетоплане топливных баков.

Конструктивно ракетоплан представлял собой самолёт, выполненный по схеме «утка», с крылом, имевшим стреловидность по передней кромке 75°, горизонтальным и вертикальным оперениями большой стреловидности, одним маршевым, четырьмя маневренными двигателями и системой струйной стабилизации.

Одноместная кабина пилота была герметичной и размещалась в средней части ракетоплана.

К апрелю 1959 г. в ОКБ-23 была отработана идея ракетоплана, способного осуществлять дежурство в режиме ожидания на орбите высотой 80—150 км с возможностью оперативного изменения высоты орбиты на 100 км и маневра по курсу до 3, а при времени одного оборота порядка 90 мин.

Разработанная в ОКБ-23 система с межконтинентальным ракетопланом-сателлоидом выполнена по трёхступенчатой схеме.

Первая ступень являлась собственно ракетой и состояла из ракетных ускорителей, соединённых по пакетно-тандемной схеме, и сател-

лоида с подвесными топливными баками. Ускорители первой ступени составляли ракетную часть изделия.

Вторая ступень состояла из двухступенчатого ракетного ускорителя и сателлоида с подвесными топливными баками.

Ускорители первой и второй ступеней образовывали ракету-носитель. Двигатели РН предполагалось сделать однотипными ЖРД.

Третья ступень составлена сателлоидом и подвесными топливными баками, сбрасываемыми после выработки топлива.

**Характеристики ступеней по состоянию на конец 1958 г.**

| Параметры | Ступени | | |
|---|---|---|---|
| | Первая | Вторая | Третья |
| Начальная скорость, км/с | 0 | 2,3 | 5,2 |
| Конечная скорость, км/с | 2,3 | 5,2 | 7,8 |
| Высота полёта, км | 35 | 80 | 110 |
| Полное время полёта, с | 110 | 310 | 530 |
| Начальная перегрузка (на уровне моря) | 1,5 | 0,83 | 0,7 |
| Конечная перегрузка (в пустоте) | 4,5 | 2,8 | 2,0 |
| Начальный вес, т | 350 | 90 | 22 |
| Тяга двигателей, кт | 525 | 75 | 15 |

Сателлоид представлял собой малогабаритный пилотируемый летательный аппарат ракетно-авиационного типа. Он выполнен с учетом орбитального полёта, условий планирующего спуска и посадки и снабжен двигательной установкой, обеспечивавшей поддержание круговой (или околокруговой) скорости на марше, и емкостей для топлива, используемого на орбите, а также необходимым оборудованием для управляемого полёта.

Траектория полёта сателлоида состояла из трёх участков: активного, маршевого (орбитального) и участка спуска (планирующего полёта). Активный участок осуществлялся по аналогии с баллистическими ракетами, а конкретно — при помощи трёх ступеней ракеты Р-7. Маршевый участок — это движение сателлоида по орбите. Участок спуска — это планирующий сход с круговой орбиты после тормозящего импульса тяги двигателей и последующая посадка. Режим планирования осуществлялся на максимальных значениях подъемной силы и лобового сопротивления.

Кроме того, в ОКБ-23 был разработан проект ракетоплана «изделие 48». Работы над ним велись на основании приказов ГКАТ № 30 от 7 января 1960 г. и № 94 от 4 марта 1960 г., выпущенных согласно постановлению Совмина № 1388/618 от 10 декабря 1959 г.

Первоначально предполагалось создать летательный аппарат с экипажем из одного человека для отработки планирующего спуска и посадки, проверки оборудования и исследования жизнедеятельности человека в условиях космического полёта. Основными особенностями этого аппарата были торможение в атмосфере с перегрузками 3—4 g при аэродинамическом качестве 0,2—0,3 и возможность выполнения посадочного маневра для приземления в заданную точку.

Типовая траектория полёта всех создаваемых спутников состояла из пяти этапов.

Первый этап — выход на орбиту в сцепке с носителем; затем — полёт на орбите, баллистический спуск, управляемый планирующий полёт и посадка. В качестве носителя использовалась модификация ракеты Р-7 конструкции ОКБ-1 С.П. Королева.

Максимальная перегрузка при выходе на орбиту и на участке спуска не должна была превышать 3,5g. Направление перегрузок: грудь — спина.

На круговую орбиту высотой 400 км носитель должен вывести спутник весом не более 4,5 т. Минимальное время пребывания спутника на орбите — 5 часов, максимальное — 27 часов. Время пребывания экипажа на стартовой позиции — 3 часа. Вес экипажа и кресел — 500 кг. Скорость входа спутника в атмосферу — не более 100 м/с. Начальный угол входа в атмосферу — 0°. Граница верхних слоев атмосферы — 80—100 км.

При разработке нового летательного аппарата аппараты с баллистическим спуском даже не рассматривались, так как перегрузки на них превышают 8—9 g.

Все перечисленные ограничения привели к созданию следующей компоновки спутника, использующего подъемную силу:

— крылатая схема с малыми углами атаки и торможением гиперзвуковыми щитками;

— крылатая схема с большими углами атаки и планирующей посадкой;

— бескрылая схема «обратный конус» с роторным спуском;

— конус с гиперзвуковыми крыльями и тормозными щитками (вариант с парашютной посадкой).

Для управления и стабилизации на орбите и в момент дачи тормозного импульса использовались струйные рули тормозной двигательной установки. На участке переходного эллипса и при полёте в атмосфере с гиперзвуковой скоростью для стабилизации аппарата использовалась система струйной стабилизации. Для торможения и создания потребного качества при полёте в атмосфере с гиперзвуковой скоростью использовалась лобовая поверхность (щит), выполненная в виде части сферической поверхности, поставленной под углом 10° к оси аппарата.

Для схода с орбиты применялся тормозной двигатель, работавший на перекиси водорода и керосине, тормозной импульс которого достигал 4200 кг/с. Запас топлива тормозной установки составлял 150 кг.

В ОКБ-23 были разработаны три основных варианта пилотируемых спутников.

Спутник крылатой схемы с гиперзвуковыми щитками представлял собой конус с углом раствора 14°, диаметром в кормовой части 1700 мм и треугольным крылом большой стреловидности (площадь 14 кв. м) и сбрасываемыми тормозными щитками на крыле и фюзеляже.

Кабина, расположенная в хвостовой части аппарата, рассчитана на двух членов экипажа, и позволяла пилотам на всех режимах от ожидания старта до приземления находиться в сравнительно комфортном положении. Кресла пилотов при установке спутника на носителе носом вперед разворачивались в горизонтальное положение.

Поскольку на летательном аппарате имелось крыло, а значит, и подъемная сила, были предусмотрены компенсирующие поверхности, устанавливаемые на носителе или на спутнике.

При спуске с орбиты, по достижении скорости M = 5, тормозные щитки и двигательный блок сбрасывались, и начиналось планирующее маневрирование на аэродром подсадки. Боковое маневрирование производилось за счёт аэродинамических поверхностей как на гиперзвуковом, так и на планирующем этапе траектории.

Использование динамического маневра при посадке такого крылатого спутника позволяло непродолжительно получать режим полёта с вертикальной скоростью, равной нулю.

### Основные ТТХ спутника крылатой схемы с гиперзвуковыми щитками

| | |
|---|---|
| Начальный вес, кг | 4530 |
| Посадочный вес, кг | 2980 |
| Общая длина спутника, мм | 9920 |
| Дальность полёта в атмосфере, км | 2400 |
| Максимальная перегрузка, g | 2,0 |
| Максимальные перегрузки при аварийном спуске, g | 17 |
| Посадочная скорость, км/ч | 250 |

Спутник крылатой схемы с планирующей посадкой представлял собой крылатый ракетоплан, выполненный по схеме «утка» с треугольным крылом, имевшим стреловидность по передней кромке 65°, горизонтальным и вертикальным оперениями, состоящими из двух поверхностей, расположенных на верхней и нижней поверхности цилиндрического фюзеляжа большой стреловидности.

В средней части аппарата размещалась двухместная герметичная кабина пилотов, на стартовой позиции обеспечивался поворот кресел.

Сход с орбиты и посадочные характеристики этой схемы аналогичны характеристикам предыдущего проекта, разве что двигательный блок спутника не сбрасывался.

Для этой компоновки крылатого пилотируемого спутника был проработан ещё один вариант с использованием тормозных щитков, расположенных в носовой части фюзеляжа и на передней кромке крыла.

### Основные ТТХ спутника крылатой схемы с планирующей посадкой

| | |
|---|---|
| Начальный вес, кг | 4310 |
| Посадочный вес, кг | 3810 |
| Дальность полёта в атмосфере, км | 4700 |
| Максимальная перегрузка, g | 1,8 |
| Максимальные перегрузки при аварийном спуске, g | 15 |
| Посадочная скорость, км/ч | 250 |

Спутник бескрылой схемы с роторной посадкой представлял собой аппарат типа обратный конус с большой лобовой поверхностью, используемой как для получения подъемной силы, так и для торможения. При угле атаки 15° подъемная сила такого спутника достигала величины Су = 0,15.

Спутник состоял из конусообразной герметичной кабины, ротора диаметром 13 м, защитного сбрасываемого кожуха винта, щитков управления, сбрасываемого контейнера и двигательной установки.

Двухместная кабина размещалась в основной части аппарата, имеющей диаметр 3 м, что позволяло пилотам находиться в комфортном положении.

Возвращение пилотируемого спутника на Землю в положении тупым концом вперед позволяло отказаться от применения для размещения экипажа поворотных кресел, так как основные перегрузки при подобной компоновке воздействовали только в направлении грудь — спина на всех режимах полёта и находились в приемлемом диапазоне.

Посадка аппарата производилась с помощью авторотирующего винта. Винт вступал в действие при скорости М = 1 на высоте 10—15 км. На всех предшествующих этапах полёта он был защищён специальным сбрасываемым кожухом.

Применение роторной посадки позволяло за счёт предварительной раскрутки ротора на режиме торможения и последующего перевода лопастей в посадочный режим получать вертикальную скорость посадки равной нулю. Вес роторной системы составлял 8—12 % посадочного веса аппарата.

Такая схема давала возможность посадки аппарата на неподготовленную площадку.

**Основные ТТХ спутника бескрылой схемы с роторной посадкой**

| | |
|---|---|
| Начальный вес, кг | 4400 |
| Посадочный вес, кг | 3150 |
| Общая длина спутника, мм | 12 200 |
| Дальность полёта в атмосфере, км | 2300 |
| Максимальная перегрузка, g | 3,0 |
| Максимальные перегрузки при аварийном спуске, g | 19 |

Спутник с гиперзвуковыми несущими поверхностями представлял собой конус с углом раствора 20° и диаметром в кормовой части 2,6 м, расположенными крестообразно воздушными рулями на максимальном диаметре, контейнером с парашютом, тормозными щитками и воздушными рулями.

Двухместная кабина пилота располагалась в кормовой части летательного аппарата.

Характеристики аппарата на гиперзвуковом участке полёта аналогичны характеристикам спутника крылатой схемы с гиперзвуковыми щитками. Но данная схема представлялась достаточно сложной в аэродинамическом плане. Использование же парашютной системы не позволяло маневрировать в каких-либо пределах на режиме посадки.

**Основные ТТХ спутника с гиперзвуковыми несущими поверхностями**

| | |
|---|---|
| Начальный вес, кг | 4500 |
| Посадочный вес, кг | 3250 |
| Общая длина спутника, мм | 7200 |
| Дальность полёта в атмосфере, км | 2700 |
| Максимальная перегрузка, g | 2,8 |
| Максимальные перегрузки при аварийном спуске, g | 18 |
| Посадочная скорость, м/сек | 6—7 |

Но вот грянул гром среди ясного неба. По указанию Н.С. Хрущёва постановлением Совмина от 3 октября 1960 г. ОКБ-23 было передано В.Н. Челомею и стало филиалом ОКБ-62. Сам В.М. Мясищев ушел в ЦАГИ.

## Глава 6
## РАКЕТОПЛАНЫ ТУПОЛЕВА

В 1950-е гг. Андрей Николаевич Туполев внимательно следил за успехами в создании управляемых ракет и космических аппаратов и в конце 1950-х гг. создал внутри своего ОКБ-156 отдел «К», занимавшиеся проектированием летательных аппаратов. Возглавил этот перспективный отдел сын генерального конструктора Алексей Андреевич Туполев.

В 1958 г. в отделе «К» начались исследовательские работы по программе создания ударного беспилотного планирующего самолёта «ДП» (дальний планирующий). Ракетоплан «ДП» должен был представлять последнюю ступень, оснащённую мощной термоядерной боевой частью. В качестве ракеты-носителя рассматривались модификации боевых баллистических ракет среднего радиуса действия типа Р-5 и Р-12, рассматривался и вариант собственной разработки ракеты-носителя.

Согласно предэскизному проекту, ракетоплан «ДП» должен был выводиться ракетой-носителем на высоту 80—100 км, далее вся система разворачивалась на 90°, и происходило отделение «ДП». После отделения производилась одноразовая коррекция траектории «ДП», и дальше отделившийся аппарат летел к цели по планирующей траектории, определявшейся его аэродинамическим качеством и скоростью в момент отделения на данной высоте. «ДП», проходя плотные слои атмосферы, выходил на цель на расстоянии около 4000 км, развивая скорость, соответствующую M = 10. В ходе полёта по траектории коррекция производилась с помощью автономной системы управления и аэродинамических органов управления.

На борту отсутствовала какая-либо силовая установка, питание систем должно было осуществляться от химических источников тока и от воздушной системы баллонного питания.

Для охлаждения систем оборудования и термоядерного заряда на борту имелась система охлаждения. Конструкция планёра проектировалась по так называемой «горячей схеме» — без охлаждения. Все температурные напряжения, связанные с кинетическим нагревом, учитывались при проектировании элементов планёра.

На конечном этапе «ДП» переводился в пикирование на цель. По сигналу высотомера на заданной высоте производился подрыв термоядерного заряда.

Принципиальная схема полёта «ДП» мало отличалась от схемы полёта ракетного варианта «Дайна Сор» в одновитковом варианте.

Следует заметить, что в 1960—1970-х гг. ПВО Североамериканского континента была практически не в состоянии перехватить ракетоплан «ДП».

В течение двух лет в ОКБ-156 шли интенсивные работы по проекту «ДП», который получил туполевский индекс Ту-130 («изделие 130»).

После проведения теоретических и экспериментальных работ по теме в 1959 г. в ОКБ-159 приступили к рабочему проектированию самолёта «130».

В 1959—1960 гг. ходе работ над «изделием 130» были созданы несколько вариантов аэродинамических схем: «симметричная» и «несимметричная», «бесхвостка», «утка» и др. На основании этих исследований построили и продули в аэродинамических трубах ЦАГИ целую серию моделей, в том числе и на больших сверхзвуковых скоростях. В ЛИИ были проведены натурные лётные испытания со сбросом летающих моделей «130» с твердотопливными ускорителями с самолёта-носителя Ту-16ЛЛ. Аппаратура моделей служила для получения информации об аэродинамических характеристиках при различных режимах полёта со скоростями, близкими к M = 2. Для достижения больших скоростей (M = 6) маломасштабные модели отстреливались с помощью артиллерийских орудий и газодинамических пушек.

В основном варианте окончательного проекта самолёт «130» представлял из себя сравнительно небольшой летательный аппарат: длина — 8,8 м, размах крыла — 2,8 м и высота — 2,2 м. Для самолёта «130» была выбрана аэродинамическая схема самолёта-«бесхвостки». Он имел клинообразный фюзеляж полуэллиптического поперечного сечения с тупой носовой частью (одна из оптимальных форм для гиперзвукового летательного аппарата). Низкорасположенное треугольное крыло небольшой площади с углом стреловидности по передней кромке 75° имело по всему размаху элевоны. Вертикальное оперение самолёта состояло из двух килей: верхнего и нижнего, расположенных в задней части фюзеляжа. На обеих половинах киля имелись тормозные щитки. По условиям аэродинамического нагрева носовая часть фюзеляжа и передние кромки крыла и килей выполнялись из графита. Конструкция планёра из нержавеющей стали — «горячая».

В опытном производстве была заложена серия из пяти экспериментальных изделий «130».

В 1960 г. первый опытный образец самолёта «130» был готов, далее наступал этап оснащения его необходимым оборудованием и начала работ по стыковке с ракетой-носителем — модификацией ракеты Р-12. Доработка Р-12 заключалась, помимо переделки носовой части под новый стыковочный узел, в усилении несущего корпуса ракеты с помощью дополнительного внешнего конструктивного экрана, разработанного отделом «К» ОКБ-156.

Однако по постановлению Совмина от 5 февраля 1960 г. за № 138—48 все работы по Ту-130 были прекращены. Построенные планёры самолётов «130» частично были утилизированы, а несколько из них передали в ОКБ-52 В.Н. Челомея.

Любопытно, что параллельно с Ту-130 в ОКБ-156 разрабатывался советский аналог ракетоплана Х-15. Он получил название «изделие 139» (самолёт 139). Его не следует путать с дальним беспилотным разведчиком Ту-139, созданным на базе межконтинентальной ракеты среднего радиуса действия «изделие С». Дело в том, что в КБ Туполева работали люди, ничего не знавшие о работе соседнего отдела, в результате двум разным изделиям был присвоен один и тот же индекс.

Старт ракетоплана «139» должен был производиться с самолёта Ту-95К (вариант бомбардировщика Ту-95, приспособленный для несения крылатой ракеты Х-20). Ракетоплан «139» должен был достичь скорости 8000 км/ч и высоты 200 км. Посадку он должен был осуществлять в планирующем режиме, при скорости у земли в 300 км/ч. Было изготовлено несколько макетов «изделия 139», на том работы над ним и закончились.

Однако задел по «изделию 139» был использован при проектировании воздушно-космического самолёта (ВКС) Ту-136 «Звезда» («изделие 136»).

Старт ракетоплана «изделие 139» осуществлялся с помощью мощной ракеты-носителя, способной выводить на околоземную орбиту грузы весом 10—20 тонн. Далее, после вывода в космос, ракетоплан осуществлял движение по орбите как в пилотируемом режиме, так и в беспилотном. Посадку ракетоплан совершал, маневрируя, переходя на более низкие орбиты, окончательно попадая в плотные слои атмосферы, где выполнял полёт как обычный самолёт до момента приземления на обычное шасси. После выхода на околоземную орбиту кос-

монавт или автоматика корректировали орбиту с помощью двух ЖРД, установленных в хвостовой части аппарата. Эти же двигатели использовались при посадочных маневрах, для маневрирования в плотных слоях атмосферы использовались нормальные самолётные органы управления. Два ЖРД давали возможность аппарату совершать маневр с боковым отклонением 1000 км за один час полёта. Так как в то время было мало известно о длительном воздействии состояния невесомости и космического излучения на человека, ракетоплан был рассчитан на один или максимум несколько оборотов вокруг Земли.

Создание ракетоплана «Звезда» предполагалось разбить на три последовательных этапа, поскольку предварительно необходимо было изучить специфику полёта с гиперзвуковой скоростью в нижних и верхних слоях атмосферы, изучить условия входа в нижние слои атмосферы, посадки на землю, а также создать конструкцию, способную работать в условиях сильного кинетического нагрева. Исследования по ракетоплану во многом перекликались с работами по программе создания аппарата «ДП» («130») и шли как их развитие и логическое продолжение.

На первом этапе предполагалось использовать беспилотные летательные аппараты, по конфигурации соответствующие будущему ракетоплану (модель с твердотопливным двигателем, запускаемая с Ту-16). На них должны были освоить зоны гиперзвукового полёта, отработать элементы конструкции, способные работать в условиях высоких температур (скорости до 9000 км/ч, потолки до 40 000 м). Одновременно должны были производиться запуски моделей ракетоплана с помощью ракет-носителей Р-5 и Р-14 (14 000 км/ч, 45 000 м и 23 000—28 000 км/ч, 90 000 м соответственно).

На втором этапе предполагалось перейти к работам над пилотируемыми гиперзвуковыми летательным аппаратом. Задача второго этапа была — освоение человеком специфики гиперзвукового полёта и отработка посадки на ЛА, по конфигурации близких к будущему ракетоплану. Отработку пилотируемого полёта на малой скорости планировалось проводить с помощью самолёта «136/1», уменьшенной масштабной копии ракетоплана. Самолёт «136/1» должен был стартовать с самолёта-носителя Ту-95К. Испытания этого аппарата должны были происходить на скоростях до 1000 км/ч, высотах до 10 000 м и

при посадочных скоростях около 300 км/ч, что соответствовало посадочным режимам ракетоплана.

В ходе третьего этапа предполагалось простроить полномасштабный ракетоплан «136». Это изделие должно было развивать скорость до 7,9 км/с, то есть до 1-й космической скорости, достигать высоты 50—100 км и дальности полёта до 40 тыс. км. Таким образом, речь шла о суборбитальном или орбитальном одновитковом полёте.

Между тем, в начале 1960-х гг. в СССР не было ракет, способных вывести на орбиту вес в 10—20 т. Любые попытки модернизации существующих ракет Р-7, Р-16 были бессмысленны.

В такой ситуации в рамках темы «Звезда» в КБ А.Н. Туполева приступили к проработке возможности создания мощной ракеты-носителя собственными силами. Были рассмотрены варианты двухступенчатых и трёхступенчатых ракет-носителей, способных выводить на околоземные орбиты грузы с весом, соответствующим самолёту «136».

Параллельно в ОКБ-156 прорабатывался вариант вывода ракетоплана «изделие 136» на орбиту с помощью авиационно-космической системы, первая ступень которой представляла стратегический сверхзвуковой самолёт («125» или «135»), а вторая — баллистическую ракету воздушного запуска с ракетопланом вместо головной боевой части.

В начале 1963 г. все работы по теме «Звезда» были прекращены.

Кроме проекта 136 «Звезда» в ОКБ-156 шли работы над ракетопланом Ту-137 «Спутник» («изделие 137»). Ту-137 был предназначен для многовиткового полёта на орбите с последующей посадкой на аэродром. Работы шли как над беспилотным, так и над пилотируемым вариантом. Ту-137 предполагалось использовать в качестве разведчика и истребителя спутников. Работы над Ту-137 были прекращены в 1963 г. или в 1964 г.

С конца 1960-х гг. в КБ Туполева велись НИОКР по созданию одноступенчатых авиационно-космических систем с горизонтальным стартом и посадкой. Взлётный вес летательных аппаратов должен был достигать 300 и более тонн. В качестве силовой установки предлагалось использовать ЖРД на тепловыделяющих элементах с использованием ЯСУ, в качестве рабочего тела — водород. Рассматривались варианты многоэтапного вывода полезных нагрузок с ВКС, находя-

щихся на орбите вокруг Земли, на межпланетные орбиты с использованием ионных и плазменных маршевых двигателей[1].

Любопытен проект воздушно-космического самолёта с ядерным ракетным двигателем (ЯРД).

Работы по ВКС с ЯРД начались в ОКБ совместно с рядом предприятий и организаций отрасли в 1966 г. В качестве основной силовой установки предполагалось использовать газофазный ядерный ракетный двигатель, который должен был иметь следующие основные особенности, влиявшие на компоновку ВКС:

— рабочее тело с малой удельной плотностью — жидкий водород;

— высокий удельный импульс;

— большая тяга (до 600 тс);

— жёсткие ограничения по боковым перегрузкам;

— радиоактивность ракетной струи;

— наличие на борту ядерного реактора высокой мощности, который одновременно с полезной работой по нагреву рабочего тела являлся сильнейшим источником радиоактивного излучения.

Высокий удельный импульс, превышавший в несколько раз удельный импульс лучших ЖРД того периода, в сочетании с большой тягой, позволял спроектировать одноступенчатый, маневрирующий на орбите ВКС с взлётным весом 400—500 т. Относительный вес полезной нагрузки (вес экипажа, специального оборудования, необходимого на орбите и запас топлива, неизрасходованного к моменту выхода на орбиту) должна была составлять 11—17 % стартового веса системы. Это было в 2—3 раза больше относительного веса полезной нагрузки, выводимой двухступенчатой ракетной системой с кислородно-водородными ЖРД.

При отработке системы радиационной защиты ВКС с ЯРД ОКБ использовало свой опыт работ по программе создания самолётов с ядерной силовой установкой, над которой ОКБ активно работало в 1950-е гг. (самолёт — летающая лаборатория Ту-95ЛАЛ, проходивший лётные испытания в начале 1960-х гг. с «холодным» и «горячим»

[1] Здесь и до конца главы использованы материалы статьи Солобазова В., Слободчикова А., Казакова М., Ригманта В. «Туполев, гиперзвуковые» // Авиация и космонавтика. 2009. № 8, 9, 11, 12.

реактором; проекты экспериментальных самолётов Ту-119 и Ту-120, проект самолёта ПЛО с ЯСУ).

Траектория полёта ВКС с ЯРД состояла из следующих участков:

— взлёт с земли по-самолётному на турбореактивном двигателе с форсажной камерой (ТРДФ, при тяге ТРДФ 240 тс длина разбега составляла бы 800 м);

— начальный разгон — набор высоты с ТРДФ (скорость в конце разгона 2200 км/ч, высота не менее 10000 м, что обуславливалось минимальной высотой включения ЯРД);

— баллистический участок разгона на ЯРД до круговой орбитальной скорости;

— полёт по круговой орбите с маневрированием. Запас топлива на ВКС позволял осуществлять маневр с поворотом орбиты на 12,5° в каждую сторону, грубый маневр осуществлялся с помощью ЯРД, более тонкое корректирование производилось с помощью кислородно-водородных варньерных ЖРД;

— торможение для спуска с орбиты предполагалось осуществлять с помощью твердотопливных двигателей. Дальнейшее снижение происходило с неработающими двигателями по траектории стационарного планирования, обеспечивающего минимальные значения температуры нагрева нижней поверхности ВКС. При вхождении в более плотные слои околоземной атмосферы ВКС мог совершать боковой маневр с использованием аэродинамических сил, при этом боковое отклонение могло достигать 1500 км;

— полёт на посадку происходил с работающими ТРДФ начиная с высот 10 000—20 000 м со скоростью 1000—2000 км/ч, с расстояния до 500 км;

— заход на посадку производился по-самолётному. Длина пробега 1000—1400 м.

Взлётный вес ВКС должен был составлять 380—450 т, а вес полезной нагрузки, выводимой на орбиту, 68 т.

Этот проект оказался технически слишком сложен, и работы по нему были прекращены на начальном этапе.

Взамен в ОКБ-156 началось проектирование одноступенчатого ВКС Ту-2000, оснащённого комбинированной маршевой силовой установкой: ТРД + ПВРД + ЖРД.

ТРД должен был разгонять аппарат до скорости, соответствующей М = 2,5; ПВРД — до М = 20—25; а ЖРД — обеспечивать выход на орбиту и маневрирование в космическом пространстве.

В 1988 г. ОКБ предложило предэскизный проект Ту-2000А с взлётным весом 70 т и с двумя новыми ТРД Д-100 (взлётная тяга 30 тс каждого), с создания летающих лабораторий Ту-2000А-1 и Ту-2000А-2, рассчитанных на полёты с максимальными скоростями, соответствующих М = 5—6.

Соответственно предлагались к проектированию и постройке самолёт Ту-2000А-1 с двумя стартовыми двигателями Д-101, с взлётным весом 40 т и самолёт Ту-2000А-2 с одним стартовым двигателем Д-101, с взлётным весом 20 т. Ближайшим этапом работ должно было стать создание самолёта Ту-2000А-2 с одним Д-101. После проведения этих работ можно было переходить к окончательному варианту Ту-2000А с взлётным весом 70 т с двумя новыми двигателями Д-100.

**Общие данные вариантов Ту-2000А**

| Характеристики | Ту-2000А | Ту-2000А-1 | Ту-2000А-2 |
|---|---|---|---|
| Взлётный вес, т | 70 | 40 | 20 |
| Диаметр топливного бака, м | 4,5 | 3,1 | 1,8 |
| Длина самолёта, м | 55,0 | 36,0 | 26,0 |
| Площадь крыла, кв. м | 159,0 | 100,0 | 55,0 |
| Стартовый двигатель | 2 × Д-100 | 2 × Д-101 | 1 × Д-101 |
| Топливо | водород | керосин/водород | керосин/водород |

Как видим, работы КБ им. Туполева были очень интересны, но слишком сложны, и требовали громадных затрат, которые РФ не могла себе позволить ни в смутных 1990-х гг., ни сейчас, в 2024 г.

## Глава 7
## РАКЕТОПЛАНЫ ЧЕЛОМЕЯ

Проектированием ракетопланов В.Н. Челомей в инициативном порядке занялся ещё в 1959 г. Ведущий конструктор ОКБ-52 и участник этих событий В.А. Поляченко писал: «В июле 1959 г. уже была в разработке КБР-12000, крылато-баллистическая ракета уже не зе-

нитного типа, с дальностью полёта 12 000 км, с максимальной скоростью 6300 м/с, почти околоорбитальная скорость. Это была трёхступенчатая ракета с массой 1-й ступени 85 т. Рассматривали и выход на орбиту. Вот запись от 10 июля 1959 г.: "КБР, выход на орбиту: стартовый вес 107 т, вместо 85 т у КБР-12000". Число ступеней у этой баллистической ракеты, которая должна была выйти на орбиту, было 4. В это время у нас появляется термин "ракетоплан". Ракетоплан был на ЖРД, стартовая масса была 120 т, первый его проект — с планированием, число ступеней — 4, двигатели — ЖРД и пороховые ракетные двигатели...

12—13 ноября 1959 г. мы были в ЦАГИ в лаборатории 2-й и 8-й по вопросам применения низколетящих спутников. Затем в ОКБ-2 Госкомитета по оборонной технике, где руководителем был Исаев Алексей Михайлович. 20 ноября с В.Н. Челомеем снова были в ЦАГИ у А.И. Макаревского — начальника института, после чего мы получили задание подготовить для ЦАГИ материалы наших расчётов, а также сделать проработки низколетящего спутника-разведчика флотов противника. В это время в ЦАГИ была популярной идея прямоточного электроядерного двигателя с воздухом в качестве рабочего тела. Рассматривался разведчик с высотой орбиты 80—100 км, управляемый такой двигательной установкой малой тяги. До декабря Челомей рассматривает материалы по спутнику-разведчику, которые одобрил, считает, что можно применять ЖРД, ПРД, в перспективе — ЭЯРД, разрешает подключить к этой работе инженеров 10-го отдела, а с другими организациями эти проекты не обсуждать...

16 февраля у Владимира Николаевича был Душкин Леонид Степанович, начальник лаборатории № 2 НИИ-1, он занимался ракетно-прямоточным двигателем, в котором ЖРД запускался на старте, а затем с использованием эжекции и рабочего тела — воздуха — мог производить разгон до числа Маха 8—10 и высоты 45—50 км. Для межконтинентальных ракет предлагался ракетно-прямоточный двигатель на твердом топливе, о котором рассказали нам Зуев и Осминин из ОКБ-1 и НИИ-1 ГКАТ.

А во второй половине дня была беседа с Гродзовским из ЦАГИ о применении прямоточных электроядерных двигателей (при высоте орбиты 100 км требуется тяга 0-,1 кг), в сочетании с применением атом-

ного ракетного двигателя на жидком водороде с тягой 2 кг. Позднее, 22 февраля был устроен доклад Гродзовского в ЦАГИ для нас с присутствием Архипа Михайловича Люльки и представителей ЦИАМа, а 23 февраля был устроен доклад физиков (возглавлял их Жуков Виктор Викторович) у В.Н. Челомея об ионных ядерных двигателях. Эти идеи намного опережали возможность их воплощения в реальные проекты, но Челомей активно интересовался ими»[1].

Поскольку вся документация ОКБ-52 до сих пор, на декабрь 2009 г., закрыта, а из очевидцев кроме Поляченко никто не оставил мемуаров, автору далее ничего не остается, как цитировать Владимира Абрамовича.

«8 февраля [1960 г.] проходит обсуждение схем космических аппаратов с Макаревским, Дородницыным, Струминским, Симоновым, Серебрийским, Петровым Г.И., Таганова, Шкадовым, Свищевым, Люлькой, то есть собрались ученые ЦАГИ, НИИ-1, ЦИАМа и главный конструктор А.М. Люлька. Челомей доказывал необходимость крылатого спуска с орбиты: приход в точку, в подвижную точку. Он считал, что шар, несмотря на его простоту, не является той машиной будущего, которая сможет выбирать место для посадки. Со стороны Дородницына и Макаревского была выражена осторожность в этом вопросе. Надо, чтобы цель применения крыла была доказана, заявил Дородницын. Уменьшение перегрузок — это большой плюс, но усложнение уж очень велико. То же самое примерно говорил и Макаревский, начальник ЦАГИ...

Челомей подытожил дискуссию таким образом: "Посадка человека на аэродром важна, при спуске с орбиты в шаре перегрузки могут достигать до 10 или до 6 по предложению Таганова (управляемый спуск за счёт смещения центра масс). А на крыле — 1,5—2, то есть намного меньше перегрузки при входе в атмосферу и намного больше перегрузки маневра для попадания в точку, на аэродром. Растянутый горизонтальный полёт, который дает возможность выбора точки посадки. Невелики температуры — вес обмазки у шара 450—500 кг, предполагалось, что для крыла будет 200—300 кг. Команды на спуск и управление — с нашей территории, в отличие от спуска ша-

[1] *Поляченко В.А.* На море и в космосе. Воспоминания. С. 53, 56—57, 61.

рообразного космического аппарата. Безопасность спасения при неудачном старте: при наличии крыла возможен разворот и посадка на любом этапе. Кроме того, поражение точечных целей и противозенитный маневр возможны только на крыле»[1].

18 февраля 1960 г. состоялось заседание ГКАТ, где Челомей настоял на признании перспективным спуск на Землю с помощью крыльев.

21 мая 1960 г. на очередном заседании ГКАТ Челомей доложил о «ракетоплане для околоземных полётов — беспилотном, пилотируемом, в варианте истребителя спутников».

23 июня 1963 г. вышли два постановления Совмина. В первом постановлении «О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в период 1960—1967 гг.» ОКБ-52 была поручена разработка и создание в 1965—1966 гг. автоматических (беспилотных) космопланов для полётов к Луне, Марсу, Венере с возвращением на Землю с посадкой на заданном аэродроме (объект К) с использованием двигателей на новых химических источниках энергии и электрореактивных двигателей малой тяги, а также ракетоплана весом 10—12 т для осуществления орбитальных полётов вокруг Земли с маневрированием на орбите и посадкой на заданный аэродром (объект Р). Первый пуск ракетоплана в беспилотном варианте планировался на 1960—1961 гг., а в пилотируемом — в 1963—1965 гг.

Во втором постановлении «О производстве ракет-носителей, спутников, космических кораблей для Военно-космических сил в 1960—1967 гг.» ОКБ-52 была поручена подготовка эскизного проекта пилотируемого космического корабля «Ракетоплан» для орбитального маневренного полёта и возвращение на обычные ВПП. Кроме указанных выше сроков в нем указывалось, что готовый вариант спутника-перехватчика должен был быть проверен в 1962—1964 гг.

В соответствии с постановлением Совмина от 23 мая 1960 г. в ОКБ-52 был разработан эскизный проект ракетоплана в двух вариантах: беспилотном (Р1) и пилотируемом (Р2). Крылатый пилотируемый космический корабль предназначался для перехвата, осмотра и разрушения американских спутников на высотах до 290 км. Экипаж

---

[1] *Поляченко В.А.* На море и в космосе. Воспоминания. С. 62—63.

составлял 2 человека, продолжительность полёта — 24 часа. Полный вес ракетоплана должна была составлять от 10—12 т, дальность планирования во время возвращения 2500—3000 км. В этих работах принимали участие специалисты бывших ОКБ-256 Цыбина и ОКБ-23 Мясищева, которое с октября 1960 г. подчинили Челомею.

На ракетоплане Р1 предполагалась проверка и отработка агрегатов и систем на космической орбите. На ракетоплане Р2, кроме того, предполагалась отработка пилотом-космонавтом контрольно-проверочных, связных и наблюдательных функций из космоса. Аппарат, выводимый ракетой-носителем Р-7, либо ракетой УР-200 собственной разработки, совершал суточный полёт по эллиптической орбите с перигеем 160 км и апогеем 290 км, после чего совершал управляемый спуск в атмосфере.

В качестве промежуточного этапа в разработке ракетоплана Челомей решил создать экспериментальный аппарат МП-1 весом 1,75 т и длиной 1,8 м. Аэродинамическая компоновка МП-1 была выполнена по схеме «контейнер — задний тормозной зонт». Контейнер представлял собой конус с большим удлинением, заканчивавшийся цилиндрической частью. На цилиндрической части (впереди) устанавливались графитовые рули для стабилизации по продольной оси. В задней части находился аэродинамический тормоз — «зонт», отдельные лепестки которого при помощи пневмоприводов могли дифференциально отклоняться на определенный угол.

Графитовые рули-элевоны приводились в действие пневматическими рулевыми машинками, а на космическом участке стабилизация обеспечивалась соплами на сжатом воздухе, который подавался из баллона высокого давления, занимавшего носовую часть аппарата.

«Зонт» у донного среза осуществлял аэродинамическое торможение аппарата. Приземление производилось на трёхступенчатой парашютной системе, что давало возможность обследовать состояние теплозащитных покрытий после полёта.

27 декабря 1961 г. аппарат МП-1 был запущен с полигона ВВС Владимировка (недалеко от Капустина Яра) с помощью модифицированной ракеты Р-12 в район озера Балхаш.

На высоте около 200 км МП-1 отделился от носителя и с помощью бортовых двигателей поднялся на высоту 405 километров, после

чего начал спуск на Землю. В атмосферу он вошел в 1760 км от места старта со скоростью 3,8 км/с (14 400 км/ч) и приземлился с помощью парашюта. Но при входе в атмосферу аппарат был повреждён.

В 1964 г. Челомей представил ВВС проект 6,3-тонного беспилотного ракетоплана Р-1, оснащённого М-образным складным (средняя часть вверх, концы вниз) крылом переменной стреловидности, и его пилотируемого варианта Р-2 весом 7—8 т. Ракетоплан выводился на низкую околоземную орбиту ракетой-носителем Королева 11А57 («Союз») или УР-500К («Протон») Челомея. Перегрузка при спуске должна была составить всего 3,5—4 g, в отличие от 9—11 g на спускаемом аппарате корабля «Восток». Ракетоплан мог маневрировать по курсу в более широком диапазоне, чем вариант с крылом изменяемой стреловидности, и гарантировал приземление на советской территории почти с любой орбиты.

В 1961—1962 гг. в ОКБ-52 делались предэскизные проработки ракетопланов (пилотируемых космических самолётов) А-3, А-4 и СР. А также ракетоплана СП, предназначенного для нанесения ударов по точечным наземным целям, уничтожения и инспекции враждебных ИСЗ и т.д.

В ходе работы было найдено несколько интересных решений. Так, спуск ракетоплана АК-3 производился с помощью специального тормозного зонта, изготовленного из тонких тугоплавких ниток. Ближе к Земле отстреливался термокожух, и спускаемый аппарат планировал на аэродром.

На базе уже упомянутой маневрирующей боевой части АБ-200 был создан экспериментальный маневрирующий аппарат М-12. Для стабилизации и управления на атмосферном участке полёта М-12 имел четыре титановых руля-элевона на хвостовой части конического корпуса. В космосе управление обеспечивали жидкостные электродвигатели.

Первый и последний пуск М-12 был проведён 21 марта 1963 г. модернизированной ракетой Р-12.

Аппарат весом 1750 кг достиг высоты 408 км, а затем вошел в атмосферу на расстоянии 1760 км от места пуска (по плану он должен был пролететь 1880 км). В плотных слоях атмосферы М-12 сгорел, предположительно из-за отслоения теплозащитного покрытия.

Свержение Хрущёва привело к резкому сужению спектра работ Челомея. 19 октября 1964 г. Челомею позвонил главком ВВС К.А. Вершинин и сообщил, что, подчиняясь приказу, вынужден передать все материалы по ракетопланам в ОКБ-155 А.И. Микояна.

## Глава 8
## СПИРАЛЬ АРТЁМА МИКОЯНА

Летом 1961 г. ОКБ-155 Микояна в инициативном порядке приступило к разработке системы ПРО. В её состав должны были входить опытный истребитель Е-155 (в серию пошел как МиГ-25) и ракета класса «воздух — космос». Самолёт получил индекс Е-155Н (Н — носитель). Однако проект авиационной системы ПРО по ряду причин так и остался на бумаге. Но опыт при проектировании этой системы был использован в ходе работы над проектом «Спираль».

Проектирование воздушно-космической системы «Спираль», или «темы 50—50» (позднее — «105—205»), было поручено ОКБ-155 Микояна согласно приказу министра авиационной промышленности № 184сс от 30 июля 1965 г. Цифра «50» символизировала приближающуюся 50-ю годовщину Октябрьской революции, когда должны были состояться первые дозвуковые испытания.

В том же году был подписан план работ по теме «Спираль», или «50—50». В конце 1965 г. вышло постановление Совмина о создании Воздушно-орбитальной системы (ВОС) — Экспериментального комплекса пилотируемого орбитального самолёта «Спираль». Конкурентный проект был у ОКБ П.О. Сухого, предложившего сходную аэрокосмическую систему и имевшего кандидата на носитель ВКС — Т-4 («100»), который к тому же разрабатывался как стратегический сверхзвуковой бомбардировщик.

Возглавил работы по «Спирали» заместитель генерального конструктора Микояна Глеб Евгеньевич Лозино-Лозинский. Был разработан аванпроект системы, утвержденный Микояном 29 июня 1966 г. Основная цель программы заключалась в создании пилотируемого орбитального самолёта для выполнения прикладных задач в космосе и обеспечения регулярных перевозок по маршруту Земля — орбита — Земля.

Система «Спираль» с расчётным весом 115 т состояла из многоразового гиперзвукового самолёта-носителя (ГСР; «изделие 50—50»/ изд. 205), несущего на себе орбитальную ступень, состоящую собственно из многоразового орбитального самолёта (ОС; «изделие 50»/ изд. 105) и одноразового двухступенчатого ракетного ускорителя.

Самолёт-носитель весом 52 т оснащался четырьмя водородными воздушно-реактивными двигателями (на первом этапе — серийными РД-39—300). Он взлетал с помощью разгонной тележки с любого аэродрома и разгонял связку до гиперзвуковой скорости, соответствующей M = 6 (на первом этапе M = 4). Разделение ступеней происходило на высоте 28—30 км (на первом этапе 22—24 км), после чего самолёт-носитель возвращался на аэродром.

Гиперзвуковой самолёт-носитель проектировался по аэродинамической схеме «бесхвостка». Длина его составляла 38 м, крыло большой стреловидности типа «двойная дельта» имело размах 16,5 м, на концах крыла имелись вертикальные стабилизирующие поверхности. Блок ТРД располагался под фюзеляжем и имел общий регулируемый сверхзвуковой воздухозаборник. Кабина двухместная, герметичная, с катапультируемыми креслами пилотов. В верхней части фюзеляжа самолёта-носителя в специальном ложе крепился собственно орбитальный самолёт и ракетный ускоритель, носовая и хвостовая части которых закрывались обтекателями.

Далее включались ЖРД первой ступени двухступенчатого одноразового ракетного ускорителя (стартовый вес ускорителя 52,5 т), который выводил одноместный ракетоплан весом до 10 т, длиной 8 м и размахом крыльев 7,4 м на орбиту высотой 130 км. Проектированием ускорителя занимался С.П. Королев. В качестве топлива для ракетного ускорителя рассматривались как кислород-керосин, так и кислород-водород.

Одноместный орбитальный самолёт длиной 8 м и весом 10 т предназначался для вывода на околоземную орбиту высотой около 130 км грузов весом 0,7—2 т. Самолёт выполнен по схеме «несущий корпус» треугольной формы в плане. Он имел стреловидные консоли крыла, которые при выведении и в начальной фазе спуска с орбиты были подняты до 45° от вертикали, что делало его похожим на «лапоток» Цыбина, а при планировании, начиная с высоты 50—55 км, поворачива-

лись до 95° от вертикали. Размах крыла в этом случае составлял 7,4 м. Причем собственно на консоли крыла приходилось лишь 3,4 м, а остальная, большая, часть несущей поверхности соотносилась с шириной фюзеляжа. Аэродинамическое качество возрастало до 4, что с учетом тяги вспомогательного ТРД, работающего на керосине, обеспечивало боковой маневр до 2000 км.

Для маневрирования орбитального самолёта на орбите использовался основной, а также два аварийных ЖРД. Для ориентации и управления служили микродвигатели с автономной системой подачи топлива. Все двигатели орбитального самолёта работали на высококипящем топливе (АТ-НДМГ).

Рассматривалась возможность аварийного спасения пилота на любом участке полёта с помощью отделяемой кабины-капсулы, имеющей механизм катапультирования из орбитального самолёта, парашют и тормозные двигатели для входа в атмосферу (в случае невозможности возвращения на Землю всего самолёта).

Штатная посадка осуществлялась на четырёхстоечное лыжное шасси, убираемое в боковые ниши корпуса (передние опоры) и в донный срез фюзеляжа (задние опоры). Стойки шасси расставлены были довольно широко и должны были обеспечить посадку практически на любой грунт.

Боевой пилотируемый одноместный орбитальный самолёт многоразового применения предусматривал использование в вариантах разведчика, перехватчика или ударного самолёта с ракетой класса «орбита — Земля» и мог применяться для инспекции космических объектов.

Диапазон опорных орбит составлял 130—150 км высоты и 45—135° наклонения. Задача полёта должна была выполняться в течение 2—3 витков. Маневренные возможности орбитального самолёта с использованием бортовой ракетной двигательной установки должны обеспечивать изменение наклонения орбиты на 17° (ударный самолёт с ракетой на борту — 7°) или изменение наклона орбиты на 12° с подъемом на высоту до 1000 км. После выполнения орбитального полёта самолёт должен входить в атмосферу с большим углом атаки (45—65°), управление предусматривалось изменением крена при постоянном угле атаки. На траектории планирующего спуска в атмос-

фере задавалась способность совершения аэродинамического маневра по дальности 4000—6000 км с боковым отклонением 1100—1500 км. В район посадки орбитальный самолёт выводился с выбором вектора скорости вдоль оси ВПП, что достигалось выбором программы изменения крена, и совершал посадку с применением турбореактивного двигателя на грунтовой аэродром 2-го класса со скоростью посадки 250 км/час.

Вес выводимого на орбиту ИСЗ полезного груза составляла до 1300 кг (при высоте орбиты 200 км и угле наклонения 51°). В грузовом отсеке в зависимости от задач полёта могла устанавливаться шлюзовая камера, для лётчика предполагалось установить катапультное кресло с необходимым обеспечением его жизнедеятельности на всех этапах полёта. При проектировании конструкторы исходили из потребных 20—30 полётов системы в год.

Одной из самых сложных задач, возникших при разработке орбитального самолёта, было создание теплозащитного экрана (ТЗЭ), защищающего конструкцию при входе аппарата в атмосферу. Создать её предполагалось на основе жаропрочных металлов. Чтобы избежать разрушения от быстрого нагрева в процессе входа в земную атмосферу, ТЗЭ должен обладать высокой пластичностью. Такую пластичность мог обеспечить ниобиевый сплав. Но его тогда ещё не выпускали, и конструкторы временно решили выполнить ТЗЭ из жаропрочных сталей. Причем экран предполагалось сделать не сплошным, а из множества пластин по принципу рыбной чешуи. Весь ТЗЭ подвешивался на керамических подшипниках, а при колебаниях температуры нагрева автоматически изменял свою форму, сохраняя стабильность положения относительно корпуса. Таким образом, на всех режимах обеспечивалось постоянство конфигурации орбитального самолёта.

Орбитальный самолёт имел ещё одну конструктивную особенность: в режиме спуска до входа в плотные слои атмосферы поворотные консоли крыла занимали вертикальное положение, выполняя функции килей, что позволяло их в значительной степени защитить от аэродинамического нагрева, а также существенно улучшить боковую и путевую устойчивость аппарата. При уменьшении балансировочного угла до 30° гиперзвуковое качество орбитального самолёта улучшалось, возрастая до 1,5. Правда, нагрев ТЗЭ в таком случае за-

метно увеличивается, но не превышал 1700 °С — рубежа, допустимого для имевшихся в разработке сплавов. Зато возможности бокового маневрирования в атмосфере расширялись: без включения двигателя, в чистом планировании можно было выбирать место посадки в радиусе 1500—1800 км. А с работающим ТРД, предусмотренным в компоновке орбитального самолёта, расчётная дальность бокового маневра на дозвуковой крейсерской скорости далеко превосходила 2000 км.

Выносливость орбитального самолёта обеспечивалась не только жаростойким покрытием, но и его уникальными аэродинамическими характеристиками и совершенными конструкциями. Ведь аппарат был рассчитан на спуск с орбиты в режиме самобалансировки на очень больших углах атаки — до 53° при гиперзвуковом качестве 0,8 (чем оно больше, тем лучше возможность бокового маневрирования). При этом основная тепловая нагрузка воспринималась ТЗЭ оригинальной конструкции. В таких условиях, как показали тепло-прочностные испытания гиперзвукового аналога «105.13» на специальном стенде, максимальный его нагрев не превышал 1500 °С, а остальные элементы конструкции, находясь в аэродинамической тени от ТЗЭ, нагревались ещё меньше.

Для рабочего проектирования орбитального корабля в 1967 г. в подмосковной Дубне был организован филиал ОКБ-155 Микояна, который возглавил заместитель главного конструктора П.А. Шустер.

В том же 1967 г. в отряде космонавтов была сформирована небольшая группа, которая должна была пройти подготовку к полётам на «Спирали». В нее вошли уже летавший в космос Герман Титов, а также ещё только готовившиеся к космическим полётам Анатолий Филипченко и Анатолий Куклин. Но в 1968 г. после гибели Юрия Гагарина полёты по проекту отменили, а группа расформировали.

В 1966 г. к теме «Спираль» подключился ЦАГИ, где в то время директором был В.М. Мясищев, и широко велись исследования аэродинамики гиперзвуковых скоростей. Из-за большой сложности программы «Спираль» в эскизном проекте предусматривалась поэтапная отработка всей системы.

Первый этап включал создание пилотируемого самолёта-аналога орбитального самолёта с ракетным двигателем, стартующего с самолёта-носителя Ту-95. Самолёт-аналог не имел весо-габаритного и при-

борного сходства с орбитальным самолётом. Цель испытаний заключалась в оценке основных аэродинамических и силовых параметров орбитального самолёта в условиях, близких к космическому полёту (максимальная высота полёта 120 км, максимальная скорость полёта соответствует M = 6—8) и входу в атмосферу. Предполагалось изготовить и испытать три самолёта-аналога. Полёт на дозвуковой скорости и посадка планировались на 1967 г., полёт на сверхзвуке и гиперзвуке — на 1968 г. Этот этап являлся аналогом американского проекта X-15 и не был реализован в металле.

На втором этапе планировалось создать одноместный экспериментальный пилотируемый орбитальный самолёт (ЭПОС) для натурной отработки конструкции и лётного подтверждения характеристик основных систем ОС. Запуск должен был производиться с помощью ракеты-носителя 11А511 («Союз») с выводом на орбиту высотой 150—160 км и наклонением 51°, где аппарат совершает 2—3 витка, а затем выполняет спуск и посадку, как полноразмерный ОС. Предусматривалось полное внешнее и системное сходство с боевым ОС. Планировалось изготовить и запустить четыре самолёта в беспилотном варианте в 1969 г. и пилотируемом варианте в 1970 г.

Третий этап предусматривал создание гиперзвукового самолёта-разгонщика (ГСР). Для ускорения работ планировалось создать и испытать сначала полноразмерный ГСР с двигателями, работающими на керосине, и провести лётные испытания четырёх самолётов в 1970 г. После накопления данных по аэродинамике и эксплуатации самолёта на гиперзвуковой скорости планировался переход ГСР на водородное топливо, для чего необходимо было изготовить и испытать четыре самолёта. Лётные испытания этих самолётов планировались на 1972 г.

Четвертый этап включал испытание в 1972 г. полностью укомплектованной системы, состоящей из ГСР и ОС с ракетным ускорителем (все двигатели работают на керосине). Так как возможности подобной системы были ограничены, то, скорее всего, ОС данного варианта был беспилотным. После полной отработки и проверки всех систем, в 1973 г. планировалось проведение лётных испытаний полностью укомплектованной системы с двигателями, работающими на водороде, и пилотируемым ОС.

В апреле 1966 г. ЦАГИ поддержал эти предложения. Работы были начаты, но со временем ограничились первым пунктом, а также созданием нескольких моделей совместно с ЛИИ для запуска на ракете по баллистической траектории. В ЦАГИ проводился большой комплекс исследований по аэродинамике, тепловым режимам, динамике и системе управления. Был создан пилотажный стенд для отработки динамики и управления.

С технической точки зрения работы шли успешно. По календарному плану разработки проекта «Спираль» предусматривалось создание дозвукового ОС начать в 1967 г., гиперзвукового аналога — в 1968 г. Экспериментальный аппарат должен был впервые выводиться на орбиту в беспилотном варианте в 1970 г. Первый пилотируемый полёт его намечался на 1977 г. Работы по ГСР должны были начаться в 1970 г., если его четыре многорежимных турбореактивных двигателя РД-39 будут работать на керосине. В случае принятия водородных двигателей постройку его предполагалось начать в 1972 г. Во второй половине 1970-х гг. могли начаться полёты полностью укомплектованной авиационно-космической системы «Спираль».

По расчётам, «Спираль» должна была стать гораздо выгоднее существовавших в то время ракетных комплексов. Вес полезной нагрузки системы составляла 12,5 % от её стартового веса, против 2,5 % у «Союза». У «Союза» весом 320 т на Землю возвращался спускаемый аппарат весом 2,8 т (то есть 0,9 %), а у «Спирали» повторно использовались 85 % конструкции, и космодром ей не требовался.

Но, несмотря на строгое технико-экономическое обоснование проекта, руководство страны, увлеченное лунной гонкой с американцами, потеряло всякий интерес к теме «Спираль», и это отрицательно сказывалось на сроках выполнения программы.

Для отработки средств аварийного покидания ОС лётчиком в Дубне изготовили натурную головную часть орбитального корабля с кабиной пилота, которую после соответствующих испытаний сдали на склад. На базе этой головной части, после передачи её в ЦАГИ, был создан первый отечественный пилотажный стенд МК-10 с двумя степенями свободы для отработки ручного пилотирования. Для работы на нем и отработки техники пилотирования аналога ОС в ЦАГИ был прикомандирован лётчик-испытатель А.Г. Фастовец.

По первоначальному плану лётных испытаний пилотируемых аналогов ОКБ-155 Микояна совместно с научными организациями предполагалось создание орбитального самолёта в три этапа:

— создание и испытание дозвукового аналога («105.11») для имитации атмосферного участка захода на посадку при возвращении с орбиты;

— создание и испытание сверхзвукового аналога — «105.12»;

— создание и испытание гиперзвукового аналога — «105.13».

Но выполнить удалось только первый этап. «105.12» был изготовлен полностью, но участие в испытаниях не принимал, а «105.13» был изготовлен только фюзеляж, который участвовал в испытаниях теплозащитного покрытия в термобарокамере.

В начале 1970-х гг. министр обороны А.А. Гречко, ознакомившись со «Спиралью», дал убийственную резолюцию: «Фантазиями мы заниматься не будем». Так что дальнейшее выполнение программы пришлось прекратить. Но благодаря сделанному большому научно-техническому заделу, важности затронутых тем, выполнение проекта «Спираль» трансформировалось в различные научно-исследовательские работы и связанные с ними конструкторские разработки. Постепенно программа была переориентирована на лётные испытания аппаратов-аналогов без перспектив создания на их базе реальной системы.

Второе дыхание программе придало начало работ в США над созданием МТКС «Спейс Шаттл». Благодаря усилиям министра авиапромышленности А.В. Минаева руководитель разработки ракетно-космической системы «Энергия» — «Буран» В.П. Глушко поддержал решение о проведении испытаний дозвукового аналога «Спирали» — «105.11».

Созданный к середине 1970-х гг. дозвуковой аналог «105.11» представлял собой одноместный аппарат длиной 8,5 м, с размахом крыльев 6,4 м, весом 4220 кг и был выполнен с опущенными консолями крыла. Аэродинамическое управление машиной обеспечивалось рулем направления, размещённом на высоком киле, элевонами на крыле и балансировочным щитком. Для обеспечения перелетов с одной посадочной площадки на другую и определения маневренности аппарат был оснащён колёсным шасси и турбореактивным двигателем

РД-36К конструкции П.А. Колесова от самолёта вертикального взлёта и посадки Як-38. Воздухозаборник был вынесен наверх фюзеляжа перед килем, поскольку любое другое расположение исказило бы форму несущего корпуса.

Испытания аналога проводились на лётной базе ОКБ им. А.И. Микояна на полигоне ГКНИИ ВВС в Ахтубинске (бывшая Владимировка) Астраханской области. ЛКИ начались в мае 1976 г. с коротких подлетов аппарата. Всего в этом году на аппарате было выполнено 15 пробежек и 10 подлетов (первый — 20 июля). В этих полётах принимали участие лётчики-испытатели — «микояновцы» Авиард Фастовец, Игорь Волк, Валерий Меницкий и Александр Федотов, а также военные лётчики и инженеры ГКНИИ ВВС. 11 октября 1976 г. аппарат совершил перелет с одного аэродрома на другой.

В 1977 г. аппарат «150.11» подвесили под бомбоотсеком переоборудованного бомбардировщика Ту-95К. 27 октября 1977 г. Ту-95К поднялся на высоту 5 км, аналог отцепился, и микояновский лётчик-испытатель Авиард Фастовец спланировал на аэродром. Потом он совершил ещё три полёта, запуская двигатель от набегающего потока воздуха. В 1977—1978 гг. состоялось ещё 9 полётов. Кроме Фастовца самолёт пилотировали Петр Остапенко и военный лётчик Василий Урядов.

В сентябре 1978 г. при посадке произошла поломка шасси, и на этом испытания прекратились. Да и всю программу «Спираль» закрыли, несмотря на то, что уже изготавливался сверхзвуковой самолёт-аналог «150.12», и полученные результаты подтверждали перспективность орбитального самолёта. Но к этому времени развернулись работы по «Бурану», который оригинальностью не отличался, а почти копировал американский «Спейс Шаттл». И, как повелось ещё с Королева, Глушко конкуренция была не нужна, поэтому он убедил военных сделать свой выбор в пользу «Бурана», отказавшись от «Спирали». А новый министр обороны Д.Ф. Устинов заявил, что «двух программ мы не потянем». И самолёт-аналог «150.11» позже отправили в Музей ВВС в Монино.

Но заделы по «Спирали» использовались при проектировании «Бурана». Для исследований характеристик устойчивости и управляемости орбитального самолёта на различных участках полёта и оценки теплозащиты были построены летающие модели аппарата в масш-

табе 1: 3 и 1: 2, получившие название «беспилотные орбитальные ракетопланы» (БОР): деревянный БОР-1 с телеметрической аппаратурой; БОР-2 с программным управлением и его улучшенный вариант БОР-3. В программу испытаний аппаратов входила их продувка в аэродинамических трубах ЦАГИ и стендовая отработка, имитировавшая различные режимы и этапы полёта.

Для запуска аппаратов БОР-1, БОР-2 и БОР-3 по суборбитальной траектории КБ Омского авиазавода на базе серийной одноступенчатой баллистической ракеты 8К63 разработало модификацию 8К63Д. Был создан новый двухстворчатый головной обтекатель и изменена система крепления изделия к ракете. Максимальное число М, сообщаемое ракетой модели, соответствовало М = 14 (для аппаратов БОР-2). Общая длительность полёта достигала 15 минут, из которых длительность экспериментального участка входа и полёта в атмосфере составляли около 30 секунд.

Упрощённый макет БОР-1 имел «сухой» вес около 700 кг. Его запуск состоялся 15 июля 1969 г. с помощью ракеты 8К63Д. БОР-1 поднялся на высоту 100 км и сгорел при входе в атмосферу со скоростью 13 000 км/ч. Но ещё до начала обгара, на высоте 60—70 км, радиотелеметрия передала на Землю множество ценной информации, главным выводом которой была уверенность в самой возможности устойчивого управляемого спуска несущего корпуса выбранной формы.

Пуск БОР-1, равно как и последующих БОРов, проводились с полигона «Грошево-2», расположенного на территории ГНИКИ ВВС недалеко от поселка Владимировка Астраханской области. Пуски производились в сторону Государственного научно-испытательного полигона № 10 Минобороны СССР (Сары-Шаган, ГНИИП-10). Инструментальные средства ГНИИП-10 позволяли обнаруживать и отслеживать движение любых малоразмерных целей в ближнем космосе и в атмосфере со снятием всей необходимой телеметрии, что и было использовано в полётах БОРов.

6 декабря 1969 г. был запущен первый полностью укомплектованный аппарат БОР-2 № 101. Длина его составляла 2686 мм, а вес — 790 кг. Он, в отличие от первого БОРа, имел металлический каркас и штатную несущую обшивку, изготовленную из асбо- и стеклотекстолита.

После отделения от ракеты-носителя аппарат в автономном полёте выполнил заданную программу на космическом участке траектории, при входе в атмосферу и на гиперзвуковом участке полёта в атмосфере.

Основная программа полёта была выполнена, но из-за отказа системы управления (по каналу крена) на высоте 25 км модель перешла на траекторию баллистического спуска с вращением по крену вокруг вектора скорости, из-за чего парашютная система вводилась в действие на нерасчётном режиме и не обеспечила спасение аппарата.

31 июля 1970 г. из «Грошево-2» был запущен БОР-2 № 102. Полёт протекал полностью успешно. Анализ результатов пуска этого аппарата выявил недостаточность тепловой герметичности технологических швов нижних крышек корпуса изделия, из-за чего горячие газы проникали внутрь корпуса.

БОР-2 № 103 был запущен 22 апреля 1971 г. Научная программа полёта была выполнена полностью, но на 609-й секунде полёта из-за разрушения экспериментального участка теплозащиты из ниобиевого сплава произошло прогорание бака горючего и обгорание некоторых электрожгутов, что привело к ряду отказов, в том числе системы ввода в действие парашютной системы.

Большим успехом стал запуск аппарата БОР-2 № 104 8 февраля 1972 г. При этом запуске удалось не только полностью выполнить объёмную программу экспериментов, но и благодаря бесперебойной работе системы спасения аппарат, наконец-то, приземлился абсолютно неповрежденным.

Дальнейшим развитием серии БОР-2 стали аппараты БОР-3. Они также выполнялись в масштабе 1: 3 и в целом повторяли конструкцию и внутреннюю компоновку предыдущих аппаратов: под съёмным фонарем, имитировавшим кабину космонавта, размещался топливный бак, за ним «на спине» в центре масс аппарата находился парашютный отсек. Все свободное место внутри корпуса занимали блоки аппаратуры и оборудование. Все сопла газодинамической системы выставлялись в задний торец фюзеляжа и жёстко фиксировались в определенных направления относительно связанной (с аппаратурой) системы координат.

БОРы-3 были немного тяжелее своих предшественников (900 кг), но они также запускались в космос по баллистической траектории тем же носителем.

Всего было произведено два пуска БОР-3: 24 мая 1973 г. и 11 июля 1974 г. В обоих случаях аппарат был разрушен.

Для следующего этапа испытаний создали космический аппарат БОР-4. Он был изготовлен по интегральной аэродинамической схеме (на участке гиперзвукового планирования, при сложенных консолях крыла, аппарат соответствовал аэродинамической схеме «несущий корпус»). Длина аппарата составляла 3859 мм, размах крыла — 3875 мм (в разложенном положении подвижных консолей крыла), стартовый вес — около 1450 кг, вес на орбите — 1074 кг и вес после возвращения — 795 кг.

Вместо металлического экрана, предусмотренного для «Спирали», аппарат был обклеен теплозащитными плитками из кварцевого волокна, а обтекатель носка фюзеляжа был выполнен из материала «углерод-углерод», предназначенных для «Бурана». Правда, первый раз аппарат БОР-4 был запущен по баллистической траектории в сторону озера Балхаш 5 декабря 1980 г.

Согласно проекту, после торможения и планирующего полёта в верхних слоях атмосферы, пройдя участок плазмообразования, БОР-4 на высоте около 30 км выводился системой управления в крутую спираль (режим «крутка» — разновидность «штопора») для уменьшения скорости полёта, и на высоте 7—4 км выпускался парашют, к стопорам которого был прикреплен радиомаяк. Парашют обеспечивал приводнение с вертикальной скоростью 7—8 м/с. В верхней части БОРа-4 после приводнения надувался конический баллон-пеленг с мигающим фонарем. Он увеличивал плавучесть аппарата и выводил наружу антенны поисковой системы. Приводнение аппарата, не имевшего шасси и оборудованного только парашютной системой небольшой площади, было выбрано с целью сохранения для последующего анализа испытываемых образцов теплозащиты.

Из соображений секретности было целесообразно сажать БОР-4 во внутренние моря — Черное, Каспийское или Аральское. Но конструкторы очень боялись промахнуться и в конце концов выбрали Индийский океан.

4 июня 1982 г. с полигона Капустин Яр был произведен первый зачетный запуск «штатного» КА БОР-4. Это событие ТАСС осветило как запуск очередного ИСЗ «Космос-1374».

Сделав 1,25 витка, БОР-4 вошел в атмосферу с боковым маневром на 600 км вправо от плоскости орбиты и приводнился примерно в 560 км от Кокосовых островов в Индийском океане.

«Спасением» БОРа-4 занималась целая эскадра из боевых и исследовательских судов. Плававший на воде БОР-4 был обнаружен спасательным судном Черноморского флота «Ямал». Замечу, что в момент обнаружения КА над нашими кораблями висели два патрульных самолёта «Орион» с американскими и австралийскими опознавательными знаками.

Первым делом специальным сигналом была блокирована система самоликвидации БОРа-4. На нем находилось два пороховых заряда, в каждом имелось по 6 кг тротила, чего было достаточно, чтобы разнести и аппарат, и всех, кто попытался бы поднять или транспортировать его. Затем с большим трудом БОР-4 был поднят на борт «Ямала».

Следующий пуск БОР-4 был произведен 16 марта 1983 г. Ему был присвоен «псевдоним» «Космос-1445». Параметры его орбиты: перигей — 207 км, апогей — 230 км. Приводнение состоялось в районе Кокосовых островов. На сей раз за советскими судами, осуществлявшими операцию «Блеск» — спасение БОР-4, наблюдал не только «Орион», но и американские и австралийские разведывательные суда.

Очередной запуск БОР-4 состоялся 27 декабря 1983 г. под «псевдонимом» «Космос-1517». Параметры его орбиты практически не отличались от предыдущего пуска: перигей — 108 км, апогей — 228 км. Полёт прошел успешно, и КА приводнился в северо-западной части Черного моря. Там он был благополучно поднят на борт спасательного судна «Ямал».

Последний, четвёртый по счёту БОР-4 был выведен на орбиту с параметрами: перигей — 194 км и апогей — 232 км 19 декабря 1984 г. По традиции ему присвоили «псевдоним» «Космос-1614». Он успешно приводнился, однако по неясным причинам сработала система самоликвидации. Не удалось найти даже обломков космического аппа-

рата. По другой версии, «Космос-1614» сгорел в верхних слоях атмосферы.

Следует заметить, что траектория спуска черноморских аппаратов БОР-4 начиналась над Северной Атлантикой и на высоте 80—60 км проходила через воздушное пространство ряда европейских государств, в том числе стран — членов НАТО: юго-западной части Англии, Бельгии (практически над штаб-квартирой НАТО в Брюсселе) и ФРГ. Таким образом, был создан прецедент полёта над иностранными государствами ниже 100 км — неофициальной границы космоса.

С подачи западных разведок европейские СМИ подняли шумиху о том, что де русские создали какую-то новую МБР, способную появляться с противоположной стороны. Военные и правительства США и Англии прекрасно знали, что БОР-4 — исследовательский аппарат, но предпочитали помалкивать. Любопытно, что официальных протестов (дипломатических нот) со стороны НАТО по поводу пролета БОР-4 так и не последовало.

## Глава 9
## ВАРИАНТЫ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ БОРОВ

Еще в 1976 г. вышло постановление Совмина «Об исследовании возможности создания оружия для ведения боевых действий в космосе и из космоса».

Главным разработчиком боевых космических станций было определено НПО «Энергия».

«Для поражения военных космических объектов были разработаны два боевых космических аппарата на единой конструктивной основе, оснащённые различными типами бортовых комплексов вооружения — лазерным и ракетным. Основой обоих аппаратов явился унифицированный служебный блок, созданный на базе конструкции служебных систем и агрегатов орбитальной станции серии ДОС-7К.

В отличие от станции, служебный блок должен был иметь существенно большие по вместимости топливные баки двигательной установки для обеспечения маневрирования на орбите.

Выведение космических аппаратов на орбиту предполагалось осуществлять в грузовом отсеке орбитального корабля МКС "Буран" (ракетой-носителем "Протон" на экспериментальном этапе). Предусматривалась дозаправка баков на орбите при помощи средств, также доставляемых к аппаратам в ОК МКС "Буран". Для обеспечения длительного срока боевого дежурства на орбите и поддержания высокой готовности космических комплексов предусматривалась возможность посещения объектов экипажем (два человека до семи суток).

Меньший вес бортового комплекса вооружения с ракетным оружием, по сравнению с комплексом с лазерным оружием, позволял иметь на борту КА больший запас топлива, поэтому представлялось целесообразным создание системы с орбитальной группировкой, состоящей из боевых космических аппаратов, одна часть из которых оснащена лазерным, а другая — ракетным оружием. При этом первый тип КА должен был применяться по низкоорбитальным объектам, а второй — по объектам, расположенным на средневысотных и геостационарных орбитах.

Для поражения особо важных наземных целей разрабатывалась космическая станция, основу которой составляла станция серии ДОС-7К и на которой должны были базироваться автономные модули с боевыми блоками баллистического или планирующего типа. По специальной команде модули отделялись от станции, посредством маневрирования они должны были занимать необходимое положение в космическом пространстве с последующим отделением блоков по команде на боевое применение. Конструкция и основные системы автономных модулей были заимствованы с орбитального корабля "Буран". В качестве варианта боевого блока рассматривался аппарат на базе экспериментальной модели ОК "Буран".

Для поражения стартующих баллистических ракет и их головных блоков на пассивном участке полёта в НПО "Энергия" был разработан проект ракеты-перехватчика космического базирования. В практике НПО "Энергия" это была самая маленькая, но самая энерговооруженная ракета. Достаточно сказать, что при стартовой массе, измеряемой всего десятками килограммов, ракета-перехватчик обладала запасом характеристической скорости, соизмеримой с характеристической ско-

ростью ракет, выводящих современные полезные нагрузки на орбиту ИСЗ»[1].

По мнению авторов книги «Космические крылья» В. Лукашевича и И. Афанасьева, «основу военной станции, как и у "Мира", составляет базовый блок (ББ) с двумя осевыми и четырьмя радиальными стыковочными узлами. К радиальным узлам стыкуются модули, обеспечивающие подготовку боевых операций (многоспектральная всепогодная разведка, целеуказание и т.д.)

К кормовому осевому узлу ББ стыкуется командный модуль, с которого обеспечивается управление боевыми действиями. Командный модуль оснащён ещё одним осевым стыковочным узлом, что позволяет стыковать к нему новый пилотируемый транспортный космический корабль "Заря" (14Ф70) с экипажем до 8 человек. К осевому узлу базового блока, расположенному на переходном отсеке, предполагалось стыковать модуль, выполняющий функции причала для четырёх боевых модулей. Каждый боевой модуль должен был создаваться на основе фюзеляжа "Бурана", сохраняя его основные достоинства — большие запасы топлива (что в совокупности с эффективной объединенной двигательной установкой обеспечивало модулям большие маневренные возможности) и вместительный грузовой отсек для размещения боевых блоков.

Боевые блоки должны были точно выходить на цель, а в условиях активного противодействия — ещё и уклоняться от противоракет, то есть маневрировать в атмосфере. С учетом этих требований на роль планирующего боевого блока как нельзя лучше подходил аппарат на базе БОР-4. Именно поэтому при разработке боевой космической станции была даже сохранена кооперация, сложившаяся при создании "Бурана": НПО "Энергия" отвечала за станцию и боевой модуль, который, утратив крылья, стал полностью космическим аппаратом и перешел в Минобщемаш, а Минавиапром в лице НПО "Молния" работал над боевым блоком, используя весь задел по БОРам.

Вероятнее всего, боевые блоки (представлявшие собой планирующие ядерные бомбы) должны были компактно размещаться в отсеке

---

[1] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» / Под ред. Ю.П. Семёнова, 1996. С. 410—420.

полезного груза боевого ударного модуля со сложенными консолями крыла с трёх-четырёх последовательно установленных катапультных пусковых установок. Габариты отсека полезного груза "Бурана" позволяют разместить на каждой вращающейся катапультной установке до пяти боевых блоков. С учетом возможного бокового маневра каждого боевого блока при спуске в атмосфере не менее ±1100—1500 км один ударный модуль мог бы в короткое время своими двадцатью маневрирующими боевыми блоками стереть все живое с лица Земли в полосе шириной до 3000 км»[1].

Кстати, в том же труде упомянуто о проекте уничтожения из космоса американских подводных лодок — носителей баллистических ракет: «Их уничтожение предполагалось осуществлять самыми тяжёлыми советскими баллистическими ракетами Р-36М2 "Воевода", которые после модификации должны были запускаться по заранее разведанным целям.

Штатный вариант оснащения "Воеводы" включает головную часть 15Ф173 с десятью разделяющимися боеголовками индивидуального наведения мощностью 0,55—0,75 Мт. Головная часть 15Ф173 отличается от предыдущих разработок модернизированной системой управления и увеличенным районом разведения боевых блоков. Общий вес головной части 8800 кг включает в себя систему разведения блоков, собственно термоядерные боевые блоки и комплекс средств преодоления противоракетной обороны противника (ложные боеголовки и т.д.)»[2].

Автор умышленно не комментирует эти цитаты, дабы не подвигнуть внуков Павлика Морозова на новые доносы на «известного разглашателя государственных тайн».

В связи с этим авторы «Космических крыльев» считают, что модернизированный БОР мог применяться для поражения авианосцев вероятного противника.

«В течение 20—30 минут спуска в атмосфере орбитальный самолёт "Спирали" мог совершить аэродинамический маневр в 4000—6000 км по дальности с боковым отклонением ± 1100—1500 км. А ведь

---

[1] *Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б.* Космические крылья. М.: ЛенТа Странствий, 2009. С. 394.

[2] Там же. С. 395.

БОР-4 имел сходную со "Спиралью" аэродинамику! Другими словами, при наличии постоянной информации о текущем местоположении цели ракетоплан мог после начала снижения поразить любую подвижную цель, которая не успеет выйти за пределы его досягаемости, исходя из возможности его аэродинамического маневра. Теоретически при наличии постоянного целеуказания со спутников типа УС для маневрирующего в атмосфере боевого блока типа БОР-4 можно поразить любую наземную (надводную) цель. Ведь для покидания "зоны доступности" (например, для ухода в сторону от плоскости первоначальной орбиты ракетоплана) цель должна за 30—40 минут пройти более 1000 км, т.е. двигаться со сверхзвуковой скоростью»[1].

На базе БОР-4 была начата разработка более совершенного космического аппарата БОР-6. «Первый полёт БОРа-6 планировалось совершить на рубеже 1991—1992 гг., т.е. через три года (!) после первого успешного автоматического полёта "Бурана" 15 ноября 1988 г. К этому моменту, если бы не началось сворачивание программы "Энергия—Буран", второй корабль (изделие 1.02) успел бы совершить несколько космических полётов, в т. ч. пилотируемых...

Одна из версий гласит, что причиной принятия окончательного решения о создании в Советском Союзе многоразовой космической системы "Энергия — Буран" являлся доклад, представленный Л.И. Брежневу М.В. Келдышем. В нем на основе проведённых в Институте прикладной механики АН СССР исследований была показана возможность нанесения американским шаттлом внезапного ядерного удара по СССР. Авторы доклада Ю.Г. Сихарулидзе и Д.Е. Охоцимский пришли к выводу, что американский шаттл при осуществлении маневра возврата с полу- или одновитковой орбиты по трассе, проходящей с юга над Москвой и Ленинградом, может сделать некоторое снижение — "нырок" в атмосферу и сбросить ядерный заряд, парализовав систему боевого управления СССР.

Анализ всех аспектов, связанных с "нырком шаттла", не является темой нашего повествования, но отметим одну интересную и очень важную деталь. По свидетельству Бориса Ивановича Сотникова, руководившего проектантами "Бурана" в НПО "Энергия", в техничес-

---

[1] *Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б.* Космические крылья. С. 396.

ком задании на наш многоразовый космический корабль заказчик (Министерство обороны) записал требование "обеспечить возможность «нырка» в атмосферу до высоты 80 км для решения специальных военных задач». Что и было выполнено конструкторами. А это означало уже не простое снижение в атмосфере перед посадкой, и не 20-минутное радиомолчание, а гораздо более длительное и энергичное маневрирование на гиперзвуковых скоростях в облаке плазмы, сопровождающееся к тому же выполнением реальной боевой задачи»[1].

По сравнению с БОР-4 новый БОР при том же весе имел несколько большую (на 25 %) длину — 4766 мм. На БОР-6 отсутствовали тормозные двигательные установки. Однако по неизвестным причинам разработка БОР-6 была прекращена в 1992 г.

## Глава 10
## РАКЕТОПЛАН Х-37В

«Boeing X-37» (также известный как X-37B «Orbital Test Vehicle» (OTV) — орбитальный испытательный корабль) — экспериментальный орбитальный ракетоплан, официально созданный «для испытания будущих технологий». Этот беспилотный аппарат «предназначен для функционирования на высотах 200—750 км, способен быстро менять орбиты, маневрировать».

В кавычки я взял две цитаты из Википедии, противоречащие друг другу. «Для испытания будущих технологий» нужно как можно больше места в грузовом отсеке, а не двигатель для «быстрой смены орбиты».

Х-37С — это самый засекреченный проект Пентагона. Ряд российских и китайских учёных считают, что Х-37В может запустить не менее 6 модулей с ЯБЧ для поражения наземных объектов.

На мой взгляд, это учебно-боевой универсальный ракетоплан. Он способен выполнять широкий спектр задач в военных целях. Среди них — уничтожение или похищение с орбит иностранных КА, атака модулями с ЯБЧ наземных целей, а также ведение разведки. Разуме-

[1] *Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б.* Космические крылья. С. 396– 398.

ется, попутно он может выполнять какие-то эксперименты в научных целях.

Понятно, что приём на борт боевых модулей с ЯБЧ может быть произведён только в период острого военно-политического кризиса. А в обычное время главная цель — изучение работы новой военной техники в условиях космоса.

То, что американцы секретят даже столь очевидные всем вещи, как изменение параметров орбит Х-37, хоть и глуповато, но понять можно. Но почему российские ВКС держат население в приятном неведении, как это было до 1991 г., непонятно.

Поэтому самая достоверная информация о маневрировании на орбите Х37В идёт от астрономов-любителей.

А сейчас я вновь процитирую Википедию:

«Работы над созданием "Boeing X-37" начались в 1999 г. NASA совместно с фирмой "Боинг". Ранее с 1998 по 2001 г. NASA совместно с "Боинг" проводила отработку маневрирования и захода на посадку Х-40.

В ноябре 2002 с Boeing был заключён новый контракт на 301 млн долларов. Он предусматривал создание двух экспериментальных аппаратов для атмосферных испытаний (Approach and Landing Test Vehicle, ALTV) и одного для орбитального полёта.

В июле 2003 Boeing провёл наземные испытания Х-37, предназначенного для отработки маневрирования и захода на посадку.

После ряда задержек, вызванных в том числе недостатком финансирования, 13 сентября 2004 г. разработка Х-37 была передана из НАСА в Агентство по перспективным оборонным научно-исследовательским разработкам США (DARPA).

Первый тестовый полёт Х-37А — испытание путём сбрасывания с самолёта, был совершён 7 апреля 2006 г., полёт прошёл успешно, а при посадке аппарат выкатился за пределы ВПП и повредил носовую стойку шасси. Ещё два успешных свободных полёта путём сбрасывания были совершены 18 августа и 26 сентября 2006 г.

17 ноября 2006 г. ВВС США объявили, что они будут продолжать развивать орбитальный проект, получивший название Х-37В Orbital Test Vehicle (OTV) (орбитальная летающая лаборатория). Орбитальный аппарат Х-37 NASA построен не был.

Подробно назначение и задачи, для которых ВВС США использует орбитальный самолёт, не разглашаются. Официально ВВС США заявляют, что основными задачами Х-37В являются многоразовые технологии космических аппаратов, а также эксперименты, которые могут быть возвращены на Землю.

При первом запуске в 2010 г. было заявлено, что основной его функцией станет доставка на орбиту грузов.

По другим версиям, Х-37 будет применяться в разведывательных целях. По мнению российского писателя-историка А.Б. Широкорада, высказанному в 2010 г., вышеупомянутые предположения несостоятельны (ввиду экономической нецелесообразности), а наиболее правдоподобным предназначением этого аппарата является обкатка технологий для будущего космического перехватчика, позволяющего инспектировать чужие космические объекты и, если нужно, выводить их из строя кинетическим воздействием. И такое предназначение аппарата полностью соответствует документу "Национальная космическая политика США" 2006 г., провозглашающему право США частично распространить национальный суверенитет на космическое пространство.

В январе 2012 г. высказывалось предположение, что находившийся на орбите с 5 марта 2011 г. Х-37В (OTV-2) использовался для слежения за китайским модулем "Тяньгун-1", запущенным в сентябре 2011 г. Однако анализ орбиты аппарата продемонстрировал, что он ни разу не приближался к китайскому аппарату так близко, чтобы наблюдение могло иметь смысл.

Перед первым запуском ВВС США заявляли, что Х-37В имеет в технических требованиях условие нахождения на орбите свыше 270 дней. Во время четвёртого полёта космический корабль находился на орбите 718 дней, во время пятого — 780»[1].

**Тактико-технические характеристики Х-37В**

| | |
|---|---|
| Длина | 8,9 м |
| Размах крыла | 4,5 м |
| Высота | 2,9 м |

[1] Материалы сайта: https://ru.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-37

| | |
|---|---|
| Взлётный вес | 4989 кг |
| Двигатель | 1 × Рокетдайн AR-2 / 3 |
| Вес полезного груза | 900 кг |
| Грузовой отсек | 2,1 × 1,2 м |
| Аппарат оборудован панелями солнечных батарей и литий-ионными аккумуляторами | |

## Список полётов

| № | Полёт | Аппарат | РН | Дата запуска (UTC) | Дата посадки (UTC) | Продолжительность |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | OTV-01 (USA-212) | OTV-1 | Атлас-5 | 22.04.2010 | 03.12.2010 | 224 |
| 2 | OTV-02 (USA-226) | OTV-2 | Атлас-5 | 05.03.2011 | 16.06.2012 | 469 |
| 3 | OTV-03 (USA-240) | OTV-1 | Атлас-5 | 11.12.2012 | 17.10.2014 | 675 |
| 4 | OTV-04 (USA-261) | Нет данных | Атлас-5 | 20.05.2015 | 07.05.2017 | 718 |
| 5 | OTV-05 (USA-277) | Нет данных | Falcon-9 | 07.09.2017 | 27.10.2019 | 780 |
| 6 | OTV-06 | Нет данных | Атлас-5 | 17.05.2020 | 12.11.2022 | 908 |
| 7 | OTV-07 (USSF-52) | Нет данных | Falcon Heavy | 29.12.2023 | | |

## Описание полётов

Первый космический полёт состоялся 22 апреля 2010 г. Для запуска использовалась ракета-носитель «Атлас-5», место запуска — стартовая площадка SLC-41 базы ВВС США на мысе Канаверал.

В ходе полёта были испытаны навигационные системы, управление, теплозащитная оболочка и система автономной работы аппарата.

3 декабря 2010 г. Х-37В совершил ночную посадку на взлётно-посадочную полосу базы ВВС США Ванденберг в штате Калифорния.

Во время посадки лопнуло колесо шасси. Отлетевшие куски резины нанесли незначительные повреждения нижней части фюзеляжа аппарата. Несмотря на то, что покрышка лопнула при касании, аппарат не отклонился от курса и продолжил торможение, держась ровно середины посадочной полосы.

Х-37В провёл в космосе 224 дня. В ходе пребывания на орбите Х-37В получил семь повреждений обшивки в результате столкновения с космическим мусором.

20 мая 2015 г. космический аппарат Х-37В (OTV-4) был запущен с помощью ракеты-носителя «Атлас-5», место запуска — стартовая площадка SLC-41 базы ВВС США на мысе Канаверал.

Было заявлено Исследовательской лабораторией военно-воздушных сил (AFRL) о проведении экспериментов по программе ионного двигателя на основе эффекта Холла компании «Aerojet Rocketdyne XR-5A», а также экспериментов НАСА по воздействию среды на материалы в космосе (METIS).

7 мая 2017 г. совершил посадку на посадочную полосу Космического центра Кеннеди, расположенного в штате Флорида, проведя на орбите 718 дней. Данная посадка Х-37В на территории Космического центра Кеннеди была выполнена впервые.

Это — официальная версия.

В начале февраля 2024 г. финский астроном Тами Симола определил, что OTV-07 движется по вытянутой эллиптической орбите от 323 до 38 838 км. Теперь понятно, почему для запуска Х-37В понадобился сверхмощный носитель «Falcon Heavy». Любопытно, был ли составлен с Х-37В какой-либо тяжёлый «сервисный модуль»?

# Раздел V
# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИСЗ В ЛОКАЛЬНЫХ ВОЙНАХ

## Глава 1
## ПЕРСИДСКИЙ ЗАЛИВ. 1991 ГОД

Вне всякого сомнения, и СССР, и США активно использовали спутники-разведчики в ходе вьетнамской войны 1964—1973 гг. Однако как Америка, так и Россия до сих пор держат в секрете все, что связано с космической разведкой в этой войне.

По иронии судьбы, именно американская компания «Локхид — Мартин коммуникейшенел спайс систем» изготовила первый вьетнамский спутник «Винасат-1» («Vinasat-1»). Этот коммуникационный спутник весом 2,6 т был запущен 18 апреля 2008 г. с космодрома Куру во Французской Гвинее с помощью ракеты «Ариан-5».

В ходе Фолклендской войны 1982 г. американские разведывательные спутники в режиме реального времени предоставляли англичанам информацию о передвижении аргентинских кораблей. По наводке американского спутника 2 мая британская атомная подводная лодка «Конкерер» потопила торпедой единственный аргентинский крейсер «Генерал Белграно». Кроме того, английская эскадра в Южной Атлантике интенсивно использовала каналы спутниковой связи в течение всего конфликта.

Война США и их союзников против Ирака, войска которого заняли Кувейт, стала первой в истории полномасштабной войной, в которой военные ИСЗ играли сопоставимую роль с иными видами оружия, как-то: танки, авиация, артиллерия и т.д. Начальник Главного штаба ВВС США генерал М. Макпик назвал войну в зоне Персидского залива «первой войной космической эры», поскольку в ней были задействованы военно-космические средства в интересах подготовки и ведения боевых действий многонациональными силами. Команду-

ющий объединенного космического командования вооруженных сил США генерал ВВС Кутин заявил, что эффективность действий многонациональных сил возросла, а иракской армии снизилась из-за монополии союзников на космические системы.

В 1992 г. руководитель организации по осуществлению программы СОИ Г. Купер высказал свое мнение о том, что война в зоне Персидского залива «стала первой, в которой космос сыграл решающую роль», а министр обороны США Р. Чейни, докладывая президенту и Конгрессу о проекте бюджета обороны на 1991—1992 гг., заявил, что «при проведении операции "Буря в пустыне" космические силы использовались в полном объёме».

Наиболее значительную роль в операции сыграли средства космической разведки США. К началу боевых действий в состав орбитальной группировки космической разведки США входило 29 космических аппаратов:

— три КА оптико-электронной («Кейхоул-11») и один («Лакросс») всепогодной радиолокационной разведки — обеспечивали ежесуточную съёмку на территории Ирака и Кувейта до 90 объектов сухопутных войск, авиации и флота, важных военно-промышленных и административных центров (частота разведки основных объектов составляла от 6 до 9 раз в сутки);

— три КА радиотехнической разведки «Феррет», позволяющие обнаруживать сигналы РЛС ПВО и управления воздушным движением (точность определения координат РЛС 10—20 км, периодичность наблюдения 4—6 часов) — осуществляли до 12 пролетов в сутки, при этом данные от спутников «Феррет» принимались непосредственно наземной станцией, дислоцированной на территории Саудовской Аравии;

— четыре группы по четыре КА радиотехнической разведки океанских (морских) ТВД НОСС/ССУ — обеспечивали обнаружение сигналов корабельных РЛС с точностью определения их координат 3—5 км и периодичностью наблюдения 3—4 часа;

— четыре КА радиоразведки «Шалле/Вортекс» и два КА комплексной радиоразведки типа «Аквакейд» — обеспечивали постоянное наблюдение и обнаружение сигналов радиолокационных и радиосвязных средств, перехват спутниковых, тропосферных, радиорелейных и УКВ линий связи.

Заметную роль средства космической разведки сыграли в период подготовки к началу боевых действий, предоставив военному командованию полную картину развития событий в зоне Персидского залива. С 6 августа 1990 г., когда началась переброска союзнических войск в Саудовскую Аравию, КА видовой разведки США совершили около 450 пролетов над территорией Ирака и Кувейта и, с учетом производительности, могли обеспечить наблюдение 16 тыс. объектов с разрешением от 0,3 до 3—4 м.

Такие характеристики средств разведки позволяли уверенно вскрывать практически все объекты сухопутных войск, систему базирования ВВС, ракетных частей и подразделений, а также объекты военно-экономического потенциала. При этом техника сухопутных войск, ВВС и ВМС могла опознаваться до типа включительно. Это позволяло выделить подразделения, оснащённые наиболее совершенной техникой, и определить их, как первоочередные объекты поражения.

Наличие режима площадной съёмки размером 120 × 90 км с разрешением не менее 4 метров позволяет решать отдельные задачи по вскрытию оперативного построения, группировки сухопутных войск и определять положение линии их боевого соприкосновения. Учитывая высокую периодичность наблюдения района кризиса — от 3 до 6 часов, средства видовой разведки способны непосредственно перед нанесением удара (за 5—6 часов) уточнить местонахождение и состояние основных, заранее выбранных объектов поражения. Эти же средства способны оценить и результаты нанесенного удара.

В ходе боевых действий орбитальная группировка КА разведки являлась одним из основных средств получения разведданных о действиях противника.

Для поддержания необходимой оперативности разведки дополнительно использовалась информация КА исследования природных ресурсов земли («Лэндсат» и «Спот»). В сочетании с высокой разрешающей способностью средств оптико-электронной разведки это способствовало надежному вскрытию изменений в оперативном построении вооруженных сил Ирака.

В зоне конфликта были развернуты десятки терминалов для приема снимков со спутников, передаваемых из центра обработки, расположенного вблизи Вашингтона. Информация передавалась по

каналам стратегической спутниковой системы связи DSCS. В частности, для быстрой передачи изображений с низким разрешением на борт боевых кораблей по каналам связи УКВ использовались терминалы типа FIST (Fleet Imagery Support Terminal). Ими были оснащены 14 американских кораблей. Однако, по сообщению СМИ, широкому применению в войсках разведданных, получаемых со спутников видовой разведки, препятствовал высокий гриф секретности этих материалов.

Разветвленная сеть мобильных пунктов приема развединформации и широкое применение спутниковых каналов связи для её передачи позволяли командованию многонациональных сил обеспечить высокую оперативность доведения данных космической разведки до войск (1,5—3,5 часа).

Всего за время военного конфликта в зоне Персидского залива путем доразвертывания спутников орбитального резерва и запуска новых было задействовано более 60 спутников разного назначения.

**Типы космических аппаратов, действовавших в ходе подготовки и проведения операции «Буря в пустыне»**

| Страна | Наименование КА | Аппаратура | Примечания |
|---|---|---|---|
| *Разведки и наблюдения* | | | |
| США | KH-11 | оптико-электронной разведки | военный |
| США | KH-11M | оптико-электронной разведки | военный |
| США | Lacrosse | радиолокационной разведки | военный |
| США | AFP-658 | оптико-электронной разведки | военный |
| США | AFP-888 | оптико-электронной разведки | военный |
| США | Ferret | радиоэлектронной разведки | военный |
| США | Aquacade | радиоэлектронной разведки | военный |
| США | Shale | радиоэлектронной разведки | военный |
| США | White Cloud | радиоэлектронной разведки | военный |
| США | DSP «Block-14» | оптико-электронной разведки | военный |
| США | Landsat | оптико-электронной разведки | гражданский |
| Франция | Spot | оптико-электронной разведки | гражданский |
| *Связи* | | | |
| Великобритания | Skynet-4 | | военный |
| США | DSCS | | военный |
| США | Lisat | | военный |
| США | Flitsat | | военный |
| США | Tacksat | | военный |
| США | Afsat | | военный |

| Страна | Наименование КА | Аппаратура | Примечания |
|---|---|---|---|
| Международный концерн | КА связи системы «Intelsat» | | гражданский |
| Международный концерн | КА связи системы «Intelsat» | | гражданский |
| *Навигации* | | | |
| США | КА системы NAVSTAE | | совместный |
| *Метеорологического обеспечения* | | | |
| США | КА системы DMSP | | военный |
| США | NOAA | | гражданский |

Интересно, что с помощью космической разведки была заранее раскрыта подготовка Ирака к вторжению в Кувейт. За четверо суток до начала военных действий спутники «Aquakade» и «Shale» обнаружили активизацию работы радиоэлектронных средств Ирака, а перенацеленные на этот район спутники КН-11 позволили обнаружить передислокацию иракских войск к границе Кувейта. По заявлению американских официальных лиц, именно это позволило ЦРУ спрогнозировать возможности нападения Ирака на Кувейт.

Как сообщают американские СМИ, король Саудовской Аравии после ознакомления с предъявленными ему спутниковыми снимками окончательно согласился на размещение американских войск на своей территории.

Бельгийский журналист Мишель Колон в своей книге «Нефть, PR, война. Глобальный контроль над ресурсами планеты», изданной в 2002 г., писал, что президент США Джордж Буш ссылался на спутниковые снимки, которые никто и никогда не видел. Это был фотомонтаж. Но другого варианта доказать, что иракские войска сосредоточились на границах Саудовской Аравии, у янки просто не нашлось. Однако король клюнул на фальшивку и впустил американцев в свою страну.

Перед началом операции «Буря в пустыне» при штабе объединенного центрального командования была создана специальная оперативная группа, которая, используя данные космической, воздушной и агентурной разведки, координировала действия боевой авиации.

Особое внимание командование многонациональных сил уделяло получению сведений о системе управления иракских войск. Прежде всего об элементах системы ПВО, характеристиках и режимах работы

радиоэлектронных средств — для решения задач по их огневому поражению и радиоэлектронному подавлению. Космическая система радиоразведки решала задачи непрерывного контроля изменений радиоэлектронной обстановки, перехват линий радио- и радиорелейной связи и телевизионных каналов, что позволило определить характеристики, режимы работы и местоположение излучающих объектов.

Отмечалось интенсивное применение командованием многонациональных сил космической связи, вплоть до тактического звена. При отсутствии в вооруженных силах Ирака радиоэлектронных средств подавления это обеспечило устойчивое управление войсками. Для организации устойчивого и скрытного управления было задействовано 17 спутников связи. Помимо ИСЗ военного назначения, для обслуживания группировки многонациональных сил привлекались также каналы коммерческих систем спутниковой связи. Наличие на вооружении вооруженных сил США в зоне Персидского залива широкой номенклатуры малогабаритных приемопередающих станций позволяло организовать разветвленную радиосеть спутниковой связи в интересах всех видов вооруженных сил.

В районе Эр-Рияда был развернут передовой пункт управления системы «Афсатком» (космическая связь стратегического авиационного командования ВВС США) для управления стратегическими бомбардировщиками В-52 в полёте. В спутниковой системе связи ДСЦС (ИСЗ — ретранслятор ДСЦС-3 № 2) отмечалось функционирование оперативно-тактической связи вооруженных сил США «Тритак». Узкополосные каналы спутника «Лисат» активно задействовались в автоматизированных радиосетях общего пользования коалиционных ВМС «Кудикс» и «Дама».

Широкополосные каналы КА связи «Лисат» использовались для ретрансляции информации из центра космической разведки (США) в пункт, специально развернутый при штабе объединенного центрального командования, поскольку высокая информативность линий космической связи позволяет ретранслировать развединформацию — в различных формах документов, практически в реальном масштабе времени. Каналы системы военной спутниковой связи «Флитсатком» использовались для ретрансляции данных о воздушных целях от загоризонтных РЛС, дислоцированных в районе боевых действий, на

оперативный центр системы ПВО многонациональных сил (город Эр-Рияд).

Многонациональными силами широко использовалось навигационное поле, созданное космической системой «Навстар». С помощью её сигналов повышалась точность выхода авиации на цели в ночное время, корректировались траектории полёта авиационных и крылатых ракет. Высокая эффективность применения средств космической навигации авиационной группировкой вооруженных сил США в реальных условиях боевой обстановки способствовала заключению соглашения об оборудовании ими боевых самолётов союзников США по антииракской коалиции.

Франция закупила 20 комплектов бортовых приемников системы «Навстар» для установки на истребителях-бомбардировщиках «Ягуар», составлявших основу французской авиационной группировки в Саудовской Аравии.

Специфика района боевых действий (пустынная, малоориентированная местность) заставила командование многонациональных сил предпринять срочные меры по оснащению аппаратурой системы «Навстар» боевых вертолётов и даже танков. В период подготовки наземной фазы операции «Буря в пустыне» в район боевых действий было отправлено более 2000 комплектов приемной навигационной аппаратуры. К 2004 г. сухопутные войска США в звене дивизия — бригада — батальон полностью обеспечены приборами топогеодезической привязки объектов, позволяющими с высокой точностью (до 10 м) определять их местоположение и скорость передвижения — за счёт пассивного и помехозащищённого приема сигналов с КА системы «Навстар».

Пуски иракских ОТР «Скад» обнаруживались благодаря спутникам РЭР, оснащённым аппаратурой, способной определить не только старт и азимут пусков баллистических ракет, но и способной определять пуски оперативно-тактических ракет. В связи с угрозой применения Ираком химического оружия командование многонациональных сил приняло специальные меры по борьбе с иракскими ОТР. Довольно быстро была создана региональная система предупреждения о ракетном нападении в составе двух спутников РЭР, наземных центров «Имеюс» и системы спутниковой связи.

Информация со спутников передавалась в Центр управления, приема и обработки данных систем «Имеюс», а оттуда ретранслировалась по каналам спутниковой связи в главный центр системы, размещённый на КП НОРАД в городе Шайнене (штат Колорадо). Там производилась идентификация ракеты по факелу ДУ и рассчитывалась траектория её полёта. Данные о месте пуска и возможном районе падения ракеты доводились по каналам спутниковой связи до командования многонациональных сил и руководства гражданской обороны Саудовской Аравии или Израиля — в зависимости от предполагаемого района падения.

Следует заметить, что в целом разведывательные спутники не справились с задачей обнаружения крылатых ракет «Скад-Б». Так, если все стационарные пусковые установки ракет «Скад-Б» были уничтожены практически в течение первых суток воздушной операции, то поиск размещения мобильных ракетных войск вызвал большие сложности у командования межнациональных сил. За первые две недели операции на поиск иракских ОТР «Скад-Б» было выделено около 30 % от общего числа боевых вылетов союзной авиации. Но, тем не менее, все мобильные комплексы так и не удалось поразить, хотя на протяжении почти часа перед пуском они находились на открытой местности в стационарном положении: производилась установка жидкостной ракеты в вертикальное положение, раскручивание гироскопов инерциальной системы наведения и пуск ракеты выполнялись в течение часа после выхода мобильного комплекса на стартовую позицию. А после выполнения пуска ракеты пусковая установка могла оперативно передислоцироваться в другой район.

Кроме того, было известно, что иракские комплексы ОТР базировались только в двух районах на относительно небольшой территории.

Но, несмотря на все вышесказанное, только небольшая часть мобильных пусковых установок ОТР обнаруживалась на начальной стадии подготовки к пуску. На них наводились ударные самолёты, однако часть вылетов приходилась на ложные цели, что отвлекало значительные силы разведывательной и ударной авиации.

В итоге из 43-х иракских мобильных комплексов ОТР «Скад-Б» было найдено и обстреляно с воздуха только 8 (!), но и эти результаты так и не подтверждены фотоснимками.

Командование многонациональных сил было вынуждено признать, что борьба с активно действующими иракскими ракетными комплексами «Скад-Б» закончилась фактических безрезультатно. Малозаметные с воздуха ракетные установки, периодически менявшие свое местоположение, так и не удалось уничтожить или хотя бы заставить замолчать до конца войны.

Разведывательные спутники США не смогли эффективно вести селекцию целей на территории противника. Между тем командование иракской армии эффективно использовало как ложные цели из формованного стеклопластика, так и новые средства — надувные резиновые макеты танков, самолётов, пусковых установок и БМП. Эти ложные цели имели соответствующую оригиналу форму и аналогичные радиолокационные и тепловые демаскирующие признаки, создаваемые с помощью металлических опорных рам, металлизированных покрытий и источников теплового излучения. Все это позволяло достаточно хорошо имитировать реальную боевую технику и тем самым обманывать противника. К тому же были созданы многочисленные ложные радиосети, а также использованы маскировочные сетки, десятки гектаров которых заранее были приобретены иракским правительством.

Еще в 1980—1981 гг. испанская строительная компания «Грекса» построила в Ираке 150 подземных ангаров, в которых можно было спрятать от аэрокосмических средств разведки половину самолётов иракских ВВС. Ангары строились по английским проектам, и они могли выдержать бомбардировки с воздуха, так что авиации многонациональных сил было не под силу их разрушить.

Иракцы активно использовали маскировочные свойства местности, разнообразные сооружения — тоннели, мосты, путепроводы и т.д., табельные маскировочные покрытия, создавали системы ложных позиций и окопов, имитировали боевую деятельность. Все это сильно усложняло противнику добывание разведывательной информации. Так, Ираку удалось скрыть местонахождение средств ПВО не только от разведывательных космических аппаратов, но и от разведывательной авиации межнациональных сил, командование которых все же позже вынуждено было признать, что половина ударов по объектам ПВО пришлось по ложным целям.

Для метеорологического обеспечения использовалась космическая метеорологическая система Министерства обороны США DMSP. При подготовке и проведении операции «Буря в пустыне» её данные применялись при планировании авиаракетных ударов, действий сухопутных войск и ВМС, а также прогнозирования обстановки на случай применения Ираком химического и бактериологического оружия, выборе районов ведения космической оптико-электронной разведки.

Американцам удалось установить четкую взаимосвязь между нанесением Ираком ракетных ударов и метеоусловиями в западных и южных районах страны. При сильной облачности на юге удары наносились по Саудовской Аравии, а при облачности на западе — по Израилю. Долгосрочные прогнозы погоды давали возможность заранее планировать мероприятия по поиску мобильных ракетных комплексов и защите гражданского населения.

До середины 1990 г. вооруженные силы США имели лишь устаревшие — 25-летней давности — топографические карты Среднего Востока. Поэтому для решения задач картографирования для ведения боевых действий многонациональные силы задействовали спутники гражданского назначения. Для оперативного изготовления новых карт были использованы многоспектральыне космические снимки, полученные с помощью КА «Ландаст-4» и «Ландаст-5» (США), «Спот-1» и «Спот-2» (Франция).

Американские спутники типа «Ландаст» предназначены для получения цифровых мультиспектральных изображений поверхности Земли для различных гражданских целей, в том числе научных исследования, картографии и исследования природных ресурсов. Французские спутники типа «Спот» ориентированы на коммерческие рынки — городское планирование и генерирование данных о землепользовании для введения их в базы данных географической информационной системы. Преимущества этих спутников заключались в возможности ведения мультиспектральной съёмки огромной территории региона, для корректирования карт военного назначение и планирования операций, чем и воспользовались американские военные.

Изготовленные по данным метеорологических спутников топографические карты были более информативными, так как видимые на них подземные геологические структуры позволяли определять оп-

тимальные места размещения аэродромов и строительства инженерных сооружения, выбирать пути перемещения колонн с тяжёлой военной техникой и т.д.

При планировании и ведении боевых действий использовались в качестве временных карт территории Ирака и Кувейта почти 120 тысяч снимков, сделанных спутниками. В зоне конфликта было развернуто более ста терминалов для обеспечения ВВС через информационную систему MMS-2 данными для планирования маршрутов полётов боевой авиации с учетом рельефа местности и позиций средств ПВО противника. Аналогичные системы использовались и для формирования полётных заданий крылатых ракет по цифровым картам местности и обеспечения предполётных тренировок экипажей боевых самолётов.

Война 1991 г. обнаружила недостаточную координацию спутниковых и наземных систем США. Разведывательные и метеорологические спутники, а также «Лэнд Саты» передавали огромное количество изображений районов ведения боевых действий, но пропускная способность оказалась недостаточной для передачи получаемой информации наземным частям.

В ходе войны в «Заливе», по оценке американских специалистов, более 70 % задач, возлагавшихся на разведывательные космические аппараты, имели тактический характер. Поэтому в ходе подготовки и ведения боевых действий возникали трудности, связанные с установлением приоритета выполнения заявок на разведку, приходящих из разных видов вооруженных сил, что привело к снижению оперативности получения наземными частями разведывательных данных.

Поэтому данные видовой космической разведки не использовались для перенацеливания ударных авиационных групп на объекты, оставшиеся непораженными после нанесения первых ударов. Один из участников боевых вылетов рассказывал, что перед боевым вылетом лётчики имели спутниковые изображения суточной давности.

Во время ведения боевых действий постоянно происходили задержки в обработке и предоставлении оперативной информации соответствующим органам управления. Темп боевых действий авиации обычно опережал скорость потока данных, поступавших от авиационных и космических средств оптико-электронной разведки.

Как заявил генерал ВВС в отставке Ч. Хорнер, командир соединения ВВС во время операции «Буря в пустыне», разведка часто собирала очень сложные данные, но они должны были обрабатываться на национальном уровне и потом распространяться как готовый продукт. За это время полученная информация устаревала на 50 %.

За все время боевых действий многонациональные вооруженные силы обработали около 40 млн отснятых разведывательных снимков. Для получения оперативной информации на основе их анализа после проявления фотопленок и использования этой информации для планирования боевых операций требовалось не менее суток. За это время моторизованная пехота и танковые войска могли переместиться на десятки километров, и боевая обстановка соответствующим образом менялась. Так что информация, полученная от космической фоторазведки, становилась практически бесполезной.

В отчёте о разведке, подготовленном комитетом по вооруженным силам палаты представителей конгресса США, отмечалось, что самым серьезным недостатком являлась неточность в оценке нанесенных противнику потерь. Так, число иракских танков, якобы уничтоженных авиацией многонациональных сил, было завышено на 100—134 %. Главнокомандующий коалиционных сил в ходе боевых действий в Персидском заливе генерал Шварцкопф принял решение о проведении воздушно-наземной наступательной операции на основе этих данных, а позже заявил: «Военные разведчики просто не знают, как вести подсчёт потерь, нанесенных боевой технике противника. За время шестинедельной воздушной войны методика подсчёта неоднократно изменялась в попытках повысить достоверность, однако анализ, проведённый после окончания боевых действий, показывает, что цифры оказались все-таки значительно завышенными».

## Глава 2
## СПУТНИКИ В АГРЕССИИ ПРОТИВ ЮГОСЛАВИИ

Агрессия НАТО против Югославии в 1999 г. характеризуется беспрецедентными масштабами использования военных и гражданских спутников. Свыше 50 спутников США и европейских стран, изначально предназначавшихся для использования против СССР, были

непосредственно задействованы НАТО в операциях по координации действий авиации, осуществлению разведки и обеспечению боевых действий. По меньшей мере от 15 до 20 американских и европейских КА применяются при планировании и осуществлении налетов.

До сих пор Космическое командование ВВС США держит в секрете все ранее общедоступные данные, касающиеся орбит американских военных спутников. Однако засекречивание координат орбитальной группировки стран НАТО не явилось препятствием для получения Министерством обороны Югославии необходимых сведений.

Против сербов использовались такие спутники, как принадлежащие американскому Национальному бюро разведки два спутника радиолокационной разведки «Лакросс», три усовершенствованных спутника типа КН-11, транслирующих видеоинформацию в цифровой форме, а также три более лёгких спутника бюро, также обеспечивающих получение видеоинформации. Применение спутников радиолокационной разведки «Лакросс» против Югославии практически идентично целям первоначального технического задания — разведка до и после нанесения бомбовых ударов по советским целям в лесных массивах, которые (особенно в Сибири, по мнению западных аналитиков) могут укрывать армейские подразделения и военную технику. Три спутника КН-11(один в резерве) находились на орбитах с перигеем 280 км, апогеем 1000 км и наклонением 97°. Такая орбита обеспечивала прохождение Югославии один-два раза в светлое время суток и дополнительно обеспечивала передачу информации при удалении от Югославии к востоку и западу.

КН-11 осуществлял обзорную разведку в полосе 1250—2500 км с разрешением в несколько метров и детальную съёмку конкретных районов (2,8 × 2,8 км в надире и 8,2 × 23,3 км на краю полосы) с разрешением 30—60 см. Время на разведку одного района составляло 5—20 с, скорость перенацеливания — 1,6—3,0 град./с.

При обзорной разведке цикл непрерывной съёмки длился не более 2 минут. На борту имелась двигательная установка для маневрирования.

Помимо разведывательных космических аппаратов в операции было задействовано большое число метеорологических спутников, включая спутники Военной метеорологической спутниковой про-

граммы ВВС США DMSP (Defense Meteorogical Satellite Program), четыре метеоспутника Национального управления по проблемам океана и атмосферы NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) и два европейских спутника «Метеосат» — 6 и 7. Поддержку операции обеспечивали состоящая из 24 космических аппаратов американская Глобальная навигационная спутниковая система, а также различные спутники связи и ретрансляции данных (НАТО-4, английский ИСЗ «Скайнет», французский ИСЗ «Сиракузы»).

## Космические аппараты, задействованные при подготовке и в ходе боевых действий против Югославии

| Страна | Наименование КА | Аппаратура | Примечания |
|---|---|---|---|
| *Разведки и наблюдения* | | | |
| США | KH-11 | оптико-электронной разведки | военный |
| США | KH-11M | оптико-электронной разведки | военный |
| США | Lacrosse | радиолокационной разведки | военный |
| США | Ferret | оптико-электронного наблюдения | военный |
| США | Shale | оптико-электронного наблюдения | военный |
| США | Aquacade | оптико-электронного наблюдения | военный |
| США | Ikonos | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| США | DSP «Block-14» | оптико-электронной разведки | военный |
| США | Trumpet | радиоэлектронной разведки | военный |
| США | Landsat | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| Франция | Spot | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| Франция | Hellos | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| *Связи* | | | |
| Великобритания | Skynet-4 | | военный |
| США | DSCS | | военный |
| США | Lisat | | военный |
| США | Flitsat | | военный |
| США | Tacksat | | военный |
| США | Afsat | | военный |
| Международный концерн | КА связи системы «Intelsat» | | гражданский |
| Международный концерн | КА связи системы «Intelsat» | | гражданский |
| *Навигации* | | | |
| США | КА системы NAVSTAE | | совместный |
| *Метеорологического обеспечения* | | | |
| США | КА системы DMSP | | военный |
| США | NOAA | | гражданский |
| Европа | Meteosat | | гражданский |

Для обработки и передачи огромных потоков космической информации командованию НАТО было сформировано специальное управление тактической разведки, куда вошли представители нескольких разведывательных структур США. Это управление обеспечивало выбор целей и оперативную передачу разведывательных изображений командованию и лётным экипажам, принимавшим участие в авиаударах.

Важную роль в войне с Югославией сыграли спутники радиолокационной разведки «Лакросс» производства фирмы «Мартин Мариетта». Они вели всепогодную разведку с разрешающей способностью 0,6—3 м. При ширине обзора 1000 км ширина полосы захвата с высоким разрешением составляла 20—40 км, а в обзорном режиме — 100—200 км. Американцы утверждают, что с помощью аппарата «Лакросс» они обнаруживали танки, самолёты и даже распознавали замаскированные цели. В орбитальной группировке использовались два спутника «Лакросс» с круговыми орбитами 660—700 км, с наклонением орбиты 57—68° и периодом обращения 98 минут. Благодаря этому «Лакроссы» пролетали над Балканами от четырёх до семи раз в сутки. Передача информации с «Лакроссов» производилась через спутники-ретрансляторы TDRS (Tracking and Data Relay Satellite) в масштабе времени, близком к реальному.

Работа РЛС ПВО Югославии обнаруживалась с помощью трёх спутников «Trumpet» («Jumpseat-2»), находящихся на высокоэллиптических орбитах с перигеем 500 км и апогеем 39 000 км, с наклонением 63°, а также четырёх спутников «Феррет-Д» (два — на круговых орбитах высотой 700 км и наклонением 97° и два — на орбитах высотой 800 км и наклонением 85°). Плоскости орбит спутников «Трампет» были разнесены в пространстве на 90° для обеспечения равномерного прохождения в течение суток всех спутников вдоль одной и той же наземной трассы. «Трампет» и «Феррет-Д» фиксировали излучение РЛС, по характеристикам которого определялся её тип. Кроме того, обработка пеленгов на РЛС, полученных одновременно с двух спутников, позволяла определить положение станции с точностью, достаточной для её поражения.

Среди спутников, сыгравших важную роль в обеспечении подготовки, планирования и осуществления контроля за результатами нанесения ударов по объектам на территории Югославии, следует отметить

системы видовой разведки КН-11, КН-11М и «Лакросс». Применение спутников радиолокационной разведки «Лакросс» в войне против Югославии было практически идентично целям первоначального технического задания — разведка до и после нанесения бомбовых ударов в лесных массивах, которые могут укрывать армейские подразделения и военную технику. Но спутники «Лакросс» не смогли обеспечить оперативное слежение за полем боя из-за низкой частоты просмотра театра военных действий. Спутники эти разрабатывались в 1980-х гг. для детальной радиолокационной съёмки стационарных стратегических объектов.

Французские спутники разведки природных ресурсов «Spot» передавали телевизионное изображение поверхности Земли и документировали экспериментальные удары по объектам экономики и инфраструктуры Сербии и Косово для установления реальной эффективности действия высокоточных крылатых ракет.

По признанию американских генералов, во время военных действий спутники должны были отслеживать передвижения колонн противника и оперативно передавать информацию на базы ВВС. Однако выяснилось, что пилот бомбардировщика получает сведения недостаточно быстро, чтобы поразить нужную цель. Так, например, бомбовый удар, который был направлен на военную автоколонну, пришелся в Лесковаце по пассажирскому поезду, в результате чего погибли десятки мирных жителей.

Кроме того, западные СМИ утверждали, что Россия предоставляла информацию Югославии о пролете американских спутников, что позволяло им проводить передвижения войск в «безопасное» время.

После окончания войны выяснилось, что американские отчёты по результатам бомбардировок натовской авиации, сделанные по данным КА и самолётов-разведчиков, лишь частично соответствуют действительности.

Если результаты бомбардировок промышленных объектов, мостов, железных дорог и жилых домов почти полностью соответствовали действительности, то с военной техникой югославской армии было все наоборот.

По официальным данным НАТО, авиации союзников якобы удалось уничтожить до 60 % сербской артиллерии и минометов и около

40 % танков. Сообщалось даже о том, что американские тяжёлые бомбардировщики B-52 нанесли удар по сербской бригаде, изгнанной из убежищ албанскими боевиками. В ходе этого удара, опять же по западным оценкам, было уничтожено до 700 солдат.

Однако перед окончательным отводом своих сил сербское командование официально уведомило КФОР (косовские силы НАТО), что под удары НАТО попало только 13 танков из 300 машин, развернутых в Косово. Причем большинство этих танков было повреждено и на трейлерах вывезено в Югославию.

Подразделениям КФОР удалось найти на территории Косово только три поврежденных танка Т-55. «Зато нам постоянно попадается невероятное количество муляжей танков и артиллерийских орудий», — признался журналистам один из представителей «миротворцев».

Югославская армия широко применяла русский опыт маскировки, предполагающий развертывание на местности множества ложных целей. Среди них были даже макеты мостов с подводящими к ним ложными дорогами (их изображали длинные полосы черного пластика). «Когда летишь на высоте в 5 км со скоростью 1000 км/час, обмануться нетрудно», — сказал другой «миротворец». При отводе сербских сил из Косово наблюдатели насчитали не менее 250 танков, 450 бронетранспортеров, 600 артиллерийских орудий и минометов, не имевших на себе ни одной царапины.

Думаю, что вышесказанное само по себе служит оценкой действий космических аппаратов США и их союзников, а авторские комментарии тут попросту излишни.

## Глава 3
## НАПАДЕНИЕ НА ИРАК В 2003 ГОДУ

Операцию «Свобода Ираку» в 2003 г. американцы назвали «сетевой баталией» (network-centric warfare), хотя и считали, что начало таким операциям было положено ещё в период первой американо-иракской кампании. Ирак стал полигоном для тестирования многих видов новых систем и приложений.

Главное управление боевыми действиями в Ираке осуществлялось из Центрального командного центра США в Дохе (Катар). Этот

передвижной центр был разработан и создан корпорацией «Райтон» («Raytheon») незадолго до 11 сентября 2001 г. Технические возможности этого командного центра позволяют совмещать передачу видеоизображений в реальном времени с военным руководством и контролем за боевыми операциями, что невозможно было осуществить в период войны в Заливе.

Использование глобальной системы вещания Министерства обороны (U.S. Department of Defense's Global Broadcast Service (GBS) позволило командирам тактических подразделений получать в реальном времени большие массивы самых разнообразных данных, включая видеоизображения, передаваемые из Центрального командного центра и с беспилотных летательных аппаратов. Принцип работы GBS стоимостью 500 млн долларов основан на технологии прямого коммерческого спутникового вещания и обеспечивает передачу данных на скорости свыше 24 МБит/с непосредственно на тактические компьютеры со встроенной приемо-передающей антенной диаметром всего 22 дюйма. Современному же командиру в среднем приходится в каждую единицу времени обрабатывать от 30 до 50 ГБит информации.

Генерал Дан Герштейн, командующий 93-й бригадой связи в Форт Гордон (Калифорния), проводит следующее сравнение: «Война в Заливе была аналоговой войной. Сегодня же использование цифровой информации возможно даже на низших уровнях управления». Одной из таких частей стала 4-я пехотная дивизия армии США, расквартированная в Форт Худ (Техас). Это — первая армейская часть, полностью оснащённая современным коммуникационным оборудованием.

Еще одним принципиальным отличием от «Бури в пустыне» явилось масштабное использование технологии глобального позиционирования (GPS). Применение GPS в тактических подразделениях позволило их командирам в реальном времени обмениваться информацией друг с другом и с солдатами, находящимися непосредственно на передовой. Ранее такую информацию командиры частей, действовавшие вдали от соседей, могли получать преимущественно из штабов.

Космические аппараты оптико-электронной разведки КН-11М вели круглосуточное наблюдение за группировками иракских войск и их перемещением, а с помощью камер, работавших в видимом и инфракрасном диапазонах, контролировали нанесение ракетно-бомбовых

ударов по различным объектам на территории Ирака. Данные, получаемые со спутника радиолокационной разведки «Лакросс», обеспечивали не только видовую разведку, но и обнаружение ядерного, химического и бактериологического оружия с помощью специальных приборов, установленных на борту спутника.

Все разведывательные спутники видовой разведки работали на полярных орбитах для обеспечения регулярного наблюдения в районах Багдада, Басры и израильской границы.

Использовались данные и с коммерческих спутников «Ikonos-2», «Quick Bird-2», «Spot-2», «Helios-1», «Eros» и «Landsat».

Американцы в январе 2003 г. заключили контракт с компаниями «Space Imaging» и «Digital Globe», которым принадлежат коммерческие спутники «Ikonos-2» и «Quick Bird-2», на приоритетное использование снимков, сделанных с их помощью. Аппаратура этих спутников имела максимальную разрешающую способность 1 и 0,6 метра соответственно. Этим контрактом были предусмотрены жёсткие меры, исключающие передачу материалов космической съёмки другим потребителям.

Пуски иракских ОТР «Скад» выявлялись с помощью спутников DSP «Block-14» со специальной аппаратурой на борту. Данные со спутников поступали в реальном масштабе времени на мобильную станцию приема, обработки и передачи данных предупреждения о ракетном нападении JTAGS, находившуюся на территории Саудовской Аравии. Эту станцию американцы впервые применили в Афганистане.

Метеорологические данные поставлялись с космической метеорологической системы Министерства обороны США DMSP, а также с экспериментальных метеоспутников «Aqua» и «Terra».

В состав орбитальной группировки, обеспечивавшей действия коалиционных сил в операции, входили спутники радиоэлектронной разведки, имевшие высокие технические возможности. Спутники радиоразведки и радиотехнической разведки «Aquacade» и «Jampseat» перехватывали сигналы радиорелейных, тропосферных и УКВ станций связи, а также радиотелеметрических станций. С помощью низкоорбитальных спутников «Ferret-D» устанавливались типы, месторасположения и режимы работы РЛС комплексов ПВО, радиотехнических средств управления иракской авиацией и других радиоэлектронных средств. Информация с «Ferret-D» передавалась в кодоцифровой форме

по радиоканалу через спутники-ретрансляторы «Flitsatcom» потребителям тактического звена.

Вся получаемая со спутников разведывательная информация передавалась представителям Космического командования США, находившимся в центре управления воздушными операциями САОС, развернутом на авиабазе «Принц-Султан» в Саудовской Аравии, а также на наземные станции приема данных, расположенные на территории Великобритании и США.

Вскоре выяснилось, что силы антииракской коалиции не смогли предусмотреть достаточной ширины каналов для боевого сетевого трафика, поэтому были привлечены коммерческие спутники связи. По информации представителя командования ВВС США Майкла Кухарека, по сравнению с операцией «Буря в пустыне» объёмы передаваемой информации во время боевых действий увеличились в 10 раз. В 1991 г. военные спутники пропускали 85 % трафика, а 15 % приходилось на коммерческие космические системы «PanAmSat», «Intelsat», «Inmarsat» и получившую на тот период контракт «Eutelsat», штаб которой находился в Париже.

По мнению ряда западных СМИ, военные спутники устарели: они вели обмен данными на скорости всего 2,6 кбит/с. Голос ещё кое-как через них проходил, но видео передавать было невозможно даже с использованием самых современных алгоритмов сжатия.

Говоря об использовании космических аппаратов в Ираке в 2001—2003 гг., нелишне вспомнить, что официальной причиной США и Англия объявили наличие у Саддама Хусейна ядерного и биологического оружия. При этом делались многочисленные ссылки на информацию спутниковой видовой и радиотехнической разведок. Однако до сих пор (декабрь 2009 г.) никакого ни ядерного, ни биологического оружия в Ираке не обнаружено.

После 2004 г. американские и британские политики начали невнятно лопотать об ошибках разведчиков в трактовке данных, полученных космическими аппаратами США. При этом ни снимков, ни иных материалов, полученных спутниками-разведчиками, не предъявляется. Видимо, американский народ и весь мир «надувают» как американские политики, так и разведчики, ну а в какой пропорции, мы, видимо, никогда не узнаем.

**Космические аппараты, использовавшиеся при подготовке и в ходе операции «Свобода Ираку»**

| Страна | Наименование КА | Аппаратура | Примечания |
|---|---|---|---|
| *Разведки и наблюдения* | | | |
| США | KH-11 | оптико-электронной разведки | военный |
| США | KH-11M | оптико-электронной разведки | военный |
| США | Lacrosse | радиолокационной разведки | военный |
| США | Ferret | радиолокационной разведки | военный |
| США | Shale | радиолокационной разведки | военный |
| США | Aquacade | радиолокационной разведки | военный |
| США | Jampseat | радиолокационной разведки | гражданский |
| США | DSP «Block-14» | оптико-электронной разведки | военный |
| США | Ikonos | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| США | Landsat | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| Франция | Spot | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| Франция | Hellos | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| Израиль | Eros | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| *Связи* | | | |
| Великобритания | Skynet-4 | | военный |
| США | DSCS | | военный |
| США | Lisat | | военный |
| США | Flitsat | | военный |
| США | Tacksat | | военный |
| США | Afsat | | военный |
| Международный концерн | КА связи системы «Intelsat» | | гражданский |
| Международный концерн | КА связи системы «Intelsat» | | гражданский |
| *Навигации* | | | |
| США | КА системы NAVSTAR | | совместный |
| *Метеорологического обеспечения* | | | |
| США | КА системы DMSP | | военный |
| США | Terra | | гражданский |
| США | Aqua | | гражданский |
| *Топопривязки* | | | |
| США | Geosat | | гражданский |

# Глава 4
# ДЕЙСТВИЯ МНОГОНАЦИОНАЛЬНЫХ СИЛ В АФГАНИСТАНЕ

В ходе боевых действий в Афганистане космические разведывательные системы применялись в целях обеспечения войск США и их союзников своевременными и достоверными данными о группировке сил Исламского движения талибов, замысле действий противника, его

боеспособности и готовности к нанесению ударов, а также для добывания сведений об особенностях местности.

Космические системы оптоэлектронной и радиолокационной разведки задействовались в полном объёме. В их состав входило шесть ИСЗ: три оптоэлектронной разведки типа КН-11 и три радиолокационной разведки типа «Лакросс». Они обеспечивали получение изображений различных объектов, образцов вооружений и военной техники, наблюдение за дислокацией группировки войск Исламского движения талибов и в целом за ведением боевых действий в Афганистане. Спутники разведки вели съёмку с максимальным разрешением и использовались совместно с ИСЗ-ретрансляторами типов SDS и TDRS. Кроме того, для обеспечения функционирования КА типа КН-11 задействовались ИСЗ метеорологической системы.

Еще во время войны в Персидском заливе военные использовали архивные снимки НАСА, а перед вторжением союзников в Афганистан американское правительство купило у компании — владельца спутника «Ikonos-2» эксклюзивные права на все изображения, которые спутник делал над территорией Афганистана. Таким образом, правительство США купило часть орбиты спутника для личного пользования.

Снимки со спутника «Ikonos-2» и других космических аппаратов НАСА в Афганистане использовались не только для разведки, но и для исследования погодных условий и слежения за пылевыми бурями, осложнявшими действия авиации и ВМС. Так, в октябре 2001 г. с помощью этих спутников удалось вывести авианосную ударную группу из бушевавшей в Аравийском море пылевой бури, в которой видимость снижалась до полутора метров.

Для усиления видовой разведки союзники задействовали и коммерческие спутники «Spot-2», «Hellos-1», «Eros» и «Landsat», что дало возможность более точно составлять карты местности и проводить инженерную оценку района боевых действий.

Для перехвата сигналов радио-, радиорелейных и тропосферных линий связи были задействованы спутники радиоэлектронной разведки «Aquacade».

ВМС США при ведении военных действий в Афганистане использовали космические снимки НАСА. Тем самым был официально опро-

вергнут так называемый «чисто гражданский статус» этого национального аэрокосмического агентства, строго соблюдавшийся все 44 года его существования. Представители НАСА оправдывались, что ничего особенного не случилось, поскольку военным передавались только несекретные космические снимки, которые и так доступны абсолютно всем. Председатель НАСА Дэвид Стейц заявил: «Наша страна ведет войну. Мы являемся федеральным органом. Если это поможет сохранить жизни американцев, то это будет прекрасно».

Американские военные использовали снимки НАСА ещё во время войны в Персидском заливе, но тогда это были архивные снимки, а не переданные в режиме реального времени.

В войне в Афганистане снимки НАСА использовались военными для оперативного слежения за пылевыми бурями, осложнявшими действия авиации и ВМС, для исследования погодных условий на поле боя, которые могли помешать использованию вооружения с лазерным наведением и других оптических устройств.

Спецслужбы США изменили орбиту одного из спутников KH-11M, который вместе со специальными разведывательными самолётами испытывался для электронной охоты за саудовским миллионером и террористом № 1 Усамой Бен Ладеном, обвинявшимся в организации терактов в США. По сообщениям японской печати со ссылкой на источник в спецслужбах США, спутник пролетал над Афганистаном лишь два раза в сутки. Для увеличения времени и эффективности съёмки ему изменили орбиту и наклон камер. Этот высокоэффективный спутник, чьи камеры, по утверждению американских специалистов, могут различать даже рисунок отпечатков шин на земле, из космоса пытался визуально отыскать Усаму Бен Ладена.

Спутники радиоэлектронной разведки позволили осуществлять перехват переговоров командиров талибов, своевременно вскрывать их планы и дислокацию.

Военные спутниковые системы связи работали с максимальным напряжением, однако смогли обеспечить лишь 40—60 % потребности сил, участвовавших в операции «Несокрушимая свобода».

В состав спутниковой группировки вошли: шесть спутников стратегической системы связи DSCS, три спутника объединенной стратегической и тактической связи «Милстар», два ИСЗ типа UFO опе-

ративно-тактической системы связи ВМС, ВВС и сухопутных войск и шесть спутников системы передачи данных SDS. Кроме того, традиционно использовались ИСЗ принадлежащей НАСА системы слежения и ретрансляции данных TDRSS.

Вместе с тем резко возросшие потоки данных (по сравнению с операцией «Буря в пустыне» объёмы передаваемой информации возросли примерно в 7 раз), необходимых для обеспечения проводимой операции, потребовали активного привлечения коммерческих систем связи. Особо отмечена система мобильной спутниковой связи «Иридиум», насчитывающая 66 оперативных ИСЗ на низких орбитах. Она обеспечила группировке войск США доступ к каналам объединенной системы цифровой связи Министерства обороны США DISN, системе связи федеральных органов управления США «ФТС-2000», национальной системе открытой телефонной связи и глобальной компьютерной сети «Интернет». При этом осуществлялось шифрование передаваемой информации и закрытие телефонных разговоров корреспондентов.

Космическая радионавигационная система NAVSTAR, включающая в себя 24 оперативных ИСЗ, обеспечивала непрерывное, всепогодное (практически в реальном масштабе времени) навигационно-временное обеспечение группировки вооруженных сил США. Для повышения точности определения координат были сокращены промежутки времени между корректировкой спутников системы КРИС NAVSTAR станциями контрольно-измерительного комплекса ВВС США, что позволило более эффективно применять высокоточное оружие.

При планировании и проведении операций (особенно нанесения ракетно-бомбовых ударов) большое внимание уделялось использованию данных, получаемых от космических аппаратов национальной системы контроля окружающей среды НПОЕСС. Эта система используется для составления метеосводок, метеокарт, глобальных и локальных прогнозов сроком от одних суток до двух недель и позволяет осуществлять сбор данных о состоянии облачного покрова, параметрах атмосферы и околоземного пространства. Наиболее интенсивно использовались метеорологические ИСЗ Министерства обороны «Блок-5Д2—8» и «Блок-5Д3-1».

Повышение эффективности работы системы НПОЕСС позволило обеспечить группировку войск метеорологическими данными в полном объёме. В частности, получаемые предупреждения об изменении солнечной активности дали возможность своевременно обращать внимание специалистов на корректность функционирования спутников связи, разведки и навигации, что в конечном счёте положительно сказалось на эффективности ракетно-бомбовых ударов и управлении войсками.

Для метеорологического обеспечения группировки ВМС также использовалась аппаратура установленная на ИСЗ НАСА «Квиксат», позволяющая определять скорость и направление ветра над океанской поверхностью.

В Афганистане широко использовались спутники системы GPS (Global Position System — «Глобальная навигационная система»). Благодаря им даже младшие командиры подразделений союзников могли с высокой точностью определять свое местоположение. Высокоточное оружие — одно из важнейших достижений GPS. Единые боеприпасы прямого воздействия JDAM (Joint Direct Attack Munitions) весом от 230 до 910 кг наводились на цель по географическим координатам, корректируясь по сигналам системы GPS.

Западные СМИ отмечают ряд существенных недостатков применения космических аппаратов в Афганской войне. По крайней мере до 2005 г. США и их союзники не имели радиолокационных и оптоэлектронных космических разведывательных систем, ориентированных на потребителя тактического звена, что в ряде случаев привело к несвоевременному получению пользователями разведывательных данных. Кроме того, недостаточная периодичность наблюдения района ведения боевых действий не позволила в полном объёме проконтролировать перемещение сил и средств талибов.

Достаточно часто спутники-фоторазведчики не могут отличить личный состав и средства передвижения талибов от мирных жителей и их транспортных средств. В результате мирное население, в том числе лояльное проамериканскому режиму, систематические подвергаются авиационным ударам, что приводит к большим человеческим и материальным потерям.

**Космические аппараты, использованные при подготовке и в ходе операции «Несокрушимая свобода»**

| Страна | Наименование КА | Аппаратура | Примечания |
|---|---|---|---|
| *Разведки и наблюдения* | | | |
| США | KH-11 | оптико-электронной разведки | военный |
| США | KH-11M | оптико-электронной разведки | военный |
| США | Lacrosse | радиолокационной разведки | военный |
| США | Ferret | радиолокационной разведки | военный |
| США | Shale | радиолокационной разведки | военный |
| США | Aquacade | радиолокационной разведки | военный |
| США | Ikonos | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| США | Landsat | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| Франция | Spot | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| Франция | Hellos | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| Израиль | Eros | оптико-электронного наблюдения | гражданский |
| *Связи* | | | |
| Великобритания | Sktnet-4 | | военный |
| США | DSCS | | военный |
| США | Lisat | | военный |
| США | Flitsat | | военный |
| США | Tacksat | | военный |
| США | Afsat | | военный |
| Международный концерн | КА связи системы «Intelsat» | | гражданский |
| Международный концерн | КА связи системы «Intelsat» | | гражданский |
| *Навигации* | | | |
| США | КА системы NAVSTAE | | совместный |
| *Метеорологического обеспечения* | | | |
| США | КА системы DMSP | | военный |
| США | Terra | | гражданский |
| *Топопривязки* | | | |
| США | Geosat | | гражданский |

# Глава 5
# КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ В СВО

Глава «Роскосмоса» Дмитрий Олегович Рогозин, отправленный в отставку 15 июля 2022 г. заявил: «Для нас сейчас самая главная тема — это развёртывание масштабной орбитальной группировки. (...) Чем больше будет спутников, это крайне важно для армии сегодня».

По его словам, сейчас спутниковая группировка России насчитывает всего 161 аппарат, включая военные.

«России нужно как минимум три типа спутников: разведывательные (ДЗЗ — дистанционного зондирования Земли, они могут выполнять и гражданские заказы), системы позиционирования ГЛОНАСС (советско-российский аналог GPS) и связи, обслуживающие военные каналы».

Ситуация с разведывательной группировкой не особенно оптимистична.

На орбите находятся пять спутников «Лотос» и один «Пион», составляющие систему «Лиана». Их задача — отслеживание положения корабельных групп стран НАТО, но они могут использоваться и по объектам на Украине. Западные эксперты полагают, что система используется для наведения крылатых ракет.

Оптической разведкой заняты два спутника «Персона», запущенные в 2013—2015 гг. Как считается, они уже выработали гарантийный срок службы, но продолжают работу.

Кроме того, работает минимум два спутника радиолокационной разведки: «Кондор» (запущен в 2014 г.) и «Нейтрон» (запущен в феврале 2022 г., официальных российских данных о назначении аппарата «Космос-2553» нет).

Гражданских спутников ДЗЗ на орбите сейчас нет. Формирование новой орбитальной группировки планировалось начать в 2023 г.

По словам Рогозина, «все данные с районов проведения специальной военной операции передаются в режиме реального времени нашим военным. И больше никому».

Система ГЛОНАСС рассчитана на использование 24 спутников для глобального покрытия, сейчас реально работает 23 (для сравнения — системе GPS требуется 24 спутника, реально работает 32). В нынешнем составе группировка функционирует с 2015 г.

Считается, что работа системы зависит от импортных компонентов, но, с одной стороны, известно, что есть задел готовых к использованию спутников «Глонасс-М», с другой стороны — имеется спутник «Глонасс-К» на отечественной элементарной базе.

В России существует Единая система спутниковой связи второго поколения (формирование закончено в 1999 г.), основанная на спутниках связи «Радуга», «Молния» и «Меридиан», которая позволяет поддерживать двустороннюю связь с оперативно-такти-

ческим звеном управления, отдельными самолётами ВВС и ВМФ, кораблями и подводными лодками. Однако современным требованиям она не удовлетворяет, потому с 2022 г. должно было начаться формирование системы ЕССС-3. Существует также гражданская система «Гонец».

У российских и союзных войск в зоне СВО действительно есть проблемы со связью, в частности, эксплуатируются трофейные станции системы Starlink.

У Украины своей спутниковой группировки нет. В начале этого года ракетой «SpaceX» на орбиту был выведен спутник ДЗЗ «Сич-2—30», но он не может использоваться в военных целях ни по разрешающей способности (восемь метров на пиксель), ни по характеру запуска (он вышел на орбиту нештатно).

Однако украинская сторона полностью обеспечена информацией с американских и европейских орбитальных группировок — как военных, так и коммерческих.

3 марта 2022 г. официальный представитель Белого дома Джен Псаки заявила, что США делится с Украиной информацией в реальном времени. Некоторые источники сообщают даже, что такая информация доступна командирам тактического звена.

23 марта ЕС утвердил соглашение с Украиной о передаче Киеву секретной информации, в том числе спутниковых снимков. 6 мая телеканал CNN сообщил о том, что США предоставили Украине разведданные о местоположении крейсера «Москва» незадолго до того, как на корабле начался пожар 14 апреля. Директор ЦРУ Уильям Бёрнс выразил недовольство появлением такой информации в СМИ, хотя до этого, 9 марта, в ходе слушаний в Конгрессе он сказал следующее: «Мы активно делились данными разведки с украинцами и продолжаем это делать. Когда я был в январе в Киеве, я представил президенту Зеленскому некоторые детали планов России относительно Киева, которые у нас имелись на тот момент. Мы продолжали делать это на ежедневной основе».

Только у Национального разведывательного управления (служба, отвечающая за программы космической разведки для всего Разведывательного сообщества США) есть не менее 50 собственных разведывательных спутников, которые к тому же имеют лучшие разрешающие

способности, чем российские. Кроме того, американские разведслужбы используют информацию примерно с 200 коммерческих спутников.

Правда, большинство западных экспертов выражают сомнения в том, что Украина действительно получает спутниковые снимки высокого качества в режиме реального времени. Разве что действительно тактического уровня. Скорее предоставляются сводки по итогам обработки снимков, не включающие информацию, которая «не нужна» украинской стороне. С этой целью во Львове функционирует совместный американо-украинский разведцентр.

Из американских источников известно, что разведке запрещено передавать Украине информацию о местоположении высших военно-политических руководителей России и об объектах на территории России (последний запрет не касается частных компаний).

Заявления такого рода, скорее всего, призваны замаскировать использование информации, полученной от американских разведывательных самолётов и БПЛА. Она-то действительно могла быть получена в режиме реального времени (как это было во время боёв за остров Змеиный).

А вот что Украина действительно может получать в полном объёме, так это информацию с коммерческих спутников.

Самой известной группировкой обладает созданная в 2017 г. компания «Maxar Technologies». О сотрудничестве компании с украинским правительством стало известно после того, как она опубликовала фотографии Бучи в Киевской области, которые якобы свидетельствуют о том, что местные жители были убиты во время пребывания там российских войск.

После этого, 8 апреля компания запретила продавать снимки гражданам России и Белоруссии. 29 июня РИА «Новости» сообщило, что «Maxar», снимавшая Новошахтинский нефтеперерабатывающий завод в Ростовской области за три дня до атаки беспилотников, отказалась предоставить комментарий по поводу оказываемых ею услуг для украинской армии.

А передвижения американских войск компания в принципе «не видит». В этом нет ничего удивительного, поскольку «Maxar» предоставляет 90 % основных геопространственных данных, используемых правительством США для обеспечения национальной безопасности.

Сейчас «Махаг» располагает всего 4 спутниками ДЗЗ (и примерно 80 спутниками связи), но на фоне высокого спроса на её фотографии планирует вывести на орбиту новую группировку из шести спутников.

8 марта генеральный директор канадского оператора спутников MDA Ltd. (MDA. TO) Майк Гринли заявил, что компания предоставляет Украине спутниковые изображения в режиме, близком к реальному времени. Эта компания владеет группировкой радиолокационных спутников, способных работать независимо от времени дня и погодных условий.

Естественно, украинская сторона пользуется услугами GPS. В частности, блоками GPS снабжены ракеты комплекса «HIMARS», БПЛА и ряд другой техники.

**Используемая ВСУ система связи Starlink компании «SpaceX» Илона Маска**. В апреле президент компании Гвинн Шотвелл заявила, что компания отправила на Украину несколько тысяч комплектов для приёма спутникового интернета Starlink. Финансирование этого проекта поступило в основном от частных источников, кроме того, помогли госструктуры Польши и Франции.

Не стоит забывать, что ряд американских частных компаний, в том числе «SpaceX», фактически представляют собой государственно-частные предприятия, работающие в основном в интересах Белого дома. Частная форма собственности позволяет решать некоторые вопросы, которые представляют определённые затруднения для компаний государственных[1].

С большой осторожностью следует относиться к сообщению «Радио Свобода» от 11 апреля 2022 г.:

«Российские самолёты практически не способны уничтожать цели, которые перемещаются с места на место, они также испытывают проблемы с целеуказанием, когда речь идет о стационарных объектах. Это же касается и пехоты: среди захваченных украинской армией трофеев можно увидеть карты 30-летней давности, использующие систему координат, разработанную ещё в 1942 г.

---

[1] Использованы материалы сайта: https://ukraina.ru/20220725/1036779362.html?ysclid=lvsahtwz1o834877849

Проблемы с целеуказанием и ориентацией на местности могли бы решить актуальные спутниковые снимки высокого разрешения — такие же, какие могут оперативно получать США и которыми они, возможно, делятся с украинской разведкой. Незадача в том, что у России осталось всего несколько спутников оптического наблюдения, да и те близки к окончанию своего срока службы — а создание и запуск новых затруднены санкциями, введёнными в отношении российских компаний ещё после аннексии Крыма и войны 2014 г. в Донбассе.

<...>

Не очень хорошо обстоят дела и с ГЛОНАСС, российским аналогом системы глобального позиционирования (GPS). Москве становится всё труднее поддерживать в рабочем состоянии такое число спутников, которое обеспечивало бы точную и бесперебойную работу системы. Ещё одна сфера, в которой Россия испытывает проблемы, — спутниковая связь. Как показывают перехваченные украинскими спецслужбами и волонтёрами переговоры военных, современные мобильные терминалы такой связи, "Аурига 1.2В", работают с перебоями, заставляя солдат и офицеров переходить на незащищённые каналы коммуникации и невольно раскрывать содержание своих переговоров противнику.

Россия, возможно, осознаёт слабость своей спутниковой группировки и пытается компенсировать её другими методами. Так, 24 февраля, в день российского вторжения в Украину, неизвестные хакеры атаковали компанию Viasat, одного из крупнейших провайдеров спутникового интернета в мире.

<...>

Согласно открытой базе данных, сейчас российская группировка военных спутников и спутников двойного назначения насчитывает около ста аппаратов. 19 из них составители базы формально относят к спутникам ДЗЗ — дистанционного зондирования земли (как в оптическом, так и в радиодиапазоне), но в действительности к разведывательным можно отнести лишь часть из них. Это — два спутника "Барс-М", один "Кондор", пять спутников типа "Лотос", один "Пион-НКС", два спутника "Персона". "Кондор" — малый радиолокационный спутник с достаточно низким разрешением (не выше одного квадратного метра на пиксель). Спутники "Барс-М", запущенные

в 2015—2016 гг., также имеют разрешение выше 1 метра на пиксель и были задуманы главным образом для военной картографии. Строилось шесть "Барсов", но на орбите оказалось только два, и оба, по-видимому, уже превысили гарантийный срок службы. Оставшиеся спутники как раз и являются основными "военными шпионами". "Лотосы" и "Пион" составляют систему "Лиана", пришедшую на смену советской "Легенде". "Персоны" — единственные оптические "глаза" России, но и они в любой момент могут ослепнуть.

"Насколько я знаю, у России сейчас на орбите находятся два военных оптических разведывательных спутника "Персона". Они были запущены в 2013—2015 гг. Мы не знаем точно, каков заложенный их производителем срок активной работы, наверное, 5—7 лет. Вполне вероятно, они этот срок уже превысили и могут отказать в любой момент. Никаких хороших гражданских спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) у России тоже на орбите не осталось. Последний из спутников "Ресурс-П", гражданской версии "Персоны", отказал в декабре 2021 г., это признал даже гендиректор РКЦ "Прогресс". Следующие такие спутники будут запущены не ранее 2023 г. В принципе, Россия сейчас на орбите уже практически слепа", — говорит Барт Хендрикс, независимый аналитик в области советских и российских космических программ.

<...>

Точные параметры российских военных спутников не публикуются в открытой печати, но, по мнению Хендрикса, разрешение "Персон" составляет около 50 сантиметров на пиксель. Для сравнения: разрешение лучшего американского спутника-шпиона Keyhole-11(12) оценивается примерно в 5 сантиметров на пиксель, то есть на порядок выше, чем у российских "Персон".

Серьёзно отстаёт Россия и в количестве спутников. "У американцев есть как минимум пять спутников Keyhole-12, у итальянцев, французов и испанцев есть свои спутники, всего их на порядок больше", — говорит Хендрикс.

Способны ли "Персоны" в режиме реального времени следить за военным конфликтом в Украине? По словам Хендрикса, каждый из двух спутников успевает пролететь над территорией Украины 2—3 раза в день в утренние часы, охватывая при этом, по неофици-

альным данным, полосы в 730 километров справа и слева от точки, находящейся прямо под спутником. При этом чем дальше от этой точки объект, снимок которого вы хотите получить, тем хуже будет его качество. Это — так называемая полоса обзора, территория, которую аппарат способен охватить в течение одного пролёта по орбите, сдвигая камеру. Но в действительности ширина кадра, который делает спутник (полоса съёмки) намного уже, у гражданских "Ресурс-П" она составляет 32 километра, учитывая поправку на разрешение, у "Персон" она может быть примерно вдвое меньше (точные данные в открытом доступе не публиковались). Для того чтобы отследить перемещение одного военного объекта в течение дня, этого недостаточно, особенно с учётом ограничений, которые накладывает погода.

<...>

В отличие от оптических спутников-разведчиков, таких как "Персона", спутники радиоэлектронной разведки не зависят от погодных условий, а если они оборудованы локаторами, то могут не только определять радиоизлучающие точки на поверхности, но и формировать достаточно точное изображение поверхности. У СССР за радиоэлектронную разведку на море отвечала система "Легенда" с одним активным спутником УС-А, а на суше — пассивные спутники серии "Целина". У России в настоящее время работает система "Лиана", наследующая "Легенде", но способная, по официальным данным, проводить разведку и на суше, а также упомянутый выше малый спутник "Кондор", несущий активный радиолокатор с разрешающей способностью порядка 1—2 метра. "Кондор" был запущен в 2014 г., срок его предполагаемого активного существования — 5 лет, так что он, скорее всего, либо уже перестал работать, либо перестанет в ближайшем будущем.

Впрочем, возможно, совсем недавно на смену на орбиту вышел новый российский аппарат.

"В начале февраля 2022 г. был запущен спутник "Космос-2553". Официально о целях его запуска ничего не сообщалось, но мы знаем, что на самом деле этот спутник называется "Нейтрон", военный индекс 14Ф01, он был разработан московским НПО "Машиностроение", а они специализируются именно на радарных спутниках. Если "Ней-

трон" это — радарный спутник, то это первый такой запуск почти за 10 лет", — говорит Барт Хендрикс.

Действительно, российские ведомства рассказывали про новый "Космос-2553" крайне уклончиво, заявляя, что "спутник оборудован вновь разрабатываемыми бортовыми приборами и системами для их отработки в условиях воздействия радиации и тяжёлых заряженных частиц". Американские наблюдатели уверены, что этот аппарат построен на платформе разведывательного "Кондора", который создавался в том же НПО "Машиностроение". "Нейтрон" ещё не успел попасть в базу данных действующих, ссылку на которую Радио Свобода приводило выше.

Что касается системы "Лиана", то это один из самых известных российских космических "долгостроев". Она начала разрабатываться ещё в 1993 г. как потенциальная замена прекратившей существование "Легенде". Группировку планировалось развернуть уже в начале 2000-х гг., но из-за проблем с финансированием и неоднократного пересмотра технических требований первый спутник будущей "Лианы", "Лотос-С1", отправился на орбиту только в 2009-м. Он так и не смог нормально заработать, и следующий, модернизированный "Лотос" был запущен только в 2014 г., а затем, до 2018 г., были выведены на орбиту ещё два аналогичных спутника. Как и "Легенда", система "Лиана" должна была включать и пассивные, и активные аппараты. Оборудованный активным радиолокатором "Пион-НКС" успешно стартовал летом 2021 г. Таким образом "Лиана" была развёрнута — хотя и в минимальном варианте. Точные сроки службы спутников "Лотос" и "Пион" неизвестны, производитель ограничился формулировкой "более 3 лет". Если опираться на сроки службы других современных военных спутников, как минимум "Лотос", запущенный в 2014 г., уже превысил гарантийный срок службы.

Предполагается, что, в отличие от "Легенды", "Лиана" может использоваться для целеуказания современных крылатых ракет морского базирования ("Калибр", "Кинжал", "Оникс") не только на море, но и на суше.

Не исключено, что "Лиана" используется для российских атак крылатыми ракетами на украинские объекты.

<...>

Спутники разведчики потенциально очень важны для целеуказания, планирования операций и оценки ущерба, но намного больше российская армия зависит от космической навигации. Спутниковая группировка системы ГЛОНАСС состоит сейчас из 23 спутников — и это уже на один спутник меньше, чем требуется для полноценной работы.

Проблемы ГЛОНАССа тоже связаны с санкциями. Основные спутники системы, "Глонасс-М", а также спутники следующего поколения, "Глонасс-К1", примерно на 90 % используют импортные радиационно стойкие электронные компоненты. Введённые в 2014 г. ограничения на экспорт в Россию электроники двойного назначения сделали дальнейшее создание таких спутников невозможным. На смену "Глонасс-М" и "Глонасс-К1" должен был прийти "полностью российский" "Глонасс-К2", который при почти тех же характеристиках получился вдвое более тяжёлым — именно из-за электроники. "Глонасс-К2" так до сих пор и не запущен на орбиту.

Гарантийный срок службы "Глонасс-М" составляет 7 лет, "Глонасс-К1" — 10 лет. С 2014 г. было запущено десять спутников "Глонасс-М" и три спутника "Глонасс-К1". Только эти тринадцать аппаратов в настоящее время не превысили своего гарантийного срока службы. Их не хватит даже для полноценной навигации на территории России»[1].

Тут я ещё раз вынужден повторить, что это — информация «Радио Свобода», которой рулят американские спецслужбы.

По поводу «Глонасса-М» следует добавить, что 7 августа 2023 г. с космодрома «Плесецк» состоялся запуск ракетой-носителем «Союз-2.1Б» с разгонным блоком «Фрегат» новейшего навигационного спутника «Глонасс-К2» № 13Л производства АО «Информационные спутниковые системы им. академика М.Ф. Решетнёва» (г. Железногорск). После этого российская навигационная группировка состояла из 26 аппаратов — помимо запущенного, в неё входят ещё 24 КА, работающих штатно в трёх плоскостях (по 8 аппара-

[1] *Сергей Добрынин, Марк Крутов.* «Радио Свобода» // Материалы сайта: https://dzen.ru/a/YlO9eZntUB0FglQV

тов), и один КА, находящийся на этапе ввода в группировку (в третью плоскость).

Таким образом, сейчас у России в эксплуатации находятся три модификации спутников системы «Глонасс-М» (вес 1,4 тонны), «Глонасс-К» (0,9 тонны) и «Глонасс-К2» (1,8 тонны). Пока основу группировки составляют аппараты второго поколения «Глонасс-М» — их на орбите 21 единица, запускались они в 2001—2022 гг. (первое поколение просто «Глонасс», запускались в 1980—1990-е гг.). Всего было запущено 52 «Глонасс-М», последняя в декабре 2022 г. Самым долгоживущим из них оказался КА 2007 г. запуска, работающий до сих пор (16 лет при гарантированном сроке работы в 7 лет).

Им на смену должны были прийти спутники третьего поколения «Глонасс-К» со сроком эксплуатации в 10 лет, но в самый разгар работ по ним грянули санкции 2014 г., и доступ к западной электронике для АО «ИСС им. Решетнёва» оказался закрыт. Всего успели изготовить 11 единиц «Глонасс-К», из которых уже запущены 5 (4 в рабочем состоянии на орбите) и 6 в резерве на Земле. Чтобы не остаться без спутниковой навигации, в АО «ИСС им. Решетнёва» начали работы по созданию импортозамещённой версии, получившей название «Глонасс-К2», также со сроком гарантированной работы 10 лет. Всего действующий контракт включает изготовление 11 спутников «Глонасс-К2», первый из которых и был успешно запущен 7 августа 2023 г.

Важную роль в конфликте на Украине играют спутники связи «Старлинк» компании «SpaceX».

26 февраля 2022 г. Украина обратилась к американской аэрокосмической компании «SpaceX» с просьбой активировать их услугу спутникового Интернета «Starlink» в стране, чтобы заменить интернет и коммуникационные сети, деградировавшие или разрушенные во время войны. С тех пор «Starlink» используется украинскими гражданскими лицами, правительством и военными.

Первоначально «SpaceX» предоставляла и финансировала услуги «Starlink» для Украины в основном самостоятельно. По состоянию на июнь 2023 г. расходы Starlink для Украины покрываются Министерством обороны США по контракту с «SpaceX».

«Starlink активировала свой сервис в Украине в феврале 2022 г., через два дня после того, как её об этом попросили, отказавшись от обычной ежемесячной абонентской платы для страны.

Комплекты «Starlink», поставленные в Украину, включали круглую или прямоугольную спутниковую тарелку для наружного монтажа. Подробные руководства «Starlink» были опубликованы онлайн на украинском языке. Украинские регуляторы разрешили использовать «Starlink» всем, включая обычных граждан и частным предприятия.

Гражданские лица не используют «Starlink», кроме как в аварийных и поврежденных регионах с плохим покрытием Интернета, потому что «Starlink» дорогой по украинским стандартам. Несмотря на это, в 2023 г. украинские официальные лица заявили, что «Starlink» теперь является ядром их коммуникационной инфраструктуры.

<...>

С момента его активации «Starlink» использовался для проведения военных операций в Украине и по состоянию на конец 2023 г. все ещё используется на всех линиях фронта. «Starlink» использовался на многочисленных украинских базах и был назван "важнейшей основой связи" на украинских полях сражений. У большинства украинских подразделений есть один терминал «Starlink», который иногда замаскирован картоном или мусором, чтобы его не заметили российские беспилотники. В 2022 г. в США не существовало официального законодательного механизма, разрешающего или ограничивающего военное использование "Starlink"»[1].

В сентябре 2022 г. украинский морской дрон (беспилотный катер) с установленным на корме терминалом «Starlink» выбросило на берег в окрестностях Севастополя.

18 января 2023 г. российская группа «Координационный центр помощи Новороссии» опубликовала фотографии захваченного украинского разведывательного беспилотника. После разборки группа заявила, что к устройству была прикреплена антенна «Starlink», а также компьютер «Raspberry Pi» и модуль «CubePilot». Благодаря встроенной антенне «Starlink» беспилотник имел бы доступ в Интернет в любом

[1] Материалы сайта: https://translated.turbopages.org/proxy_u/en-ru.ru.19452a52-6657025e-fe262ee5-74722d776562/https/en.wikipedia.org/wiki/Starlink_in_the_Russo-Ukrainian_War

месте, где он мог видеть открытое небо. Это позволило бы управлять им из любой точки мира со спутниковой связью.

«В августе 2023 г., во время контрнаступления Украины, в отчёте "Five Eyes" было установлено, что российские хакеры внедрили вредоносные программы, предназначенные для кражи данных "Starlink" с "Android" планшетов украинских солдат. Украинские службы безопасности заявили, что заблокировали некоторые попытки взлома и признали, что россияне захватили планшеты на поле боя и установили на них вредоносные программы.

До 2023 г. у российских военных не было доступа к аналогу, подобному Starlink, что давало украинским военным преимущество.

В феврале 2024 г. разведка министерства обороны Украины сообщила, что подтвердила использование российскими войсками спутниковой связи Starlink на оккупированных территориях Украины. По словам украинских военных, российские войска общались по системе Starlink "довольно долгое время" и теперь использовали тысячи терминалов Starlink. Например, от 83-й десантно-штурмовой бригады России в районе Андреевки и Клещеевки в Донецке.

Украинские СМИ сообщили, что российские войска, возможно, получили терминалы через Дубай или у частных российских фирм, которые приобрели их у посредников. "SpaceX" заявила, что, насколько им известно, терминалы Starlink не продавались прямо или косвенно России»[1].

По данным западных экспертов, украинские военные загружают изображения потенциальных целей через мобильную сеть с поддержкой «Starlink». Они отправляются в зашифрованный групповой чат, заполненный командирами артиллерийских батарей. Затем эти командиры решают, обстреливать ли цель, и если да, то откуда. Это намного быстрее, чем средства координации огня, использовавшиеся до сих пор.

25 марта 2022 г. Илон Маск заявил, что ВС РФ предприняли попытку глушения РЭБ «Краснуха-4» сетей «Starlink». По словам Маска, на следующий день специалисты «Starlink» произвели обновление

[1] Материалы сайта: https://translated.turbopages.org/proxy_u/en-ru.ru.19452a52-6657025e-fe262ee5-74722d776562/https/en.wikipedia.org/wiki/Starlink_in_the_Russo-Ukrainian_War

программного обеспечения, что значительно снизило эффективность работы системы РЭБ.

Кроме того, «Starlink» успешно подавляют РЭБ «Тобол». Правда, оценки действия «Тобола» в СМИ достаточно противоречивы.

Можно ли бороться со спутниками «Starlink»? У РФ есть ракеты, способные сбить любой космический аппарат. Но уничтожение одного спутника «Starlink» одной ракетой системы «Нудоль» обойдётся на порядок дороже самого связного спутника.

Ну а взрыв ядерного устройства в космосе на соответствующей орбите в минимально варианте мощности электромагнитных импульсов уничтожит несколько десятков спутников, а в максимальном, создав один или несколько радиационных поясов, выведет из строя все спутники, находящиеся а определённом диапазоне орбит.

Последний вариант может поссорить Россию с рядом нейтральных стран, что нежелательно в условиях позиционно-мобильной войны. Речь идёт о войне, когда бои за деревни длятся месяцами.

Но в случае начала локальной ядерной войны вывод всех спутников, включая свои, с помощью ядерных взрывов будет для России большим успехом, с учётом соотношения сил в космосе.

Ну а та же КНР, воспользовавшись подавлением американских разведывательных и связных систем в космосе, может легко решить проблему Тайваня.

А самый дешёвый способ борьбы со «Старлинками» придумали китайские товарищи.

Интересен эпизод 15 ноября 2022 г., когда китайская ракета-носитель «Чанчжен-6А» взорвалась после вывода на орбиту спутника дистанционного зондирования океана «Юньхой-3». Спутник был доставлен на орбиту 12 ноября, а ракета рванула через 3 дня, причём на высоте 500—600 км, то есть на орбитах спутников «Старлинк».

Американцы зафиксировали 50 обломков ракеты. Западные СМИ предположили, что китайцы сделали это нарочно.

Так почему бы всем российским ракетам-носителям после вывода космических аппаратов на заданные орбиты не переходить на орбиты «Старлинк» и там взрываться, причём так, чтобы создать как можно больше малых фрагментов?

Китайских товарищей американцы дотошно спрашивали, как у них ракета, выведшая спутник на орбиту, три дня зачем-то переходила на другую орбиту и там — того… — Не знаем? Сами удивляемся. Техническая неполадка.

Китайский опыт мне напомнил метод Балды из пушкинской сказки:

> Да вот веревкой хочу море морщить
> Да вас, проклятое племя, корчить.

Думаю, что Илон Маск не глупее Александра Ивановича Корейко, который с трудом, но понял, что лучше потерять часть, чем всё. А, может, лучше оставить Украину в покое, пока космический мусор, набросанный РФ и КНР, не погубил всю космическую империю Маска?

# Раздел VI
# ВОЕННЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ XXI ВЕКА

## Глава 1
## СПУТНИК СВЯЗИ «СТАРЛИНК»

Спутник связи «Старлинк» («Starlink») должен обеспечить мировой доступ к быстрому и надёжному Интернету с помощью созвездия спутников.

Идею развернуть созвездия из 700 спутников Илон Маск предложил ещё в 2014 г., а впервые о «Starlink» было официально объявлено в 2015 г. Фирма «SpaceX» подала документы в международные регулирующие органы для размещения около 4000 спутников «Старлинк» на низкой околоземной орбите.

Компания запустила первые два испытательных корабля проекта, названные «TinTin A» и «TinTin B», в феврале 2018 г. Первые 60 спутников «Старлинк» отправили на орбиту 23 мая 2019 г. на борту ракеты «SpaceX» «Falcon 9». Десятки спутников успешно достигли рабочей высоты 550 км. Маск говорил тогда, что запуск 400 спутников «Старлинк» позволит начать предоставление широкополосного доступа в Интернет.

К 2017 г. компания «SpaceX» представила нормативные документы для запуска в общей сложности почти 12 тыс. ИСЗ на околоземную орбиту к середине 2020-х гг. В мае 2019 г. была запущена первая группа из 60 спутников-прототипов.

В 2020 г. «SpaceX» начала предоставлять коммерческие услуги доступа в Интернет в северной части США и Канаде. По состоянию на январь 2022 г. число пользователей бета-тестеров «Starlink» достигло 145 тысяч в 25 странах мира. По состоянию на май 2022 г. число пользователей выросло до 400 тысяч; по состоянию на декабрь 2022 г. составляло уже более 1 миллиона. На май 2023 г. — превы-

сило 1,5 миллиона абонентов, к сентябрю 2023 г. количество абонентов достигло 2 миллионов. К началу 2024 г. количество абонентов составляло 2,3 миллиона человек.

Общая сумма инвестиций для реализации проекта оценивается в 10 млрд долларов. «SpaceX» также планирует продавать спутники, использующие эту же систему, для исследовательских и научных целей.

В руководстве Пентагона неоднократно проговаривалось, что «Starlink» изначально разрабатывалась как система наведения дронов и ракет.

Спутники «Starlink» оснащены электростатическими двигателями, работающими на эффекте Холла, с использованием криптона. Собственные двигатели позволяют спутникам поднимать свою орбиту, маневрировать в космосе и сходить с орбиты в конце полезного срока службы. Вес спутника — около 260 кг, форма — в виде плоской панели. Спутники «Starlink» используют данные системы слежения за космическим мусором Министерства обороны США для автономного выполнения манёвров, во избежание столкновений с космическим мусором и другими космическими аппаратами. На каждом аппарате установлена 1 солнечная батарея, 4 фазированные антенные решётки, датчики ориентации по звёздам.

Группировка «Starlink» компании «SpaceX» состоит как минимум из двух отдельных спутниковых сетей.

Сеть первого поколения изначально (согласно заявке «SpaceX» в FCC от 15 ноября 2016 г. планировалась из 4425 спутников Ku- и Ka-диапазонов. Эта заявка была одобрена FCC 29 марта 2018 г.

«SpaceX» внесла изменения в свою заявку в 2018 г., понизив рабочую орбиту спутников до 550 км.

В таблице ниже приведён состав группировки первого поколения, согласно последней заявке «SpaceX» в FCC от 17 апреля 2020 г. (заявка одобрена FCC 27 апреля 2021 г.):

| № сферы | Высота орбиты, км | Наклонение орбиты | Орбитальных плоскостей | Спутников в плоскости | Всего на сфере |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 550 | 53° | 72 | 22 | 1584 |
| 2 | 570 | 70° | 36 | 20 | 720 |
| 3 | 560 | 97,6° | 6 | 58 | 348 |

| № сферы | Высота орбиты, км | Наклонение орбиты | Орбитальных плоскостей | Спутников в плоскости | Всего на сфере |
|---|---|---|---|---|---|
| 4 | 540 | 53,2° | 72 | 22 | 1584 |
| 5 | 560 | 97,6° | 4 | 43 | 172 |
| Всего | | | | | 4408 |

В октябре 2019 г. компания «SpaceX» подала в Федеральную комиссию по связи заявку размещение 30 000 спутников «Starlink» второго поколения («Gen2») для работы на орбитах высотой от 328 до 614 км.

В августе 2020 г. компания попросила внести изменения в свою заявку, представив две возможные конфигурации группировки спутников «Gen2». Первая, предпочтительная для «SpaceX» конфигурация, предполагает размещение 29 988 спутников на высотах от 340 до 614 км, в 9 орбитальных оболочках разного наклонения. Эта конфигурация опирается на выведение спутников с помощью ракеты-носителя «Starship», что позволит сразу выводить аппараты ближе к рабочим орбитам и вводить их в эксплуатацию значительно быстрее. Вторая конфигурация (на случай задержек к разработке «Starship») предполагает выведение спутников ракетой-носителем «Falcon 9» и состоит из 29 996 аппаратов в 12 орбитальных оболочках разного наклонения на высотах между 328 и 614 км.

В январе 2022 г. в письме компании в FCC было озвучено решение «SpaceX» сосредоточиться на первой конфигурации заявки в связи с хорошим прогрессом в разработке как самих спутников второго поколения, так и разработке «Starship».

В октябре 2022 г. компания проинформировала FCC о планах разместить оборудование V-диапазона на спутниках «Starlink» второго поколения, а не выводить 7518 отдельных спутников, согласно уже утверждённой заявке от 2017 г.

1 декабря 2022 г. Федеральная комиссия по связи частично утвердила заявку «SpaceX» на выведение спутниковой группировки «Starlink» второго поколения («Gen2»). До окончательного завершения рассмотрения заявки компании на 29 988 спутников было дано разрешение на вывод 7500 аппаратов на орбиты высотой 525, 530 и 535 км с наклонением орбиты 53°, 43° и 33°, соответственно.

**Состав группировки спутников второго поколения «Gen2» (конфигурация 1, заявка частично одобрена FCC)**

| Высота орбиты, км | Наклонение орбиты, градусов | Орбитальных плоскостей | Спутников в плоскости | Всего спутников |
|---|---|---|---|---|
| 340 | 53 | 48 | 110 | 5280 |
| 345 | 46 | 48 | 110 | 5280 |
| 350 | 38 | 48 | 110 | 5280 |
| 360 | 96,9 | 30 | 120 | 3600 |
| 525 | 53 | 28 | 120 | 3360 |
| 530 | 43 | 28 | 120 | 3360 |
| 535 | 33 | 28 | 120 | 3360 |
| 604 | 148 | 12 | 12 | 144 |
| 614 | 115,7 | 18 | 18 | 324 |
| Всего | | | | 29 988 |

В августе 2022 г. командование военно-воздушными силами США в Европе и Африке подписало контракт со «SpaceX» на предоставление услуг «Starlink» для поддержки 86-го авиакрыла ВВС США, базирующегося на авиабазе Рамштайн в Германии. 12-месячный контракт стоимостью 1,92 млн долларов представлен как временное решение до достижения более широкого соглашения между сторонами. В обосновывающем контракт документе система «Starlink» описана как единственная доступная на данный момент коммерческая система подобного рода, способная предоставлять услуги как в Европе, так и в Африке. Документ также описывает «Starlink» как единственную систему, используемую в «оспариваемой среде», ссылаясь на использование системы на Украине.

В 2023 г. «Starlink» лишился госсубсидий (их выделяли на подключение удаленных районов США к Сети).

26 февраля 2022 г. Илон Маск заявил, что услуга станет доступна на Украине. 1 марта появилось сообщение о доставке первых наземных терминалов «Starlink» на Украину. В марте «SpaceX» начала поставки на Украину терминалов спутникового Интернета «Starlink», сообщила президент компании Гвинн Шотвелл. По её словам, поставки терминалов «Starlink» на Украину финансируются преимущественно из частных источников. Всего было поставлено более 15 тысяч терминалов для обеспечения широкополосного спутникового покрытия по всей Украине. Передачу части терминалов «Starlink» для Украины оп-

латило Агентство США по международному развитию (5000 терминалов) и европейские страны члены НАТО, в первую очередь Англия и Польша.

С марта 2022 г. система «Starlink» применяется вооруженными силами Украины для связи между подразделениями и наведения оружия, дронов и артиллерии.

Российские власти отреагировали на возможность доступа пользователей РФ в обход законов Российской Федерации: готовится принятие закона, предусматривающего штрафы юридическим и физическим лицам за использование провайдера «Starlink» до 1 миллиона рублей.

Следует заметить, что компания «SpaceX» фиксирует координаты любого своего абонента и может передать их ВСУ для нанесения ударов по этим точкам.

Одновременно вся территория РФ в границах на 1 января 2014 г. была отключена. Однако сеть «Старлинк» осталась в Крыму, ДНР и ЛНР.

По данным CNN, вооружённые силы Украины к началу 2024 г. используют 20 тысяч терминалов, оплаченных правительствами США, Англии и Польши. Оплату трафика, 2,5 тыс. долларов в месяц за терминал, берёт на себя Илон Маск. В начале ноября 2022 г. он отключил 1300 терминалов за неуплату трафика.

Любопытно, что в Интернете рекламируется продажа терминалов спутникового Интернета «Starlink-K» V3 и V3. В рекламе сказано: «Оборудование приобретается напрямую из США и завозится через дружественные страны в РФ». Фирма обеспечивает доставку оборудования в зону СВО.

Стоимость с активацией: «Starlink» V2 — 130 тыс. рублей, «Starlink»V — 145 тыс. рублей.

Противниками системы «Starlink» выступили… астрономы. Они предупредили, что растущее световое загрязнение угрожает будущему их профессии. В одной статье исследователи заявили, что впервые измерили, насколько более яркое ночное небо финансово и научно повлияет на работу крупной обсерватории. Моделирование показало, что для обсерватории Веры Рубин, гигантского телескопа, который в настоящее время строится в Чили, самая тёмная часть ночного неба ста-

нет на 7,5 % ярче в течение следующего десятилетия. Это уменьшит количество звёзд, которые обсерватория может видеть, примерно на 7,5 %, сказал AFP соавтор исследования Джон Барентайн.

Компания «SpaceX» сообщила, что активно работает совместно с ведущими астрономическими организациями для обеспечения того, чтобы работа последних не нарушалась спутниками «Starlink». Инженеры компании работают над тем, чтобы сделать основание будущих версий спутников чёрным, чтобы уменьшить их отражательный эффект на астрономические наблюдения. Также компания готова регулировать орбиты спутников для выполнения наиболее чувствительных наблюдений.

## Глава 2
## КОММУНИКАЦИОННЫЕ СПУТНИКИ «СКИФ-Д»

23 октября 2022 г. с космодрома «Восточный» стартовала ракета-носитель «Союз-2.16» с разгонным блоком «Фрегат».

На орбиту были выведены три спутника связи «Гонец-М» и первый спутник «Скиф-3».

Федеральный проект «Сфера» должен состоять из пяти спутниковых группировок связи («Ямал», «Экспресс-РВ», «Экспресс», «Скиф» и «Марафон») и пяти спутниковых группировок дистанционного зондирования Земли («Беркут-Х», «Беркут-О», «Беркут-ВД», «Беркут-С» и «Смотр»).

Еще 7 июня 2018 г. Президент В.В. Путин на «прямой линии» отдельно остановился на этой программе. Он сказал: «У нас есть своя программа, “Сфера”, которая предполагает запуск на ближайшие несколько лет 600 с лишним спутников, которые будут заниматься и позиционированием, и зондированием Земли, и связью. Это будет вообще прорыв».

«Скиф» — среднеорбитальная система спутниковой связи, создаваемая в рамках российской целевой программы «Сфера». В окончательном виде система «Скиф» должна включать 12 спутников на круговых полярных орбитах высотой 8070 км, расположенных в трёх орбитальных плоскостях, по 4 спутника в каждой. Спутники должны быть созданы по технологии HTS, каждый будет иметь по несколько

лучей в Ка-диапазоне с переиспользованием частот, пропускная способность каждого луча составит от 200 до 450 Мбит/с, суммарная пропускная способность каждого спутника — единицы Гбит/с.

Концепция среднеорбитальной системы спутниковой связи «Скиф» была предложена компанией «Зонд-Холдинг» в 2015—2016 гг., как аналог системы O3b компании SES. Основное отличие системы «Скиф», разрабатываемой «Зонд-Холдингом» совместно с АО «ИСС им. Решетнёва», — зона покрытия: если орбиты спутников O3b расположены в плоскости экватора и обеспечивают связь только в зоне между 40-ми широтами, то услугами «Скифа», работающего на полярных орбитах, можно будет в перспективе пользоваться в любой точке Земли. В инициативном порядке была подана заявка на эту систему в Международный союз электросвязи.

22 октября 2022 г. был запущен малый спутник «Скиф-Д» (демонстрационный) весом 148 кг, построенный компанией «ИСС им. Решетнёва».

Штатные аппараты системы «Скиф», которые будут изготавливаться предприятием «ИСС им. Решетнёва», должны иметь вес порядка 1 тонны, окончательный облик аппаратов по состоянию на 2023 г. не был определён. В рамках программы «Сфера» в 2027 г. на орбите планируется иметь 6 спутников системы «Скиф», которые позволят обеспечить непрерывное покрытие для широт выше 45° и с перерывами — в более низких широтах. Планируемое в будущем развитие группировки «Скиф» до 12 спутников позволит обеспечить глобальное непрерывное покрытие. Ожидаемая пропускная способность всей группировки — до 160 Гбит/с. Состав и изготовитель абонентского оборудования для системы по состоянию на 2022 г. не был определён — формировалось техническое задание и вёлся поиск исполнителей.

Базовые наземные станции передачи информации также разрабатывает «ИСС им. Решетнёва». Каждая из станций будет оснащена четырьмя антенными постами. В октябре 2023 г. стали известны города, в которых, предположительно, будут установлены первые три станции, — Мурманск, Норильск и Анадырь.

«Скиф-Д» стал демонстратором технологий будущей системы широкополосного доступа в Интернет. Он предназначен для обкатки новых технических решений и защиты орбитально-частотного ресурса.

Это первый аппарат федерального проекта «Сфера», который направлен на ликвидацию так называемого «цифрового неравенства»: обеспечение доступа в Интернет через спутники там, где невозможно проложить оптоволокно. Например, в высоких широтах, зонах тайги, тундры и вечной мерзлоты.

«Скиф-Д» — это один из первенцев большой российской программы освоения низких околоземных орбит под названием «Сфера». Если изделия «Скиф» отвечают за будущий широкополосный Интернет по всей стране, то система «Марафон IoT» — это уникальный комплекс, интегрированный в «Интернет вещей». На 700—800 км над Землёй будут вращаться сотни, а позже и тысячи малогабаритных спутников, связь с которыми можно будет держать через карманные устройства. Особенно это ценно в условиях, когда GSM-покрытие на территории отсутствует.

Человек, попавший в беду, может с помощью малогабаритного гаджета подать сигнал бедствия. Пока это устройство несет имя «Кнопка жизни» и является индивидуальным аналогом автомобильной «ЭРА-ГЛОНАСС». Работать «Кнопка жизни» будет без телефона и громоздкой системы энергообеспечения, благо орбита «Марафона» это позволяет. О высокоскоростной передаче информации речь не идет — спутник используется как ретранслятор несложных сигналов от устройств формата «Интернета вещей».

Спутники весом всего 45—50 кг планируют изготавливать на конвейере. По словам гендиректора головного разработчика АО «ИСС» Евгения Нестерова, один спутник класса «Марафон» на заводе должен рождаться через день. Учитывая, что срок службы изделий на орбите не превышает пяти лет, конвейер простаивать долго не будет. Если рассматривать мирную миссию данной системы, то в первую очередь «Марафоны» будут транслировать информацию от морских и речных судов, а также самолётов из самых отдаленных районов России.

Кроме этого, система научится автоматически корректировать сигналы спутников геопозиционирования ГЛОНАСС. «Марафоны» займут место самых низкоорбитальных систем Российской космической группировки, и в перспективе они будут работать в связке с системой «Гонец», аппараты которой вращаются на полутора тысячах километров. Логика следующая — наземное устройство транслирует сигнал

на один из «Марафонов», который может ретранслировать информацию на высокостоящий «Гонец». Последний через наземного оператора передает сигнал абоненту. Но «Марафоны» могут работать и без посредников.

## Глава 3
## КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «КОНДОР»

«Кондор» — серия малых спутников дистанционного зондирования земли (ДЗЗ), разработанная НПО «Машиностроение» для войск ВКО (с 2015 г. ВКС) и иностранных заказчиков. Российские аппараты обозначаются «Кондор», тогда как экспортные версии — «Кондор-Э».

Система предназначена для получения высококачественных изображений, необходимых для мониторинга земной поверхности и океанов, экологического мониторинга и эффективного управления природными ресурсами. Космическая система «Кондор» на базе малых космических аппаратов обеспечивает: картографирование территорий, изучение и контроль природных ресурсов, океанологические исследования прибрежных акваторий и шельфовых зон, экологические исследования, информационное обеспечение при чрезвычайных ситуациях.

Спутники «Кондор» построены по модульному принципу и состоят из базовой унифицированной космической платформы и модуля полезной нагрузки, в качестве которой могут быть использованы радиолокатор с синтезированной апертурой, оптико-электронная аппаратура, научная аппаратура.

Запуск на орбиту первого КА «Кондор» произведен 27 июня 2013 г. с помощью ракеты-носителя (РН) лёгкого класса «Стрела» (созданной в НПО «Машиностроение» на базе РС-18 (УР-100Н УТТХ).

Вес аппарата — около 1150 кг, скорость передачи данных — до 350 Мбит/с.

Орбита спутника: 494 × 503 км, с наклонением 74,7°. Обозначение спутника в системе NORAD — «COSMOS 2487».

По данным автора сайта RussianSpaceWeb Анатолия Зака, «Кондор» оснащён радиолокатором S-диапазона (9,5 см) и параболической антенной размером 6 × 7 м (разработка ОКБ МЭИ). КА может полу-

чать изображения в двух режимах: в детальном режиме полоса захвата составляет 10 на 10—20 км, разрешение — 1—2 м на точку; в панорамном режиме полоса захвата имеет ширину 20—160 км, а разрешение составляет 5—20 м. Радиолокатор разработан в Концерне радиостроения «Вега».

«Кондор-Э» № 2 выведен на целевую орбиту 19 декабря 2014 г. ракетой-носителем «Стрела» с космодрома Байконур.

КА выведен на круговую орбиту высотой 510 км, наклоном 74° и периодом обращения 99 минут.

В декабре 2014 г. Роскосмос подвёл итоги открытого конкурса о создании космического комплекса на базе КА типа «Кондор-Э» под названием «Кондор-ФКА», победу в котором одержало НПО «Машиностроение». Проект имел название «Создание космического комплекса радиолокационного оперативного всепогодного круглосуточного наблюдения Земли на базе космических аппаратов типа "Кондор-Э" с радиолокатором S-диапазона». Фактически создание космического аппарата «Кондор-ФКА» началось с 2016 г.

ОНПП «Технология» (входит в Ростех) изготовил негерметичный корпус спутника, который должен позволить увеличить ресурс аппарата с 3—5 лет до 10—12 лет по сравнению с герметичными корпусами, которые со временем разрушается от столкновений с космическим мусором и других факторов. Также благодаря данной технологии был значительно снижен вес спутника, а его внутренние объёмы увеличены на 15 %.

Космическая система, получившая название «Кондор-ФКА», предназначена для получения радиолокационной информации в целях обеспечения круглосуточного всепогодного зондирования континентальных районов Земли и акватории Мирового океана. Полная группировка спутников «Кондор-ФКА» должна состоять из двух космических аппаратов. Рабочие орбиты выбраны околополярные солнечно-синхронные, смещённые друг от друга на 8,88°, благодаря чему съёмка земной поверхности обеспечивается в диапазоне от –85° до +85°. Орбитальная группировка функционирует на двух орбитах с периодом замыкания трассы 16 суток (243 витка) и средней высотой около 518 км.

«Кондор-ФКА» № 1 успешно выведен на орбиту 27 мая 2023 г. ракетой-носителем «Союз-2.1а» с разгонным блоком «Фрегат», с кос-

модрома «Восточный». Обозначение спутника в системе NORAD — «COSMOS 2569», номер — 56756; номер COSPAR — 2023—074-A. Спутник начал работу 1 января 2024 г.

«Кондор-ФКА» № 2 находится в производстве, его намечено запустить в 2024 г.

### ТТХ КА «Кондор-ФКА»

Полоса съёмки: от 85° северной широты до 85° южной широты.

Разрешение съёмки: от 1 до 12 метров в зависимости от режима съёмки.

Полоса захвата: 10 × 10 км до 20 × 500 км.

Максимальный объём информации, обрабатываемый за сутки от одного КА, Гбайт: 96.

Максимальный объём информации, передаваемый на комплекс за сеанс связи от одного КА, Гбайт: 16.

Тип антенны: зеркальная.

Размер антенны (эффективный диаметр зеркала), м: 6.

Вес аппарата: около 1000 кг.

Срок существования: 5 лет.

# Раздел VII
# МЕЖДУНАРОДНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ ПРАВО

Рассматривать историю военного использования космического пространства нельзя в отрыве от основных положений международного космического права.

Впервые вопрос о государственном суверенитете над воздушным пространством был определен статьей I Парижской конвенции о воздушной навигации от 13 октября 1919 г. — первой многосторонней конвенцией, трактовавшей проблему суверенитета в воздушном пространстве.

Позже эта статья была подтверждена многосторонней Чикагской конвенцией о международной гражданской авиации от 7 декабря 1944 г. Статья 1 этой конвенции констатирует: «Договаривающиеся Государства признают, что каждое Государство имеет полный и исключительный суверенитет в отношении воздушного пространства над его территорией».

Замечу, что в этих документах отсутствуют определения понятия воздушного пространства и его высотной границы. Между тем именно с этим обстоятельством связаны главные трудности решения проблемы действия суверенитета в надземном пространстве.

Что такое воздушное пространство в смысле действующих норм современного международного права? С помощью каких критериев (физических или каких-либо иных) следует отграничить (в целях правового регулирования) воздушное пространство от пространства космического? Как высоко протирается воздушное пространство, а следовательно, и государственный суверенитет, неразрывно связанный с ним нормой действующего международного права? Где начинается, с правовой точки зрения, космическое пространство? Чем различаются статусы воздушного и космического пространств, а также характер правового регулирования деятельности в обоих этих пространствах?

В 1934 г. советский юрист Е.А. Коровин в статье «Завоевание стратосферы и международное право» утверждал, что никакого различия,

с точки зрения международного права, между слоями атмосферы, расположенными на разных высотах, не существует (тем более что и физические границы между ними практически неуловимы) и что поэтому суверенитет «подлежащего» государства распространяется в равной мере и на тропосферу, и на более высокие слои атмосферы.

Весьма любопытна точка зрения американского профессора Дж. Купера. В январе 1951 г. в докладе, прочитанном в Свободной школе права в городе Мехико, он указывал, что максимальной высотой, на которую в принципе мог бы быть распространен государственный суверенитет, является высота в 160 тыс. миль. На этой высоте, по его данным, запущенная с Земли ракета покидает сферу преобладающего притяжения Земли и переходит в сферу преобладающего тяготения Солнца. Притязания на продление суверенитета вплоть до границы тяготения теоретически могли бы основываться, по мнению Купера, на старой концепции Уэстлейка о праве государства принимать меры к самозащите от угрозы «падения» любых тел сверху на его территорию (тело, поднятое на высоту свыше 160 тыс. миль, или 256 тыс. км, теоретически уже не может само по себе «упасть» на Землю).

Как видим, теоретически это предложение хорошо обосновано, но практически невыполнимо.

И вот сам Купер изменил свои взгляды и в 1956 г. выдвинул новую теорию о том, чтобы в надземном пространстве различать три зоны с неодинаковым правовым режимом: 1) зону полного государственного суверенитета — до высоты, на которую могут подняться воздушные аппараты; 2) примыкающую зону, которая простиралась бы до высоты в 600 миль (первоначально Купер предлагал 300 миль), и в которой космические аппараты невоенного назначения пользовались бы свободой подъема и спуска; 3) дальнейшее свободное космическое пространство.

Самое любопытное, что вопрос о высоте, где начинается государственный суверенитет, до сих пор (на декабрь 2009 г.) так и не разрешен. Правда, ряд стран утверждают, что ею является высота в 100 км. Связано это в первую очередь с тем, что высота выше 40 км, то есть стратосфера, и до нижних орбит ИСЗ, то есть примерно 160 км, пока не используется ни в военных, ни в гражданских целях. Исключение представляют ракеты, выходящие в космос, и различные аппараты,

входящие в нижние слои атмосферы после орбитального или суборбитального полёта.

Признание того, что в процессе космической деятельности могут возникать международные правоотношения, содержалось уже в резолюции Генеральной Ассамблеи ООН 1348 (XIII) от 13 декабря 1958 г., в которой отмечались «общая заинтересованность человечества в космическом пространстве» и необходимость обсуждения в рамках ООН характера «правовых проблем, которые могут возникнуть при проведении программ исследования космического пространства».

27 января 1967 г. СССР, США и Англия подписали «Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использования космического пространства, включая Луну и другие небесные тела». Договор вступил в силу 10 октября 1967 г. К 2009 г. договор подписали свыше 90 государств.

Сразу стоит отметить, что в договоре и в современном международном праве до сих пор отсутствует определение термина «космическое пространство». Между тем оный термин в договоре 1967 г. упомянут 37 (!) раз. В резолюции Генеральной Ассамблеи ООН № 2222 от 19 декабря 1966 г. Комитету ООН по космосу было поручено начать «изучение вопросов относительно определения понятия космического пространства и использования космического пространства и небесных тел». Но, увы, как сказал дедушка Крылов: «Воз и ныне там».

Специальные принципы и нормы, относящиеся к ограничению военной деятельности в космосе, содержатся в Договоре по космосу, а также в некоторых многосторонних и двусторонних соглашениях в области сокращения и ограничения вооружений.

Наиболее далеко идущие запреты распространяются на Луну и другие небесные тела, которые в соответствии с Договором по космосу должны использоваться «исключительно в мирных целях» и где, следовательно, любая деятельность военного характера исключена. Иллюстративный перечень видов деятельности, запрещённых на Луне и других небесных телах, приведенный в ст. IV договора, включает установку ядерного оружия или любых других видов оружия массового уничтожения, создание военных баз, сооружений и укреплений, испытание любых типов оружия и проведение военных маневров. Допускается использование военного персонала для научных иссле-

дований или каких-либо иных мирных целей, а также использование любого оборудования или средств, необходимых для мирного исследования Луны и других небесных тел.

Примерный перечень запрещённых видов использования Луны и других небесных тел был дополнен и расширен в ст. 3 Соглашения о деятельности государств на Луне и других небесных телах 1979 г., где помимо уже перечисленных видов запрещённой деятельности упоминаются вывод на орбиту вокруг Луны или на другую траекторию полёта к Луне или вокруг нее объектов с ядерным оружием или любыми другими видами оружия массового уничтожения, а также установка и использование такого оружия на поверхности Луны или в её недрах. В соглашении содержится также положение, специально запрещающее угрозу силой или применение силы, а также любые другие враждебные действия или угрозу совершения враждебных действий на Луне или с использованием Луны.

Что касается космического пространства в целом, в том числе «ближнего космоса», находящегося в непосредственной близости от Земли, то здесь не существует полного запрета военной деятельности. Среди частичных мер, ограничивающих военное использование космоса, важнейшее значение имеет обязательство участников Договора по космосу не выводить на орбиту вокруг Земли любые объекты с ядерным оружием или любыми другими видами оружия массового уничтожения и не размещать такое оружие в космическом пространстве каким-либо иным образом (п. 1 ст. IV).

В соответствии с общепринятым толкованием термин «оружие массового уничтожения» охватывает такие виды оружия, как ядерное, химическое, биологическое и другие сравнимые с ними по разрушительному и поражающему действию виды оружия, в том числе и те, которые могут быть созданы в будущем. Размещение всех этих видов оружия на орбите вокруг Земли или «каким-либо иным образом» в космическом пространстве запрещено.

Вместе с тем за пределами этих запретов остаются существующие и разрабатываемые виды оружия, которые не охватываются понятием «оружие массового уничтожения».

Впервые порядок международной регистрации космических объектов был установлен резолюцией Генеральной Ассамблеи ООН

1721 B (XV) от 20 декабря 1961 г. В резолюции говорилось о том, что Генеральная Ассамблея ООН:

«1. обращается с просьбой к государствам, производящим запуск аппаратов на орбиту или дальше, незамедлительно предоставлять Комитету по использованию космического пространства в мирных целях информацию через Генерального секретаря для регистрации запусков;

2. предлагает Генеральному секретарю вести общедоступную регистрацию информации, предоставляемой в соответствии с пунктом 1».

В соответствии с этой резолюцией государства, запускающие космические объекты, с 1962 г. стали направлять в ООН на добровольной основе информацию о космических объектах, запущенных ими «на орбиту и дальше». Таким образом, в число регистрируемых в ООН космических объектов не входят метеорологические и геофизические ракеты. Отдел по вопросам космического пространства Секретариата ООН заносит получаемые от государств сведения в специальный реестр, а копии этих сведений рассылаются всем государствам — членам ООН.

Регистрация космических объектов в ООН носит характер централизованного учета космических объектов, запускаемых государствами и международными организациями, и обеспечивает, в случае необходимости, дополнительные средства идентификации таких объектов.

С вступлением в силу Конвенции о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство (15 сентября 1976 г.), национальная и международная регистрация космических объектов для участников этой конвенции приобрела обязательный характер.

Согласно конвенции, государство регистрации направляет Генеральному секретарю ООН сведения о каждом космическом объекте, занесенном в его регистр (название запускающего государства или государств, обозначение или регистрационный номер объекта, дату и территорию или место запуска, основные параметры орбиты, общее назначение космического объекта). Государство регистрации «в максимально возможной степени и в ближайший практически осуществимый срок» уведомляет Генерального секретаря ООН об объектах, которые больше не находятся на орбитах вокруг Земли. К информа-

ции, содержащейся в реестре ООН, обеспечивается полный и открытый доступ.

С регистрацией космического объекта связаны определенные юридические последствия как для самого космического объекта, так и для его экипажа.

В ст. VIII Договора по космосу сказано, что «государство — участник Договора, в регистр которого занесен объект, запущенный в космическое пространство, сохраняет юрисдикцию и контроль над таким объектом и над любым экипажем этого объекта во время их нахождения в космическом пространстве, в том числе и на небесном теле». Государство сохраняет свои суверенные права в отношении своих космических объектов и их экипажей во время их пребывания в космическом пространстве и на небесных телах.

Договор по космосу устанавливает также, что права собственности на космические объекты «остаются незатронутыми» как во время их нахождения в космическом пространстве, так и после их возвращения на Землю. Иными словами, космические объекты и их составные части во время пребывания в космосе и после их возвращения на Землю принадлежат тем же государствам, юридическим или физическим лицам, которым они принадлежали до полёта.

Из ст. VIII Договора по космосу вытекает, что юрисдикция и контроль государства регистрации в отношении экипажа не ограничиваются только рамками самого космического объекта. Поскольку в тексте статьи говорится о юрисдикции и контроле над экипажем космического объекта (а не над экипажем, находящимся на борту космического объекта), юрисдикция и контроль государства регистрации распространяются на членов экипажа не только во время их пребывания на борту космического объекта, но и при их выходе в открытый космос, нахождении на небесном теле за пределами своего корабля или станции.

Вопрос о том, какое государство может осуществлять юрисдикцию и контроль над космическим экипажем в случае его аварийного приземления на зарубежной территории или в открытом море, а также во время пролета космического корабля через воздушное пространство другого государства и над открытым морем, до сих пор не урегулирован специальными нормами международного космического права. На

практике это означает, что при аварийном приземлении на чужой территории на осуществление юрисдикции и контроля над космическим экипажем могут одновременно претендовать несколько государств. Вместе с тем очевидно, что космонавты не могут рассчитывать на иммунитет от юрисдикции государства, в пределах территории которого они находятся, если их действия представляют угрозу безопасности этого государства.

Обеспечение непрерывной и высококачественной связи космического объекта с центром управления космическими полётами и пунктами наземно-измерительного комплекса является непременным условием нормальной работы экипажа космического объекта в обычной обстановке и становится жизненно важным фактором в аварийной ситуации. Распределением полос радиочастот на международной основе для различных видов космической деятельности с целью предотвращения взаимных помех и нарушений радиосвязи уже на протяжении многих лет занимаются Международный союз электросвязи (МСЭ) и подчиненные ему органы. Регламенты радиосвязи, вырабатываемые на всемирных административных радиоконференциях МСЭ, приобретают силу международного договора и в части, касающейся космической радиосвязи, должны рассматриваться как один из источников международного космического права.

Международное право гарантирует право исследования космического пространства любому государству. В этом отношении все попытки США запретить запуски искусственных спутников Земли КНДР, Ирану и другим странам абсолютно незаконны.

Как видим, существующее международное космическое право довольно несовершенно.

Оно не запрещает использование всех видов вооружений, за исключением оружия массового поражения. Ничего не говорится об «инспекциях» чужих космических аппаратов, допустимом расстоянии приближения к чужим космическим аппаратам и т.д.

31 августа 2006 г. президентом США был одобрен документ под названием «Национальная космическая политика США 2006 г.».

Этот документ пришел на смену Национальной космической политике, одобренной 14 сентября 1996 г. президентом У. Клинтоном в директиве /NSC—49/NSTC—8, и внес в нее существенные изме-

нения. Ключевой особенностью Национальной космической политики 2006 г. является закрепление в ней положений, открывающих возможности для милитаризации космоса и провозглашающих право США частично распространить национальный суверенитет на космическое пространство. Рассмотрим наиболее спорные положения указанного документа

В абзаце 2 раздела 1 Национальной космической политики 2006 г. указывается: «Свобода действий в космосе так же важна для США, как мощь на море и в воздухе».

Раздел 2 документа перечисляет принципы деятельности США в космосе:

«— Соединённые Штаты привержены принципу исследования и использования космического пространства всеми нациями в мирных целях и в интересах всего человечества. В соответствии с этим принципом, "мирные цели" предполагают возможность для США осуществлять действия, связанные с обороной и разведкой для обеспечения своих национальных интересов;

— Соединенные Штаты не признают претензий любого государства на распространение его суверенитета на космическое пространство, небесные тела или их часть, и не признают любые ограничения фундаментального права Соединенных Штатов осуществлять деятельность и получать информацию в космосе;

— Соединенные Штаты будут стремиться к сотрудничеству с другими нациями в процессе мирного использования космоса в целях увеличения выгод от использования космоса, содействия исследованию космоса и защиты и продвижения свободы по всему миру;

— Соединенные Штаты признают право на свободный пролет и осуществление деятельности в космосе космическими системами без каких-либо вмешательств. В соответствии с этим принципом, Соединенные Штаты рассматривают любое целенаправленное вмешательство в работу их космических систем как ущемление своих прав;

— Соединенные Штаты рассматривают космическую инфраструктуру — включая наземные и космические сегменты и связь между ними — как критически важную для своих национальных интересов. В соответствии с этой политикой, Соединенные Штаты будут: охранять свои права, свою инфраструктуру и свободу действий в космосе;

убеждать или принуждать другие страны воздерживаться от нарушения этих прав или от создания инфраструктуры, способной воспрепятствовать реализацию этих прав; принимать меры, необходимые для защиты своей космической инфраструктуры; отвечать на вмешательство; и, если понадобится, отказывать противникам в праве на использование космической инфраструктуры в целях, враждебных национальным интересам США;

— Соединённые Штаты будут препятствовать формированию новых правовых режимов или других ограничений, которые запрещают или ограничивают для США доступ в космос или использование его. Предлагаемые соглашения или ограничения в области разоружения не должны ограничивать права Соединенных Штатов на осуществление исследований, развитие, испытание, осуществление операций и другой деятельности в космосе в национальных интересах США».

В качестве первой «фундаментальной цели» космической политики США документ указывает следующее: «Укрепить космическое лидерство нации и гарантировать, что в необходимые сроки космическая инфраструктура может быть использована для продвижения интересов США в сфере национальной безопасности, государственной безопасности и для обеспечения целей внешней политики США».

Ряд положений Национальной космической доктрины 2006 г. в определенной степени конфликтуют с принципами, закрепленными в соответствии с п. 4 Декларации правовых принципов, регулирующих деятельность государств по исследованию и использованию космического пространства 1963 г. и ст. III, IV Договора о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела 1967 г., ратифицированного США.

Положение Национальной космической доктрины 2006 г., которое гласит: «Соединенные Штаты будут препятствовать формированию новых правовых режимов или других ограничений, которые запрещают или ограничивают для США доступ в космос или использование его. Предлагаемые соглашения или ограничения в области разоружения не должны ограничивать права Соединенных Штатов на осуществление исследований, развитие, испытание, осуществление операций и другой деятельности в космосе в национальных ин-

тересах США», — в существенной мере противоречит положениям международных документов.

В частности, оно утверждает примат прав Соединенных Штатов на действия в космосе в своих национальных интересах над обязательствами по международному праву, что противоречит положениям ст. III Договора 1967 г.: «Государства — участники Договора осуществляют деятельность по исследованию и использованию космического пространства, в том числе Луны и других небесных тел, в соответствии с международным правом, включая Устав Организации Объединенных Наций, в интересах поддержания международного мира и безопасности и развития международного сотрудничества и взаимопонимания».

Фактически США присваивают себе право ограничивать космическую деятельность и доступ других к космосу других государств.

В статье «Почему опасно размещать оружие в космосе»[1] Александр Яковенко писал: «Сегодня в космической деятельности в той или иной степени участвуют более 130 государств. Они имеют либо собственные космические программы, либо разрабатывают программы использования информации от космических средств, в том числе при решении задач обороны.

Однако оружие в космосе до сих пор не размещалось, и сейчас его там нет. Это стало результатом целого ряда международных договоренностей. Так, например, в свое время СССР выступил инициатором заключения договора о частичном запрещении ядерных испытаний в атмосфере, в космическом пространстве и под водой 1963 г. Этот договор вошел в историю как Московский. За ним последовали договор по космосу 1967 г. и соглашение о деятельности на Луне 1979 г.

Вместе с тем существующая в настоящее время международно-правовая база в этой области регулирует лишь отдельные аспекты использования космического пространства в военных целях, и её явно недостаточно для предотвращения появления в космосе других видов оружия.

Почему размещение оружия в космосе так опасно? Дело в том, что вывод в космос систем оружия различного назначения может привести

[1] Российская газета. Федеральный выпуск. 2005. № 3778.

к подрыву всей существующей структуры договоренностей по ограничению вооружений, прежде всего в ракетно-ядерной сфере...

Размещение оружия в космосе оказало бы серьезное влияние на военно-стратегический баланс, создало бы иллюзию возможности безнаказанного первого удара и многократно усилило бы значение фактора внезапности. Это признают все эксперты. Такое оружие поэтому было бы дестабилизирующим по своей сути, независимо от того, к какой категории его причислять — к наступательному или к оборонительному.

В Москве считают, что появление оружия в космосе не отвечает интересам международной безопасности. Исходя из этого, Россия последовательно проводит линию на предотвращение его размещения в космосе.

В частности, на 56-й сессии Генеральной Ассамблеи ООН в сентябре 2001 г. министр иностранных дел России предложил начать выработку всеобъёмлющей договоренности о предотвращении размещения в космосе оружия любого вида, неприменении силы или угрозы силой в отношении космических объектов. А также ввести мораторий на размещение в космосе боевых средств до достижения такой договоренности.

Возможные элементы упомянутой договоренности позднее были представлены Россией и Китаем уже на Конференции по разоружению (КР) в Женеве в июне 2002 г. Они предусматривают следующие ключевые обязательства:

— не выводить на орбиту вокруг Земли любые объекты с любыми видами оружия, не устанавливать такое оружие на небесных телах и не размещать такое оружие в космическом пространстве каким-либо иным образом;

— не прибегать к применению силы или угрозе силой в отношении космических объектов.

Хотел бы отметить, что предложенный Россией и Китаем документ не является готовым текстом будущего договора. Речь идет лишь о его основных элементах. Предстоит работа по наполнению документа конкретным содержанием. Российская сторона готова сотрудничать в этом направлении со всеми заинтересованными государствами, и такая работа уже ведется.

Так, в августе 2004 г. российской и китайской делегациями на конференции в Женеве подготовлены и распространены детализирующие материалы по вопросам верификации будущей договоренности по предотвращению размещения оружия в космосе. Они содержат также анализ существующих норм международного права, регулирующих военную космическую деятельность.

В качестве практического шага, обеспечивающего продвижение к договоренности о предотвращении размещения в космосе оружия любого вида, Россия планирует предложить проект резолюции Генеральной Ассамблеи ООН о мерах по обеспечению транспарентности и укреплению доверия в космической деятельности...

Развивая выдвинутое ранее предложение о введении моратория на размещение в космосе боевых средств, Россия в октябре 2004 г. на 59-й сессии Генассамблеи ООН заявила о том, что она не будет первой размещать оружие любого вида в космическом пространстве, и призвала все другие государства, обладающие космическим потенциалом, последовать её примеру в целях сохранения мирного статуса космоса.

Еще раньше, в 2002 г., Россия заявила о готовности пойти на практическую меру открытости и укрепления доверия в космической области: заблаговременно предоставлять информацию о предстоящих запусках космических объектов в России и их предназначении».

С вышесказанным можно только согласиться. Но, увы, слова представителя МИДа расходятся с конкретными делами того же министерства. Так, реакция РФ на выход США из договора о противоспутниковой обороне была более чем вялой.

Российский МИД никак не реагирует на угрозы США сбить северокорейский спутник при попытке вывода его на орбиту.

Нет никакой реакции по созданию в США «спутников-инспекторов». Что, РФ будет терпеть инспекцию своих военных и гражданских спутников или посылать вежливые ноты протеста?

Международное право или есть, или его нет! Давно бы пора как в Кремле, так и на Смоленской площади запомнить эту истину. «Осетрины второй свежести не бывает».

В космосе, равно как и на Земле, государства могут жить или согласно международному праву, или «по понятиям». После распада

СССР в Вашингтоне вполне уверены, что США могут действовать «по понятиям», а РФ и другие страны — только по международному праву.

Не пора ли правительству РФ четко заявить, что оно по образцу США будет выполнять все статьи международных договоров, только если они соответствуют интересам «национальной безопасности России». Например, договор о нераспространении ядерного оружия. И если США будут продолжать считать себя свободными от соблюдения статей международного права, в отношении «плохих парней» — Саддама Хусейна, правительств Ирака, КНДР и др., то Россия вполне может аналогично поступить с ещё более мерзкими парнями, типа Зеленского.

# ПРИЛОЖЕНИЯ

## 1. Хронология полётов по программе X-15[1]

*Таблица I*

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 08.06.1959 | X-15 № 1 (1-й полёт) | С. Кроссфилд | 840 | 11445 | Первый полёт X-15 № 1. Двигатель не включался, полёт на планировании |
| 2 | 17.09.1959 | X-15 № 2 (1-й полёт) | С. Кроссфилд | 2241 | 15954 | Первый полёт с включением двигателя |
| 3 | 17.10.1959 | X-15 № 2 (2-й полёт) | С. Кроссфилд | 2283 | 18831 | Первый полёт X-15 № 2 |
| 4 | 05.11.1959 | X-15 № 2 (3-й полёт) | С. Кроссфилд | 1062 | 13857 | Пожар в двигателе. При приземлении повреждены шасси и крыло |
| 5 | 23.01.1960 | X-15 № 1 (2-й полёт) | С. Кроссфилд | 2685 | 20374 | |
| 6 | 11.02.1960 | X-15 № 2 (4-й полёт) | С. Кроссфилд | 2359 | 26858 | |
| 7 | 17.02.1960 | X-15 № 2 (5-й полёт) | С. Кроссфилд | 1667 | 16045 | |
| 8 | 17.03.1960 | X-15 № 2 (6-й полёт) | С. Кроссфилд | 2283 | 16045 | |
| 9 | 25.03.1960 | X-15 № 1 (3-й полёт) | Д. Уолкер | 2124 | 14822 | |
| 10 | 29.03.1960 | X-15 № 2 (7-й полёт) | С. Кроссфилд | 2080 | 15235 | |
| 11 | 31.03.1960 | X-15 № 2 (8-й полёт) | С. Кроссфилд | 2156 | 15653 | |
| 12 | 13.04.1960 | X-15 № 1 (4-й полёт) | Р. Уайт | 2018 | 14630 | |
| 13 | 19.04.1960 | X-15 № 1 (5-й полёт) | Д. Уолкер | 2718 | 18134 | |
| 14 | 06.05.1960 | X-15 № 1 (6-й полёт) | Р. Уайт | 2336 | 18574 | |

[1] По данным: *Железняков А.* Энциклопедия «Космонавтика». Материалы сайта http://www.cosmoworld.ru/spaceencyclopedia/

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 15 | 12.05.1960 | X-15 № 1 (7-й полёт) | Д. Уолкер | 3397 | 23738 | |
| 16 | 19.05.1960 | X-15 № 1 (8-й полёт) | Р. Уайт | 2558 | 33222 | |
| 17 | 26.05.1960 | X-15 № 2 (9-й полёт) | С. Кроссфилд | 2336 | 15631 | |
| 18 | 04.08.1960 | X-15 № 1 (9-й полёт) | Д. Уолкер | 3533 | 23809 | |
| 19 | 12.08.1960 | X-15 № 1 (10-й полёт) | Р. Уайт | 2851 | 41605 | |
| 20 | 19.08.1960 | X-15 № 1 (11-й полёт) | Д. Уолкер | 3195 | 23159 | |
| 21 | 10.09.1960 | X-15 № 1 (12-й полёт) | Р. Уайт | 3510 | 24343 | |
| 22 | 23.09.1960 | X-15 № 1 (13-й полёт) | Ф. Петерсен | 1783 | 16168 | |
| 23 | 20.10.1960 | X-15 № 1 (14-й полёт) | Ф. Петерсен | 2059 | 16398 | |
| 24 | 28.10.1960 | X-15 № 1 (15-й полёт) | Д. МакКуэй | 2145 | 15453 | |
| 25 | 04.11.1960 | X-15 № 1 (16-й полёт) | Р. Рушворт | 2071 | 14905 | |
| 26 | 15.11.1960 | X-15 № 2 (10-й полёт) | С. Кроссфилд | 3154 | 24750 | Первый полёт с включением ракетного двигателя XLR-99 |
| 27 | 17.11.1960 | X-15 № 1 (17-й полёт) | Р. Рушворт | 2018 | 16688 | |
| 28 | 22.11.1960 | X-15 № 2 (11-й полёт) | С. Кроссфилд | 2665 | 18867 | |
| 29 | 30.11.1960 | X-15 № 1 (18-й полёт) | Н. Армстронг | 1858 | 14886 | |
| 30 | 06.12.1960 | X-15 № 2 (12-й полёт) | С. Кроссфилд | 3027 | 16268 | |
| 31 | 09.12.1960 | X-15 № 1 (19-й полёт) | Н. Армстронг | 1911 | 15269 | |
| 32 | 01.02.1961 | X-15 № 1 (20-й полёт) | Д. МакКуэй | 1949 | 15170 | |
| 33 | 07.02.1961 | X-15 № 1 (21-й полёт) | Р. Уайт | 3660 | 23820 | |
| 34 | 07.03.1961 | X-15 № 2 (13-й полёт) | Р. Уайт | 4674 | 23610 | |
| 35 | 30.03.1961 | X-15 № 2 (14-й полёт) | Д. Уолкер | 4441 | 51700 | |
| 36 | 21.04.1961 | X-15 № 2 (15-й полёт) | Р. Уайт | 4946 | 32000 | |

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 37 | 25.05.1961 | X-15 № 2 (16-й полёт) | Д. Уолкер | 5321 | 32850 | |
| 38 | 23.06.1961 | X-15 № 2 (17-й полёт) | Р. Уайт | 5797 | 32830 | |
| 39 | 10.08.1961 | X-15 № 1 (22-й полёт) | Ф. Петерсен | 4401 | 23830 | |
| 40 | 12.09.1961 | X-15 № 2 (18-й полёт) | Д. Уолкер | 5821 | 34840 | |
| 41 | 28.09.1961 | X-15 № 2 (19-й полёт) | Ф. Петерсен | 5792 | 31030 | |
| 42 | 04.10.1961 | X-15 № 1 (23-й полёт) | Р. Рушворт | 4553 | 23770 | |
| 43 | 11.10.1961 | X-15 № 2 (20-й полёт) | Р. Уайт | 5868 | 66150 | Повреждение внешней поверхности левого крыла |
| 44 | 17.10.1961 | X-15 № 1 (24-й полёт) | Д. Уолкер | 6275 | 33100 | |
| 45 | 09.11.1961 | X-15 № 2 (21-й полёт) | Р. Уайт | 6586 | 30950 | Достигнута проектная скорость |
| 46 | 10.12.1961 | X-15 № 3 (1-й полёт) | Н. Армстронг | 4026 | 24700 | |
| 47 | 10.01.1962 | X-15 № 1 (25-й полёт) | Ф. Петерсен | 1038 | 13640 | Вынужденная посадка, после того как не включился двигатель |
| 48 | 17.01.1962 | X-15 № 3 (2-й полёт) | Н. Армстронг | 6058 | 40690 | |
| 49 | 05.04.1962 | X-15 № 3 (3-й полёт) | Н. Армстронг | 4586 | 54860 | |
| 50 | 19.04.1962 | X-15 № 1 (26-й полёт) | Д. Уолкер | 6220 | 46940 | |
| 51 | 20.04.1962 | X-15 № 3 (4-й полёт) | Н. Армстронг | 6097 | 63250 | |
| 52 | 30.04.1962 | X-15 № 1 (27-й полёт) | Д. Уолкер | 5614 | 75190 | Достигнута проектная высота |
| 53 | 08.05.1962 | X-15 № 2 (22-й полёт) | Р. Рушворт | 5670 | 21460 | |
| 54 | 22.05.1962 | X-15 № 1 (28-й полёт) | Р. Рушворт | 5551 | 30600 | |
| 55 | 01.06.1962 | X-15 № 2 (23-й полёт) | Р. Уайт | 5913 | 40420 | |
| 56 | 07.06.1962 | X-15 № 1 (29-й полёт) | Д. Уолкер | 5908 | 31580 | |
| 57 | 12.06.1962 | X-15 № 3 (5-й полёт) | Р. Уайт | 5659 | 56270 | |

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 58 | 21.06.1962 | X-15 № 3 (6-й полёт) | Р. Уайт | 5858 | 75190 | |
| 59 | 27.06.1962 | X-15 № 1 (30-й полёт) | Д. Уолкер | 6603 | 37700 | |
| 60 | 29.06.1962 | X-15 № 2 (24-й полёт) | Д. МакКуэй | 5278 | 25360 | |
| 61 | 16.07.1962 | X-15 № 1 (31-й полёт) | Д. Уолкер | 5911 | 32670 | |
| 62 | 17.07.1962 | X-15 № 3 (7-й полёт) | Р. Уайт | 6166 | 95940 | |
| 63 | 19.07.1962 | X-15 № 2 (25-й полёт) | Д. МакКуэй | 5590 | 25680 | |
| 64 | 26.07.1962 | X-15 № 1 (32-й полёт) | Н. Армстронг | 6418 | 30150 | |
| 65 | 02.08.1962 | X-15 № 3 (8-й полёт) | Д. Уолкер | 5532 | 44040 | |
| 66 | 08.08.1962 | X-15 № 2 (26-й полёт) | Р. Рушворт | 4735 | 27700 | |
| 67 | 14.08.1962 | X-15 № 3 (9-й полёт) | Д. Уолкер | 6029 | 59010 | |
| 68 | 20.08.1962 | X-15 № 2 (27-й полёт) | Р. Рушворт | 5686 | 27000 | |
| 69 | 29.08.1962 | X-15 № 2 (28-й полёт) | Р. Рушворт | 5546 | 29630 | |
| 70 | 28.09.1962 | X-15 № 2 (29-й полёт) | Д. МакКуэй | 4450 | 20790 | |
| 71 | 04.10.1962 | X-15 № 3 (10-й полёт) | Р. Рушворт | 5620 | 34200 | |
| 72 | 09.10.1962 | X-15 № 2 (30-й полёт) | Д. МакКуэй | 5979 | 39700 | |
| 73 | 23.10.1962 | X-15 № 3 (11-й полёт) | Р. Рушворт | 6056 | 41000 | |
| 74 | 09.11.1962 | X-15 № 2 (31-й полёт) | Д. МакКуэй | 1640 | 16450 | Вынужденная посадка |
| 75 | 14.12.1962 | X-15 № 3 (12-й полёт) | Р. Уайт | 6021 | 43100 | |
| 76 | 20.12.1962 | X-15 № 3 (13-й полёт) | Д. Уолкер | 6103 | 48900 | |
| 77 | 17.01.1963 | X-15 № 3 (14-й полёт) | Д. Уолкер | 5917 | 82810 | |
| 78 | 11.04.1963 | X-15 № 1 (33-й полёт) | Р. Рушворт | 4608 | 22680 | |
| 79 | 18.04.1963 | X-15 № 3 (15-й полёт) | Д. Уолкер | 6066 | 28190 | |

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 80 | 25.04.1963 | X-15 № 1 (34-й полёт) | Д. МакКуэй | 5879 | 32160 | |
| 81 | 02.05.1963 | X-15 № 3 (16-й полёт) | Д. Уолкер | 5612 | 63820 | |
| 82 | 14.05.1963 | X-15 № 3 (17-й полёт) | Р. Рушворт | 5792 | 29140 | |
| 83 | 15.05.1963 | X-15 № 1 (35-й полёт) | Д. МакКуэй | 6204 | 37860 | |
| 84 | 29.05.1963 | X-15 № 3 (18-й полёт) | Д. Уолкер | 6208 | 28040 | Повреждение внешней поверхности левого крыла |
| 85 | 18.06.1963 | X-15 № 3 (19-й полёт) | Р. Рушворт | 5694 | 68180 | |
| 86 | 25.06.1963 | X-15 № 1 (36-й полёт) | Д. Уолкер | 6293 | 34080 | |
| 87 | 27.06.1963 | X-15 № 3 (20-й полёт) | Р. Рушворт | 5511 | 86870 | |
| 88 | 09.07.1963 | X-15 № 1 (37-й полёт) | Д. Уолкер | 5842 | 69010 | |
| 89 | 18.07.1963 | X-15 № 1 (38-й полёт) | Р. Рушворт | 6315 | 31940 | |
| 90 | 19.07.1963 | X-15 № 3 (21-й полёт) | Д. Уолкер | 5969 | 106010 | |
| 91 | 22.08.1963 | X-15 № 3 (22-й полёт) | Д. Уолкер | 6105 | 107960 | Неофициальный мировой рекорд высоты |
| 92 | 07.10.1963 | X-15 № 1 (39-й полёт) | Д. Энгл | 4560 | 23710 | |
| 93 | 29.10.1963 | X-15 № 1 (40-й полёт) | М. Томпсон | 4364 | 22600 | |
| 94 | 07.11.1963 | X-15 № 3 (23-й полёт) | Р. Рушворт | 4706 | 25080 | |
| 95 | 14.11.1963 | X-15 № 1 (41-й полёт) | Д. Энгл | 5287 | 27680 | |
| 96 | 27.11.1963 | X-15 № 3 (24-й полёт) | М. Томпсон | 5326 | 27371 | |
| 97 | 05.12.1963 | X-15 № 1 (42-й полёт) | Р. Рушворт | 6465 | 30785 | |
| 98 | 08.01.1964 | X-15 № 1 (43-й полёт) | Д. Энгл | 5818 | 42642 | |
| 99 | 16.01.1964 | X-15 № 3 (25-й полёт) | М. Томпсон | 5216 | 21641 | |
| 100 | 28.01.1964 | X-15 № 1 (44-й полёт) | Р. Рушворт | 5821 | 32736 | |
| 101 | 19.02.1964 | X-15 № 3 (26-й полёт) | М. Томпсон | 5662 | 23957 | |

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 102 | 13.03.1964 | X-15 № 3 (27-й полёт) | Д. МакКуэй | 5458 | 23165 | |
| 103 | 27.03.1964 | X-15 № 1 (45-й полёт) | Р. Рушворт | 6158 | 30937 | |
| 104 | 08.04.1964 | X-15 № 1 (46-й полёт) | Д. Энгл | 5580 | 53340 | |
| 105 | 29.04.1964 | X-15 № 1 (47-й полёт) | Р. Рушворт | 6285 | 30968 | |
| 106 | 12.05.1964 | X-15 № 3 (48-й полёт) | Д. МакКуэй | 4962 | 22189 | |
| 107 | 19.05.1964 | X-15 № 1 (48-й полёт) | Д. Энгл | 5262 | 59680 | |
| 108 | 21.05.1964 | X-15 № 3 (29-й полёт) | М. Томпсон | 3001 | 19568 | Преждевременное выключение двигателя после 41 секунды работы |
| 109 | 25.06.1964 | X-15 № 2 (32-й полёт) | Р. Рушворт | 4994 | 25390 | |
| 110 | 30.06.1964 | X-15 № 1 (49-й полёт) | Д. МакКуэй | 5364 | 30358 | |
| 111 | 08.07.1964 | X-15 № 3 (30-й полёт) | Д. Энгл | 5664 | 51938 | |
| 112 | 29.07.1964 | X-15 № 3 (31-й полёт) | Д. Энгл | 5250 | 23774 | |
| 113 | 12.08.1964 | X-15 № 3 (32-й полёт) | М. Томпсон | 5688 | 24750 | |
| 114 | 14.08.1964 | X-15 № 2 (33-й полёт) | Р. Рушворт | 5776 | 31486 | |
| 115 | 26.08.1964 | X-15 № 3 (33-й полёт) | Д. МакКуэй | 6216 | 27737 | |
| 116 | 03.09.1964 | X-15 № 3 (34-й полёт) | М. Томпсон | 5817 | 23957 | |
| 117 | 28.09.1964 | X-15 № 3 (35-й полёт) | Д. Энгл | 6256 | 29566 | |
| 118 | 29.09.1964 | X-15 № 2 (34-й полёт) | Р. Рушворт | 5699 | 29809 | |
| 119 | 15.10.1964 | X-15 № 1 (50-й полёт) | Д. МакКуэй | 4904 | 25878 | |
| 120 | 30.10.1964 | X-15 № 3 (36-й полёт) | М. Томпсон | 5009 | 25786 | |
| 121 | 30.11.1964 | X-15 № 2 (35-й полёт) | Д. МакКуэй | 4970 | 26579 | |
| 122 | 09.12.1964 | X-15 № 3 (37-й полёт) | М. Томпсон | 5990 | 28164 | |
| 123 | 10.12.1964 | X-15 № 1 (51-й полёт) | Д. Энгл | 5913 | 34503 | |

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 124 | 22.12.1964 | X-15 № 3 (38-й полёт) | Р. Рушворт | 5781 | 24750 | |
| 125 | 13.01.1965 | X-15 № 3 (39-й полёт) | М. Томпсон | 5973 | 30297 | |
| 126 | 02.02.1965 | X-15 № 3 (40-й полёт) | Д. Энгл | 6253 | 29931 | |
| 127 | 17.02.1965 | X-15 № 2 (36-й полёт) | Р. Рушворт | 5649 | 28986 | |
| 128 | 26.02.1965 | X-15 № 1 (52-й полёт) | Д. МакКуэй | 6034 | 46817 | |
| 129 | 26.03.1965 | X-15 № 1 (53-й полёт) | Р. Рушворт | 5760 | 31059 | |
| 130 | 23.04.1965 | X-15 № 3 (41-й полёт) | Д. Энгл | 5760 | 24293 | |
| 131 | 28.04.1965 | X-15 № 2 (37-й полёт) | Д. МакКуэй | 5266 | 28224 | |
| 132 | 18.05.1965 | X-15 № 2 (38-й полёт) | Д. МакКуэй | 5697 | 31120 | |
| 133 | 25.05.1965 | X-15 № 1 (54-й полёт) | М. Томпсон | 5100 | 54803 | |
| 134 | 28.05.1965 | X-15 № 3 (42-й полёт) | Д. Энгл | 6040 | 63886 | |
| 135 | 16.06.1965 | X-15 № 3 (43-й полёт) | Д. Энгл | 5477 | 74585 | |
| 136 | 17.06.1965 | X-15 № 1 (55-й полёт) | М. Томпсон | 5697 | 33071 | |
| 137 | 22.06.1965 | X-15 № 2 (39-й полёт) | Д. МакКуэй | 6336 | 47518 | |
| 138 | 29.06.1965 | X-15 № 3 (44-й полёт) | Д. Энгл | 5522 | 85527 | |
| 139 | 08.07.1965 | X-15 № 2 (40-й полёт) | Д. МакКуэй | 5887 | 64800 | |
| 140 | 20.07.1965 | X-15 № 3 (45-й полёт) | Р. Рушворт | 6050 | 32126 | |
| 141 | 03.08.1965 | X-15 № 2 (41-й полёт) | Р. Рушворт | 5796 | 63612 | |
| 142 | 06.08.1965 | X-15 № 1 (56-й полёт) | М. Томпсон | 5686 | 31455 | |
| 143 | 10.08.1965 | X-15 № 3 (46-й полёт) | Д. Энгл | 5712 | 82601 | |
| 144 | 25.08.1965 | X-15 № 1 (57-й полёт) | М. Томпсон | 5799 | 65258 | |
| 145 | 26.08.1965 | X-15 № 3 (47-й полёт) | Р. Рушворт | 5426 | 73030 | |

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 146 | 02.09.1965 | X-15 № 2 (42-й полёт) | Д. МакКуэй | 5744 | 73091 | |
| 147 | 09.09.1965 | X-15 № 1 (58-й полёт) | Р. Рушворт | 5686 | 29627 | |
| 148 | 14.09.1965 | X-15 № 3 (48-й полёт) | Д. МакКуэй | 5662 | 72847 | |
| 149 | 22.09.1965 | X-15 № 1 (59-й полёт) | Р. Рушворт | 5712 | 30571 | |
| 150 | 28.09.1965 | X-15 № 3 (49-й полёт) | Д. МакКуэй | 6005 | 90099 | |
| 151 | 30.09.1965 | X-15 № 1 (60-й полёт) | У. Найт | 4373 | 23350 | |
| 152 | 12.10.1965 | X-15 № 3 (50-й полёт) | У. Найт | 5001 | 28770 | |
| 153 | 14.10.1965 | X-15 № 1 (61-й полёт) | Д. Энгл | 5718 | 81230 | |
| 154 | 27.10.1965 | X-15 № 3 (51-й полёт) | Д. МакКуэй | 5662 | 72210 | |
| 155 | 03.11.1965 | X-15 № 2 (43-й полёт) | Р. Рушворт | 2414 | 21520 | |
| 156 | 04.11.1965 | X-15 № 1 (62-й полёт) | У. Дана | 4450 | 24440 | |
| 157 | 06.05.1966 | X-15 № 1 (63-й полёт) | Д. МакКуэй | 2307 | 20850 | Преждевременное выключение двигателя после 32 секунд работы |
| 158 | 18.05.1966 | X-15 № 2 (44-й полёт) | Р. Рушворт | 5936 | 30170 | |
| 159 | 01.07.1966 | X-15 № 2 (45-й полёт) | Р. Рушворт | 1646 | 13720 | |
| 160 | 12.07.1966 | X-15 № 1 (64-й полёт) | У. Найт | 5876 | 39620 | |
| 161 | 18.07.1966 | X-15 № 3 (52-й полёт) | У. Дана | 5176 | 29290 | |
| 162 | 21.07.1966 | X-15 № 2 (46-й полёт) | У. Найт | 5741 | 58610 | |
| 163 | 28.07.1966 | X-15 № 1 (65-й полёт) | Д. МакКуэй | 5957 | 73700 | |
| 164 | 03.08.1966 | X-15 № 2 (47-й полёт) | У. Найт | 5535 | 75890 | |
| 165 | 04.08.1966 | X-15 № 3 (53-й полёт) | У. Дана | 6376 | 40450 | |
| 166 | 11.08.1966 | X-15 № 1 (66-й полёт) | Д. МакКуэй | 5776 | 76500 | |
| 167 | 12.08.1966 | X-15 № 2 (48-й полёт) | У. Найт | 5586 | 70440 | |

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 168 | 19.08.1966 | X-15 № 3 (54-й полёт) | У. Дана | 5804 | 54250 | |
| 169 | 25.08.1966 | X-15 № 1 (67-й полёт) | Д. МакКуэй | 5701 | 78490 | |
| 170 | 30.08.1966 | X-15 № 2 (49-й полёт) | У. Найт | 5701 | 30540 | |
| 171 | 08.09.1966 | X-15 № 1 (68-й полёт) | Д. МакКуэй | 2578 | 22310 | Преждевременное выключение двигателя после 38 секунд полёта |
| 172 | 14.09.1966 | X-15 № 3 (55-й полёт) | У. Дана | 5770 | 22980 | |
| 173 | 06.10.1966 | X-15 № 1 (69-й полёт) | М. Адамс | 4666 | 22980 | |
| 174 | 01.11.1966 | X-15 № 3 (56-й полёт) | У. Дана | 6034 | 93540 | |
| 175 | 18.11.1966 | X-15 № 2 (50-й полёт) | У. Найт | 6838 | 30140 | |
| 176 | 29.11.1966 | X-15 № 3 (57-й полёт) | М. Адамс | 5020 | 28040 | |
| 177 | 22.03.1967 | X-15 № 1 (70-й полёт) | М. Адамс | 6150 | 40570 | |
| 178 | 26.04.1967 | X-15 № 3 (58-й полёт) | У. Дана | 1871 | 16280 | |
| 179 | 28.04.1967 | X-15 № 1 (71-й полёт) | М. Адамс | 5985 | 50900 | |
| 180 | 08.05.1967 | X-15 № 2 (51-й полёт) | У. Найт | 5138 | 29750 | |
| 181 | 17.05.1967 | X-15 № 3 (59-й полёт) | У. Дана | 5112 | 21670 | |
| 182 | 15.06.1967 | X-15 № 1 (72-й полёт) | М. Адамс | 5802 | 69890 | |
| 183 | 22.06.1967 | X-15 № 3 (60-й полёт) | У. Дана | 5810 | 25050 | |
| 184 | 29.06.1967 | X-15 № 1 (73-й полёт) | У. Найт | 4618 | 52730 | Вынужденная посадка из-за отказа электрических систем |
| 185 | 20.07.1967 | X-15 № 3 (61-й полёт) | У. Дана | 5942 | 25720 | |
| 186 | 21.08.1967 | X-15 № 2 (52-й полёт) | У. Найт | 5419 | 27740 | |
| 187 | 25.08.1967 | X-15 № 3 (62-й полёт) | М. Адамс | 5012 | 25720 | |
| 188 | 03.10.1967 | X-15 № 2 (53-й полёт) | У. Найт | 7273 | 31120 | Неофициальный мировой рекорд скорости |

| № полёта по программе | Дата полёта | Наименование образца (номер полёта образца) | Пилот | Макс. скорость, км / час | Макс. высота, м | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 189 | 04.10.1967 | X-15 № 3 (63-й полёт) | У. Дана | 7270 | 76530 | |
| 190 | 17.10.1967 | X-15 № 3 (64-й полёт) | У. Найт | 6204 | 85500 | |
| 191 | 15.11.1967 | X-15 № 3 (65-й полёт) | М. Адамс | 5744 | 81080 | Катастрофа. Самолёт разбился. Пилот погиб |
| 192 | 01.03.1968 | X-15 № 1 (74-й полёт) | У. Дана | 4631 | 31850 | |
| 193 | 04.04.1968 | X-15 № 1 (75-й полёт) | У. Дана | 5808 | 57150 | |
| 194 | 26.04.1968 | X-15 № 1 (76-й полёт) | У. Найт | 5704 | 63090 | |
| 195 | 11.05.1968 | X-15 № 1 (77-й полёт) | У. Дана | 5733 | 67090 | |
| 196 | 16.07.1968 | X-15 № 1 (78-й полёт) | У. Найт | 5442 | 67510 | |
| 197 | 21.08.1968 | X-15 № 1 (79-й полёт) | У. Дана | 5540 | 81530 | |
| 198 | 13.09.1968 | X-15 № 1 (80-й полёт) | У. Найт | 5990 | 77450 | |
| 199 | 24.10.1968 | X-15 № 1 (81-й полёт) | У. Дана | 5979 | 77720 | Последний полёт по программе X-15 |

## 2. Разведывательные и другие отечественные спутники военного назначения[1]

*Таблица II*

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| ОКБ-1 | 11Ф61 | «Восток-1» (1К) | «Восток» (8А92) | 1961 | 1 | Разведывательный спутник на базе КК «Восток». Опытный |
| | 11Ф62 | «Восток-2» («Зенит-2», 2К) | «Восток» (8А92) | 1962 | 13 | Опытные КА, три запуска — аварийные |
| | 11Ф61 | «Зенит-2» | «Восток» (8А92) | | 82 (1962—1970) | Для обзорной фоторазведки (1-й КА — «Космос-20»). С фотоаппаратами СА-20 и СА-10, фототелевизионной аппаратурой «Байкал» и аппаратурой радиоразведки «Куст-12М». Серия на заводе № 1 |
| | 11Ф690 | «Зенит-2М» («Гектор») | «Восход» (11А57) | 1968 | | Модернизированный. Принят на вооружение в 1970 г. |
| | 11Ф69 (11Ф64) | «Зенит-4» («Восток-4») | «Восход» (11А57) | 1963 | 76 (1963—1970) | КА детальной фоторазведки |
| | 11Ф691 | «Зенит-4М» («Ротор») | «Восход» (11А57) | | | Маневрирующий КА. Принят на вооружение в 1971 г. |
| | 11Ф692 | «Зенит-4МК» («Гермес») | «Восход» (11А57) «Союз-У» (11А511У) | | | КА фоторазведки |
| | 11Ф692М | «Зенит-4МКМ» («Геракл») | «Союз-У» (11А511У) | | | КА фоторазведки |
| | 11Ф629 | «Зенит-4МТ» («Орион») | «Союз» (11А511М) | 1971 | (1971—1975) | Для создания топографических карт местности. Принят на вооружение в 1976 г. |
| | 11Ф635 | «Зенит-4МКТ» («Фрам») | «Союз-У» (11А511У) | 1975 | | КА фоторазведки |

[1] По данным сайта: http://www.militaryparitet.com/nomen/russia/space/orbikosapp/data/ic_nomenrussiaspaceorbikosapp/15/

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | «Зенит-6» | «Союз-У» (11А511У) | | | КА фоторазведки. Принят на вооружение в 1978 г. |
| | 11Ф645 | «Зенит-6У» | «Союз-У» (11А511У) | | | КА фоторазведки |
| | 17Ф116 | «Зенит-8» («Облик») | «Союз-У» (11А511У) | | 6 (1978—1981) | КА фоторазведки |
| ОКБ-586 | ДС-1 | | «Космос» (63С1) | 1961 | 2 (1961 — аварийные) | ДС-1 «Днепропетровский спутник-1» |
| | ДС-2 | «Космос-1» | «Космос» (63С1) | 1962 | 1 | 1-й КА серии «Космос». Вес — 47 кг |
| ОКБ-586 | ДС-А1 | «Космос» | «Космос» (63С1) | 1962 | (1962—1965) | Малый военный спутник |
| ОКБ-586 | ДС-П1 | «Космос» | «Космос» (63С1) | 1962 | | Малый ИСЗ военного назначения. С солнечной энергоустановкой |
| | ДС-П1-Ю (11Ф618) | «Космос» | «Космос» (11К63) | 1964 | 72 (1964—1975) | Малый ИСЗ военного назначения (для юстировки РЛС ПРО, 1-й КА — «Космос-6») |
| | ДС-П1-И (11Ф620) | «Космос» | «Космос» (11К63) | 1965 | | Малый ИСЗ военного назначения (для юстировки РЛС ПРО — точного определения координат космических объектов) |
| | ДС-П1-М «Тюльпан» (11Ф631) | «Космос-400» | «Космос-3М» | 1971 | | Мишень на базе ДС-П1-И для отработки противоспутникового перехвата |
| ОКБ-586 | ДС-МГ | «Космос» | «Космос» (63С1) | | | Малый военный спутник |
| | ДС-МТ | «Космос» | «Космос» (63С1) | | | Малый военный спутник |
| | ДС-МО | «Космос» | «Космос» (63С1) | 1967 | | С оптической комплектацией. Вес — 321 кг |

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| ОКБ-586 | ДС-К-8 | | «Космос» (63С1) | | 1 | Малый военный спутник радиотехнического наблюдения, экспериментальный. Начало разработки — 1960 г. |
| | ДС-К-40 | | «Космос» (63С1) | 1965 | 2 (1965—1966, аварийные) | С новой аппаратурой с повышенной чувствительностью, экспериментальный |
| ОКБ-586 | ДС-У1 | | «Космос» (63С1) | 1963 | 49 (1963—1976) | Серия унифицированных исследовательских КА (платформ). С химическим источником энергии. Всего в 1963—1976 гг. проведено 49 запусков КА типа ДС-У |
| | ДС-У2 | | «Космос» (63С1) | | | С солнечными батареями, неориентированный |
| | ДС-У3 | | «Космос» (63С1) | | | Ориентированный на Солнце |
| | ДС-У4 | | «Космос» (11К65М) | — | — | Экспериментальный, 1965 г. С возвращаемой капсулой. Вес КА — 550 кг |
| | ДС-У5 | | «Космос» (11К65М) | — | — | Экспериментальный, с развитием орбиты (круговые и эллиптические). Работы прекращены в 1967 г. |
| НПО ПМ | 11Ф610 | «Стрела-1» | «Космос-2» (11К65) | 1964 | | КА военной системы связи |
| | 11Ф610 | «Стрела-1» | «Космос-2» | 1965 | 2 | С радиоизотопным термоэлектрическим генератором «Ороин-1». КА «Космос-84» и «Космос-90» |
| | 11Ф625 | «Стрела-1М» («Светоч») | «Космос-2», «Космос-3М» | | | КА военной системы связи |
| | 11Ф611 | «Стрела-2» («Пчела») | «Космос-2», «Космос-3М» | | | КА военной системы связи |
| | 11Ф626 | «Стрела-2М» («Форпост») | | | | КА военной системы связи |
| | 17Ф13 | «Стрела-3» | «Циклон-2» (11К68), «Космос-3М» | 1985 | 120 (1985—2003, из них 9 КА потеряны) | Универсальный космический комплекс служебной ведомственной связи |

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | «Гонец-Д» | «Космос-3М» | 1992 | 2 (1991—1992) | Д — демонстрационный. Конверсионный вариант системы низкоорбитальной связи |
| | | «Гонец-Д1» | «Циклон-3», «Космос-3М» | 1996 | 12 (1996—2001) | Система низкоорбитальной связи. Из них 9 КА выведены РН «Циклон-3» тремя запусками (1996 г. — № 1—3, 1997 г. — № 4—6, 2001 г. — № 10—12) |
| | | «Гонец-Д1М» | «Космос-3М» | 2001 | | Система низкоорбитальной связи |
| | | «Гонец-М» | «Космос-3М» | 2005 | 12 (2005—2010, план) | С увеличенным сроком активного существования (до 5 лет) |
| ОКБ-52 ГКАТ | | УС | 11А510 | 1965 | 2 (1965—1966) | УС — управляемый спутник. Начало разработки — 1960 г. КА системы глобальной морской космической разведки и целеуказания (МКРЦ) 17К114 «Легенда». Упрощённые варианты «Космос-102» и «Космос-125» без ЯЭУ и РЛС |
| ЦКБМ | | УС-А | «Циклон-2А» (11К69) | 1967 | 30 (1967—1987) | КА РЛ разведки с активной РЛС одностороннего БО и ЯЭУ «Бук» мощностью 3 кВт. Серия с 1973 г. на з-де «Арсенал» |
| ЦКБМ | | УС-П | «Циклон-2» (11К69) | 1973 | 14 (1979—83) | Пассивный КА (с пассивной станцией детальной радиоразведки) с солнечным источником тока для РТ разведки |
| КБ ПО «Арсенал» | | УС-ПМ1 | «Циклон-2А» (11К69) | 1981 | 11 (1981—86) | Модернизированный |
| КБ ПО «Арсенал» | 17Ф17 | УС-ПМ | «Циклон-2» | 1985 | 14 (1985—95) | КА пассивной радиоэлектронной разведки (МКРЦ «Легенда») |
| КБ ПО «Арсенал» | 17Ф16 | УС-АМ | «Циклон-2» (11К69) | 1987 | 1 | КА морской космической системы разведки и целеуказания «Легенда» |
| КБ ПО «Арсенал» | 17Ф120 | УС-ПУ | «Циклон-2» (11К69) | 1988 | 7 (1988—2001) | Модернизированный |
| | | «Сфера-12Л» | «Космос-3М» | | | Разведывательный спутник |
| КБ ПО «Арсенал» | | «Лиана» | | — | — | Универсальная космическая система РТ и РЛ разведки, проект |

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| НПО ПМ | | «Можаец» | «Космос-3М» | | | |
| | | «Залив» | «Космос-3М» | | | |
| ОКБ-586 | 11Ф616 | «Целина-О» | 11К65М | | | КА обзорного радиотехнического наблюдения. Начало разработки — 1964 г. |
| | 11Ф616М | «Целина-ОМ» | 11К65М | 1967 | | Модернизированный, с увеличенным (с 3 до 6 месяцев) временем активного существования. Вес — 400 кг |
| | 11Ф619 | «Целина-Д» | 8А92, 11К68 | 1972 | Более 80 | КА детальной радиотехнической разведки. Вес — 1750 кг |
| | | «Океан-Э» (НХ) | 11К65М | 1979 | 2 (1979, 1982) | Исследовательский КА («Космос-1076, -1151»). Начало разработки — 1976 г. На базе «Целина-Д» (КА ОУОС-3). НХ — народно-хозяйственный |
| | | «Океан-ОЭ» | 11К65М | 1983 | 2 (1983—1985) | Исследовательский КА («Космос-1500», «Космос- 1602»). Начало разработки — 1977 г. |
| | | «Океан-01» (НХМ) | 11К68 | 1986 | 6 | Исследовательский КА (НХМ — народнохозяйственный, морской). Начало разработки — 1985 г. |
| | 11Ф619М | «Целина-Р» | 11К65М | | | Военный КА с комплектацией для наблюдения источников излучений, 1980-е гг. |
| | 11Ф644 | «Целина-2» | «Протон-К», «Зенит-2» | 1984 | 16 (1984—2000) | КА радиотехнической разведки. Начало разработки — 1972 г. Ещё 4 КА были утеряны при авариях РН «Зенит-2», один не вышел на расчётную орбиту |
| | | «Целина-3» | «Зенит-2» | | | КА системы радиотехнического наблюдения. Не реализован |
| НПО ПМ | 11Ф617 | «Циклон» | «Космос-3М» | | | КА навигационно-связной системы ВМФ |
| ОКБ-41 (ЦНИИ «Комета») | | УС-К | | | | Низкоорбитальный комплекс обнаружения стартов БР с территории США. Начало разработки — 1962 г. |
| НПО им. С.А. Лавочкина | 5В95 | УС-К | «Молния-М», «Протон-К» | 1972 | 5 (1972—1975) | Высокоорбитальный КА СПРН. Начало разработки — 1967 г. Экспериментальные КА, с двумя типами БАО: телевизионная (МБ-А) и теплопеленгационная (105-А) |

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| НПО им. С.А. Лавочкина | | «Око» | | 1976 | 8 (1976—1979) | Опытные КА, для создания орбитальной группировки СПРН. С ТВ- или ТП-аппаратурой |
| НПО им. С.А. Лавочкина | 81Г6 | «Око» (УС-К) | | 1981 | | Серийные КА. Высокоэллиптический |
| НПО им. С.А. Лавочкина | 74Х6 (74Д6) | «Око-С» (УС-КС) | «Молния-М» | 1984 | | Со «страхующим» КА на геостационарной орбите |
| ЦНИИ «Комета» и НПО им. С.А. Лавочкина | 71Х6 | «Око-1» (УС-КМО) | «Протон-К» | 1991 | | Геостационарный КА для обнаружения пусков БР на фоне морской поверхности |
| НПО ПМ | 11Ф627 | «Парус» («Циклон-Б») | «Космос-3М» (11К65М) | 1974 | 87 (1974—1997) | КА системы навигационного обеспечения кораблей ВМФ. Срок активного существования — 1 год |
| КБ «Южное» | 17Ф43 | «Океан-О» | | | | КА радиотехнической разведки, на базе КА «Целина-2» |
| | | «Фотон» | | | | |
| КБ «Южное» | 11Ф622 | «Янтарь-1» | «Космос-1» | — | — | КА обзорного фотонаблюдения с возвращаемым аппаратом и двумя спускаемым капсулами |
| | 11Ф623 | «Янтарь-2» | «Космос-1» | — | — | КА детального фотонаблюдения |
| Филиал № 3 ОКБ-1 | 11Ф630 | «Янтарь-1КФ» | «Союз-У» (11А511У) | — | — | КА обзорного фотонаблюдения и картографирования, проект |
| | 11Ф624 | «Янтарь-2К» («Феникс») | «Союз-У» (11А511У) | 1974 | | КА детальной оптической разведки |
| | 11Ф642 | «Янтарь-2КМ» | «Союз-У» (11А511У) | — | — | КА фоторазведки, проект |
| | 11Ф660 | «Янтарь-1КФ» («Комета») | «Союз-У» (11А511У) | | | КА фоторазведки |

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | «Янтарь-1КФТ» («Силуэт») | «Союз-У» (11А511У) | 1981 | 6 (1981—1986) | Для ЛКИ. Топографический, унифицированный с КА «Янтарь-2К» и СА от КА «Зенит» |
| | | «Янтарь-1КФТ» («Комета») | «Союз-У» (11А511) | 1987 | 19 (1987—1998) | Серийный КА |
| | 11Ф649 | «Янтарь-3КФ» | | — | — | КА обзорного и картографического наблюдения, проект |
| | 11Ф693 | «Янтарь-4К» («Янтарь-4К1», «Октан») | «Союз-У» (11А511У) | 1979 | | КА для высокодетального планово-периодического наблюдения объектов на Земле с доставкой информации в капсулах |
| | 11Ф694 | «Янтарь-4КС1» («Терилен») | «Союз-У» (11А511У) | 1982 | 23 (1982—1998) | КА оптико-электронной (видовой) разведки. Гражданский вариант — «Ресурс-ДК» (КА дистанционного зондирования Земли) |
| | 11Ф695 (11Ф117) | «Янтарь-4К2» («Неман») | «Зенит» | 1981 | 81 (1981—2002, в т.ч. 4 аварийные) | Спутник видовой разведки |
| | 17Ф117 | «Янтарь-4КС2» («Кобальт», «Кобальт-М») | «Зенит», «Союз-У» | 1997 | | КА детальной фоторазведки. САС — 122 суток |
| | | «Янтарь-5КФ» | | | | КА обзорного и картографического наблюдения |
| | 11Ф624, 11Ф650 | «Янтарь-6К» | «Зенит» | — | — | КА высокодетальной разведки, проект |
| | 11Ф661 | «Янтарь-6КС» | «Зенит» | | | КА оптико-электронной разведки |
| | | «Янтарь-8К» | | | | КА высокодетальной разведки |
| ЦНИИ «Комета» | | «Пирс-1» | | | | КА для обнаружения и распознавания надводных кораблей. Начало разработки — 1978 г. |
| | | «Пирс-2» | | | | КА для обнаружения и распознавания подводных лодок |
| КБ «Южное» | 11Ф633 | «Вектор» («Тайфун-1») | | | | Калибровочный (юстировочный) КА. Принят на вооружение в 1981 г. |
| | 17Ф31 (11Ф31) | «Юг» («Тайфун-1Б») | | | | Калибровочный КА |

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | «Тайфун-1Ю» | | | | Пассивный юстировочный КА. Начало разработки — 1978 г. Принят на вооружение в 1983 г. |
| | | «Тайфун-2» | | | | Калибровочный КА |
| | 17Ф114 | «Дуга-К» («Тайфун-3») | | | | Калибровочный КА |
| | 11Ф636 | «Тайфун-ТГР» | | — | — | КА фоторазведки, проект |
| НПО ПМ | | «Муссон» | «Циклон-2» (11К68) | 1980 | 4 (1980—1985) | Геодезический КА. Начало разработки — 1977 г. |
| | 11Ф666 | «Муссон» | «Циклон-2» (11К68) | 1981 | 12 (1981—1994) | Геодезический КА. Принят на вооружение в 1986 г. |
| НПО ПМ | 11Ф663 | «Гейзер» («Поток») | | 1982 | | Начало разработки — 1976 г. КА-ретранслятор Глобальной космической командно-ретрансляционной системы. С унифицированным модулем «КАУР» |
| НПО ПМ | 11Ф654 | «Ураган» («ГЛОНАСС») | «Протон-К» | 1982 | 74 (1982—1998) | КА системы ГЛОНАСС (Глобальная навигационная спутниковая система) для навигации МБР. Начало разработки — конец 1970-х гг. Срок активной службы — 3 года. Принята на вооружение в 1993 г. |
| | 11Ф654М | «ГЛОНАСС-М» | «Протон-К» | 2001 | 8 (2001—2006) | КА системы ГЛОНАСС. Вес — 1460 кг, вывод 3 КА одной РН. Активный срок службы — 7 лет |
| | | «ГЛОНАСС-К» | «Союз» | 2009 (план) | | Масса КА — 700 кг, вывод 2 КА одной РН. Активный срок службы — 10 лет |
| | | «Меч-К» | «Протон-К» | | | ИСЗ радиолокационного наблюдения |
| НПО ПМ | 11Ф669 | «Альтаир» («Луч») | | 1985 | | КА-ретранслятор Глобальной космической командно-ретрансляционной системы. С унифицированным модулем «КАУР», для решения задач технологического управления ДОС и связи в интересах ВМФ |
| | 11Ф634 | «Ромб» | «Космос-3М» (11К65М) | | | Для калибровки наземных радиолокаторов |

| КБ | Шифр изделия | Наименование | Ракета-носитель | Начало лётных испытаний | Количество запусков | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | 17Ф115 | «Кольцо» | | | | Калибровочный КА |
| КБ «Арсенал» | | «Плазма-А» | | | | Экспериментальный КА с ядерной СУ «Топаз», конец 1980-х гг. |
| «ЦСКБ-Прогресс» | 17Ф12 | «Орлец-1» («Дон») | «Союз-У» | 1989 | 6 (1989—97) | КА 1-го этапа. Для широкополосного детального и обзорного фотонаблюдения с повышенной оперативностью доставки информации |
| | | «Орлец-2» | «Зенит-2» (11К77) | 1994 | 2 (1994—2000) | 2-го этапа. Гражданский вариант — «Ресурс-ДК» |
| «ЦСКБ-Прогресс» | | «Комета» | «Союз-У» | | | Картографический КА |
| «ЦСКБ-Прогресс» | | «Неман» | «Союз-У» | | | КА оптико-электронной разведки. Развитие КА «Янтарь» |
| | | «Циклон-Б» | «Космос-3М» | 1991 | 22 (1991—2001) | Боевая космическая навигационно-связная система |
| ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» | | «Енисей» | «Зенит-2» | | | КА широкополосной детальной и обзорной фоторазведки |
| НПО им. С.А. Лавочкина | 11Ф664 | «Аракс» («Аркон», «Космос-2344») | «Протон-К» | 1997 | 1 | Тяжёлый КА видовой оптико-электронной разведки (вышел из строя в октябре 1997 г.) |
| НПО им. С.А. Лавочкина | | «Прогноз» («Космос-2350») | | 1998 | 1 | КА системы предупреждения о ракетном нападении (вышел из строя в июле 1998 г.) |
| НПОМ | | «Кондор-Э» | «Стрела» (РС-18) | 2008 (план) | | ИСЗ оптико-электронной разведки (КА дистанционного зондирования Земли) |
| | | «Кондор-ОЭ» | | | | |
| | 11Ф664 | «Аркон-1» | | 2002 | 1 | КА оптико-электронного наблюдения. «Космос-2344» |

## 3. Запуски космических аппаратов типа 11Ф624 «Янтарь-2К»/«Феникс»[1]

*Таблица III*

| Серийный № | Официальное наименование | Дата запуска | Время запуска ДМВ | Полигон | Площадка | Наклонение орбиты, град. | Апогей, км | Перигей, км | Время обращения, мин. | Дата посадки | Длительность полн. сут. | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | | 23.05.1974 | 15: 17 | Плесецк | 43/3 | | | | | | | Авария РН на 439.6 сек |
| 2 | Космос 697 | 13.12. 1974 | 16: 30 | Плесецк | 43/3 | 62.8 | 415 | 182 | 90.2 | 25.12.1974 | 12 | |
| 3 | Космос 758 | 05.09. 1975 | 17: 50 | Плесецк | 43/3 | 67.2 | 351 | 181 | 89.5 | | 1 | Подорван 06.09.75 |
| 4 | Космос 805 | 20.02. 1976 | 17: 01 | Плесецк | 43/3 | 67.2 | 372 | 181 | 189.7 | 11.03.1976 | 20 | |
| 5 | Космос 844 | 22.07. 1976 | 18: 40 | Плесецк | 43/3 | 67.1 | 385 | 181 | 89.8 | | 3 | Подорван 25.07.76 |
| 6 | Космос 905 | 26.04. 1977 | 17: 45 | Плесецк | 43/3 | 67.1 | 366 | 179 | 89.7 | 26.05.1977 | 30 | |
| 7 | Космос 949 | 06.09. 1977 | 20: 30 | Плесецк | 43/3 | 62.8 | 348 | 184 | 89.5 | 06.10.1977 | 30 | |
| 14 | Космос 1028 | 05.08. 1978 | 18: 00 | Плесецк | 43/3 | 67.1 | 272 | 182 | 88.7 | 04.09.1978 | 30 | |
| 15 | Космос 1079 | 27.02. 1979 | 18: 00 | Плесецк | 43/3 | 67.1 | 359 | 179 | 89.6 | 11.03.1979 | 12 | Разгерметизация КА |
| 929 | Космос 1121 | 14.08. 1979 | 18: 30 | Плесецк | 43/3 | 67.2! | 375 | 180 | 89.7 | 13.09.1979 | 30 | |
| 939 | Космос 1144 | 02.11. 1979 | 19: 00 | Плесецк | 43/3 | 67.2 | 378 | 179 | 89.8 | 04.12.1979 | 32 | |
| 928 | Космос 1152 | 24.01. 1980 | 18: 45 | Плесецк | 43/3 | 67.1 1 | 370 | 181 | 89.7 | 06.02.1980 | 13 | |
| 927 | Космос 1208 | 26.08. 1980 | 18: 30 | Плесецк | 41/1 | 67.1 | 362 | 181 | 89.6 | 24.09.1980 | 29 | |
| 941 | Космос 1236 | 26.12. 1980 | 19: 10 | Плесецк | 41/1 | 67.1 | 388 | 180 | 89.8 | 21.01.1980 | 26 | |
| 975 | Космос 1240 | 20.01. 1981 | 14: 00 | Байконур | | 64.9 | 377 | 178 | 89.8 | 17.02.1981 | 28 | |
| 940 | Космос 1248 | 05.03. 1981 | 18: 00 | Плесецк | 41/1 | 67.1 | 371 | 180 | 89.7 | 04.04.1981 | 30 | |
| 979 | | 28.03. 1981 | 12: 30 | Байконур | | | | | | | | Авария РН |
| 980 | Космос 1270 | 18.05. 1981 | 14: 50 | Байконур | | 64.9 | 370 | 180 | 89.7 | 17.06.1981 | 30 | |

[1] По данным: *Сорокин В.* Янтарная история //Новости космонавтики. 1997. № 17—19.

| Серийный № | Официальное наименование | Дата запуска | Время запуска ДМВ | Полигон | Площадка | Наклонение орбиты, град. | Апогей, км | Перигей, км | Время обращения, мин. | Дата посадки | Длительность полн. сут. | Примечание |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 942 | Космос 1274 | 03.06. 1981 | 17: 00 | Плесецк | 41/1 | 67.2 | 380 | 183 | 89.8 | 03.07.1981 | 30 | |
| 951 | Космос 1282 | 15.07. 1981 | 16: 00 | Байконур | 41/1 | 64.9 | 357 | 179 | 89.6 | 14.08.1981 | 30 | |
| 943 | Космос 1296 | 13.08. 1981 | 19: 20 | Плесецк | 41/1 | 67.2 | 377 | 181 | 89.8 | 13.09.1981 | 31 | |
| 944 | Космос 1318 | 03.11. 1981 | 16: 00 | Плесецк | 41/1 | 67.2 | 379 | 183 | 89.8 | 04.12.1981 | 31 | |
| 952 | Космос 1330 | 19.12. 1981 | 13: 30 | Байконур | | 70.4 | 403 | 177 | 90.0 | 19.01.1982 | 31 | |
| 953 | Космос 1336 | 30.01. 1982 | 14: 30 | Байконур | | 70.4 | 379 | 179 | 89.8 | 26.02.1982 | 27 | |
| 978 | Космос 1350 | 15.04. 1982 | 17: 30 | Плесецк | 41/1 | 67.2 | 380 | 181 | 89.8 | 16.05.1982 | 31 | |
| 954 | Космос 1384 | 30.06. 1982 | 18: 00 | Плесецк | 41/1 | 67.1 | 381 | 181 | 89.8 | 30.07.1982 | 30 | |
| 955 | Космос 1407 | 15.09. 1982 | 18: 30 | Плесецк | 41/1 | 67.2 | 364 | 181 | 89.7 | 16.10.1982 | 31 | |
| 956 | Космос 1439 | 06.02. 1983 | 14: 31 | Байконур | | 70.4 | 371 | 180 | 89.7 | 22.02.1983 | 16 | |
| 957 | Космос 1454 | 22.04. 1983 | 17: 30 | Плесецк | 41/1 | 67.2 | 374 | 181 | 189.7 | 22.05.1983 | 30 | |
| 958 | Космос 1471 | 28.06. 1983 | 18: 00 | Плесецк | 41/1 | 67.2 | 369 | 182 | 89.7 | 28.07.1983 | 30 | |

## 4. Запуски космических аппаратов типа 11Ф693 «Янтарь-4К1»/«Октан»[1]

*Таблица IV*

| Сер. № | Официальное наименов. | Дата запуска | Время запуска ДМВ | Полигон | Площадка | Наклонение орбиты, град. | Апогей, км | Перигей, км | Период обращени, мин. | Дата посадки | Длительность полёта, сут. |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | Космос 1097 | 27.04.79 | 20.15 | Плесецк | 43/3 | 62.8 | 357 | 180 | 89.6 | 27.05.79 | 30 |
| 2 | Космос 1177 | 29.04.80 | 16.30 | Плесецк | 43/3 | 67.2 | 365 | 181 | 89.7 | 12.06.80 | 44 |
| 3 | Космос 1218 | 30.10.80 | 13.00 | Байконур | | 64.9 | 374 | 178 | 89.7 | 12.12.80 | 43 |
| 215 | Космос 1377 | 08.06.82 | 15.00 | Байконур | | 64.9 | 362 | 179 | 89.7 | 27.07.82 | 44 |
| 216 | Космос 1399 | 04.08.82 | 14.30 | Байконур | | 64.9 | 371 | 179 | 89.7 | 16.09.82 | 43 |
| 217 | Космос 1424 | 16.12.82 | 13.00 | Байконур | | 64.9 | 371 | 179.4 | 89.7 | 28.01.82 | 43 |
| 248 | Космос 1442 | 25.02.83<br>26.04.83<br>26.05.83 | 15.45 | Плесецк | 41/1 | 67.2 | 364 | 180 | 89.6 | 11.04.83 | 45 |
| 214 | Космос 1457 | 26.04.83 | 13.00 | Байконур | | 70.4 | 376 | 180 | 89.8 | 08.06.83 | 45 |
| 250 | Космос 1466 | 26.05.83 | 15.00 | Байконур | | 64.9 | 367 | 180 | 89.7 | 06.07.83 | 41 |
| 252 | Космос 1489 | 10.08.83 | 16.00 | Байконур | | 64.7 | 323 | 182 | 89.3 | 23.09.83 | 44 |
| 251 | Космос 1496 | 07.09.83 | 16.24 | Плесецк | 16.2 | 67.2 | 362 | 182 | 89.6 | 19.10.83 | 42 |
| 249 | Космос 1511 | 30.11.83 | 16.45 | Плесецк | 41.1 | 67.2 | 368 | 181 | 89.7 | 13.01.84 | 44 |

[1] По данным: *Сорокин В.* Янтарная история // Новости космонавтики. 1997. № 17- -19.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АЛБ — аварийная ликвидация боевого блока

АПР — аварийный подрыв ракеты

АУОС — автоматическая универсальная орбитальная станция

БАО — бортовая аппаратура обнаружения

БКПУ — блок контроля полосы пропускания и частоты следования контролируемых сигналов

БОР — беспилотный орбитальный ракетоплан

БР — баллистическая ракета

БРСД — баллистическая ракета средней дальности

БСУ — бортовая система управления

БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина

БЧ — боевая часть

ВА — возвращаемый аппарат

ВВ — взрывчатое вещество

ВКС — воздушно-космический самолёт

ВОС — воздушно-орбитальная система

ВПК — Комиссия по военно-промышленным вопросам при Совете Министров СССР

ВТИ — внешнетраекторные измерения

ВЭО — высокоэллиптическая орбита

ГВМ — габаритно-весовой макет

ГКАТ — Государственный комитет по авиационной технике

ГКРЭ — Государственный комитет по радиоэлектронике

ГСН — головка самонаведения

ГСР — гиперзвуковой самолёт-разгонщик

ГУКОС — Главное управление космических средств, с 1985 г. — УНКС — управление начальника космических средств

ГУРВО — Главное управление ракетного вооружения

ГЧ — головная часть

ДУ — двигательная установка

ЕКО — единая космическая система

ЖРД — жидкостный реактивный двигатель

ИС — истребитель спутников

ИСЗ — искусственный спутник Земли

КА — космический аппарат

КА-П — космический аппарат-перехватчик

КБЮ — конструкторское бюро «Южное»

КВО — квадратичное вероятное отклонение

КДТ — корректирующе-тормозной двигатель

КДУ — комплексная двигательная установка

КИК — командно-измерительный комплекс

ККП — контроль космического пространства

КО — космический объект

КО-Ц — космический объект-цель

КП — командный пункт

КСИ — капсула специнформации

ЛКИ — летно-конструкторские испытания

МАП — Министерство авиационной промышленности

МБР — межконтинентальная баллистическая ракета

МИК — монтажно-испытательный комплекс

МКРЦ — морская космическая разведка и целеуказание

МО — Министерство обороны

МОМ — Министерство общего машиностроения

МОПИ — машина оптической обработки информации

МТКК — многоразовый транспортный космический корабль

МТКС — многоразовая транспортная космическая система

НОРАД — Аэрокосмическая оборона Североамериканского континента

НТС — Научно-технический совет

ОК — орбитальный комплекс

ОПС — орбитальная пилотируемая станция

ОС — орбитальный самолёт

ОСА — отсек специальной аппаратуры

ОТР — оперативно-тактическая ракета

ОЭР — оптико-электронная разведка

ПАО — программно-алгоритмическое обеспечение

ПВРД — прямоточный воздушно-реактивный двигатель

ПДС — постоянно действующая система

ПКА — планирующий космический аппарат

ПКО — противокосмическая оборона

ПКР — противокорабельная ракета

ППИ — пункт приема информации

ПРН — предупреждение о ракетном нападении

ПРО — противоракетная оборона

ПУ — пусковая установка

РАН — Российская академия наук

РВСН — ракетные войска стратегического назначения

РДТТ — ракетный двигатель на твердом топливе

РКК — ракетно-космический комплекс

РКО — ракетно-космическая оборона

РЛК ОС — радиолокационный комплекс обнаружения спутников

РСА — радиолокатор с синтезированной апертурой

РТР — радиотехническая разведка

РЭР — радиоэлектронная разведка

СА — спускаемый аппарат

СБЧ — специальная боевая часть

СГЧ — специальная головная часть

СНВ — Договор об ограничении стратегических наступательных вооружений

СПРН — система предупреждения о ракетном нападении

СУД — система управления движением

СУПИ — станция управления и приема информации

ТГР — телевизионная глобальная разведка

ТЗП — теплозащитное покрытие

ТЗЭ — теплозащитный экран

ТКС — транспортный корабль снабжения

ТПМ — тяжёлый производственный модуль

ТРД — турбореактивный двигатель

ТРДФ — турбореактивный двигатель с форсажной камерой

ТТДУ — твердотопливная двигательная установка

ТТЗ — тактико-техническое задание

ТТТ — тактико-технические требования

ТТХ — тактико-технические характеристики

УНБ — Управление национальной безопасности (США)

УРД — управляющие ракетные двигатели

УС — управляемый спутник

ФПУ — фотоприемное устройство

ФСБ — функционально-служебный блок

ЦКБМ — Центральное конструкторское бюро машиностроения

ЦКБЭМ — Центральное конструкторское бюро экспериментального машиностроения

ЦМ — целевой модуль

ЦСКБ — Центральное специализированное конструкторское бюро (бывшее ЦКБЭМ)

ЦУКОС — Центральное управление космических средств (создано в 1964 г.)

ШПУ — шахтная пусковая установка

ЭМИ — электромагнитный импульс

ЭПР — эффективная поверхность рассеивания

ЭСО — эталонный сферический отражатель

ЮМЗ — Южный машиностроительный завод

ЯБЧ — ядерная боевая часть

ЯРД — ядерный ракетный двигатель

ЯЭУ — ядерная энергетическая установка

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

*Брук А.А., Удалов К.Г., Смирнов С.Г., Брезгинова Н.Г.* Иллюстрированная энциклопедия самолётов В.М. Мясищева. Т. 2. Ч. 1. М.: Авико пресс, 2001.

*Веселовский А.В.* Ядерный щит. Записки испытателя ядерного оружия. Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2003.

Военно-космические силы. Становление Военно-космических сил. Кн. II. М., 1998.

*Губанов Б.И.* Триумф и трагедия «Энергии»: размышления главного конструктора. Нижний Новгород: НИЭР, 2000.

*Гудилин В.Е., Слабкий Л.И.* Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы). М., 1996.

Днепропетровский ракетно-космический центр. Краткий очерк становления и развития. Днепропетровск: ПО ЮМЗ. КБЮ, 1994.

*Евтеев И.М.* Опережая время. Очерки. М.: Биоинформсервис, 2002.

*Завалишин А.П.* Байконурские университеты. Записки ветерана-испытателя. М.: Машиностроение, 1999.

*Кисунько Г.В.* Секретная зона. М.: Современник, 1996.

*Ковалев Ф.Н., Чепров И.И.* На пути к космическому праву. М.: Издательство Института международных отношений, 1962.

*Козлов Д.И., Аншахов Д.П., Агарков В.Ф. и др.* Конструирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1996.

Космические аппараты / Под ред. К.П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983.

Космонавтика. Энциклопедия / Под ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985.

*Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б.* Космические крылья. М.: ЛенТа Странствий, 2009.

*Малафеев В.П.* Противоракетная оборона. События и участники. Рыбинск: Принтер-99, 2008.

*Меньшаков Ю.К.* Виды и средства иностранных технических разведок. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.

*Молодцов В.А.* Пилотируемые космические полёты, 2002.

*Мосов С.* Аэрокосмическая разведка в современных военных конфликтах. Киев: Румб, 2008.

*Поляченко В.А.* На море и в космосе. Воспоминания. СПб.: МОРСАР АВ, 2008.

Ракетное оружие капиталистических стран. (По материалам зарубежной печати) / Сост. И.И. Попадько и Д.А. Урюпин. М.: Воениздат, 1962.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» / Под ред. Ю.П. Семёнова, 1996.

Ракеты и противоракетная оборона. Сборник статей / Сост. В.Ф. Жаров и В.И. Иванов. М.: Воениздат, 1962.

Системы предупреждения о ракетном нападении противокосической обороны, контроля космического пространства / Под ред. Ю.И. Борисова. М.: Столичная энциклопедия, 2020.

Системы стратегической противоракетной обороны / Под ред. Ю.И. Борисова. М.: Столичная энциклопедия, 2020.

*Тарасенко М.* Военные аспекты советской космонавтики. М.: Николь,1992.

Траектория полёта. ЦКБ-17, НИИ-17, НМИИП, ОАО «Концерн «Вега» / Под ред. В.С. Вербы. М.: Оружие и технологии, 2005.

*Черток Б.Е.* Ракеты и люди. Горячие дни холодной войны. М.: Машиностроение, 1997.

*Черток Б.Е.* Ракеты и люди. М.: Машиностроение, 1994.

*Черток Б.Е.* Ракеты и люди. Фили — Подлипки — Тюратам. М.: Машиностроение, 1996.

*Чуприн К.В.* Военная мощь Поднебесной. Справочник. Минск: Харвест, 2007.

60 лет самоотверженного труда во имя мира / Сост. Л.Е. Макаров, В.А. Поляченко, М.А. Хомяков и др. М.: Оружие и технологии, 2004.

*Широкорад А.Б.* Огненный меч российского флота. М.: Яуза; Эксмо, 2004.

*Широкорад А.Б.* Россия и Германия. История военного сотрудничества. М.: Вече, 2007.

*Широкорад А.Б.* Энциклопедия отечественного ракетного оружия 1817—2002. Минск: Харвест; М.: АСТ, 2003.

Щит России: системы противоракетной обороны / Коллектив авторов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.

*Ktoulik J.* Vojenske rakety. Praga: Nase vojsko, 1985.

*Pfaff H., Stache P.* Raumschiffe. Raumsonden. Erdsatelliten. Typenbuch der Raumflugkörper. Berlin: Transpress, 1970.

**Периодика**

Missiles and rockets. 1963—1965.

Technology week. 1967—1980.

**Использованы материалы сайтов**

http: //www.cosmoworld.ru/spaceencyclopedia/

http: //cosmosravelin.narod.ru/r-space/acataloga/annot2007—04.html

http: //www.ogoniok.com/4981/29/

http: //www.gradremstroy.ru/news/yadernye-vzryvy-v-kosmose.htmk

http: //www.buran.ru/htm/str163.htm; http: //grey-croco.livejournal.com/258447.htmk

http: //www.militaryparitet.com/nomen/russia/space/orbikosapp/data/ic_nomenrussiaspaceorbikosapp/15/

# СОДЕРЖАНИЕ

К ЧИТАТЕЛЮ! ... 3

Раздел I
ИСЗ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

СПУТНИКИ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ США ... 4

Глава 1
СПУТНИКИ-ФОТОРАЗВЕДЧИКИ США ... 4

Глава 2
СПУТНИКИ РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ
О ЗАПУСКЕ МБР ... 17

Глава 3
СПУТНИКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ РАЗВЕДКИ ... 29

Глава 4
ШТИРЛИЦ НА ОРБИТЕ ... 31

СПУТНИКИ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ СССР ... 47

Глава 5
«ЗЕНИТЫ» — ПЕРВЫЕ СОВЕТСКИЕ ФОТОРАЗВЕДЧИКИ ... 47

Глава 6
ФОТОРАЗВЕДЧИКИ ТИПА «ЯНТАРЬ» ... 55

Глава 7
ФОТОРАЗВЕДЧИК «ПЕРСОНА» ... 71

Глава 8
ОСВОЕНИЕ «ЦЕЛИНЫ» ... 73

Глава 9
ВОЕННЫЕ КАЛИБРОВОЧНЫЕ СПУТНИКИ ... 81

Глава 10
«ЛЕГЕНДА» ВЛАДИМИРА ЧЕЛОМЕЯ ... 90

Глава 11
КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ РАКЕТНОГО
НАПАДЕНИЯ ... 103

СПУТНИКИ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ КНР И ИЗРАИЛЯ ..... 109

Глава 12
ПОДНЕБЕСНАЯ ИМПЕРИЯ ВЫХОДИТ В КОСМОС ..... 109

Глава 13
КИТАЙСКИЕ ИСТРЕБИТЕЛИ СПУТНИКОВ ..... 123

Глава 14
КИТАЙСКИЙ РАКЕТОПЛАН CSSHQ (АНАЛОГ X-37B) ..... 128

Глава 15
АМЕРИКАНСКИЕ И КИТАЙСКИЕ ТАРАНЫ АСТЕРОИДОВ ..... 128

Глава 16
ИЗРАИЛЬ В КОСМОСЕ ..... 129

Раздел II
КОСМИЧЕСКОЕ ОРУЖИЕ

Глава 1
ОПЕРАЦИЯ «АРГУС» ..... 143

Глава 2
СОВЕТСКИЕ ЯДЕРНЫЕ ВЗРЫВЫ В КОСМОСЕ ..... 154

Глава 3
ВОДОРОДНАЯ БОМБА НА ОРБИТЕ (ГЛОБАЛЬНЫЕ РАКЕТЫ) ..... 161

Глава 4
КОСМИЧЕСКИЙ ШТАБ ТЕРМОЯДЕРНОЙ ВОЙНЫ ..... 171

Глава 5
ПРОТИВОСПУТНИКОВОЕ ОРУЖИЕ США ..... 175

Глава 6
СИСТЕМА ПРОТИВОСПУТНИКОВОЙ ОБОРОНЫ СССР ..... 188

Глава 7
«СКИФ» — НЕСОСТОЯВШИЙСЯ ОТВЕТ РЕЙГАНУ ..... 207

Раздел III
КОСМИЧЕСКИЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ

Глава 1
ПИЛОТИРУЕМЫЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ MOL ..... 231

Глава 2
ПИЛОТИРУЕМЫЕ ВОЕННЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ
АППАРАТЫ НА БАЗЕ «СОЮЗА» ..... 238

Глава 3
ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ «АЛМАЗ» ... 245

Глава 4
БЕСПИЛОТНЫЕ «АЛМАЗЫ» ... 269

Раздел IV
КОСМИЧЕСКИЕ РАКЕТОПЛАНЫ

Глава 1
ГЕРМАНСКИЙ СЛЕД ... 276

Глава 2
ФЕНОМЕН Х-15 ... 284

Глава 3
ВАРИАНТЫ МОДЕРНИЗАЦИИ РАКЕТОПЛАНА Х-15 ... 293

Глава 4
РАКЕТОПЛАН «ДАЙНА СОР» ... 296

Глава 5
РАКЕТОПЛАНЫ ЦЫБИНА И МЯСИЩЕВА ... 306

Глава 6
РАКЕТОПЛАНЫ ТУПОЛЕВА ... 314

Глава 7
РАКЕТОПЛАНЫ ЧЕЛОМЕЯ ... 322

Глава 8
СПИРАЛЬ АРТЁМА МИКОЯНА ... 328

Глава 9
ВАРИАНТЫ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ БОРОВ ... 341

Глава 10
РАКЕТОПЛАН Х-37В ... 346

Раздел V
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИСЗ В ЛОКАЛЬНЫХ ВОЙНАХ

Глава 1
ПЕРСИДСКИЙ ЗАЛИВ. 1991 ГОД ... 351

Глава 2
СПУТНИКИ В АГРЕССИИ ПРОТИВ ЮГОСЛАВИИ ... 362

Глава 3
НАПАДЕНИЕ НА ИРАК В 2003 ГОДУ ... 367

Глава 4
ДЕЙСТВИЯ МНОГОНАЦИОНАЛЬНЫХ СИЛ
В АФГАНИСТАНЕ ..... 371

Глава 5
КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ В СВО ..... 376

Раздел VI
ВОЕННЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ XXI ВЕКА

Глава 1
СПУТНИК СВЯЗИ «СТАРЛИНК» ..... 391

Глава 2
КОММУНИКАЦИОННЫЕ СПУТНИКИ «СКИФ-Д» ..... 396

Глава 3
КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «КОНДОР» ..... 399

Раздел VII
МЕЖДУНАРОДНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ ПРАВО ..... 402

ПРИЛОЖЕНИЯ ..... 415

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ СОКРАЩЕНИЙ ..... 437

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ ..... 441

*Научно-популярное издание*

**Широкорад** Александр Борисович

**БИТВА ЗА КОСМОС**
**СВО и «космическое» оружие будущего**

Выпускающий редактор *А.А. Александров*
Корректор *Е.Ю. Таскон*
Верстка *И.В. Левченко*
Художественное оформление *Д.В. Грушин*

ООО «Издательство «Вече»

Адрес фактического местонахождения:
127566, г. Москва, Алтуфьевское шоссе, дом 48, корпус 1.
Тел.: (499) 940-48-70 (факс: доб. 2213), (499) 940-48-71.

Почтовый адрес:
127566, г. Москва, а/я 63.

Юридический адрес:
129110, г. Москва, пер. Банный, дом 6, помещение 3, комната 1/1.

E-mail: veche@veche.ru
http://www.veche.ru

Подписано в печать 10.07.2024.
Формат 60×90 1/16. Печать офсетная. Бумага офсетная.
Гарнитура «Times New Roman». Печ. л. 29.
Тираж 500 экз. Заказ 4251.

Отпечатано в полном соответствии с качеством
предоставленных материалов в ООО «Фотоэксперт»
109316, г. Москва, Волгоградский проспект, д. 42,
корп. 5, эт. 1, пом. I, ком. 6.3-23Н

Война в околоземном космическом пространстве идет уже полвека. Но, увы, она не имеет ничего общего ни с десятками фантастических фильмов, ни даже с планами «космических войн» президента США Рейгана. В книге А. Широкорада рассказано о конкретных военных программах в космосе второй половины XX века и начала XXI века. Речь идет о спутниках-шпионах, обнаруживающих припаркованный у дома «запорожец» и перехватывающих разговор частных лиц по мобильному телефону, о ядерных взрывах в космосе, глобальных ракетах, спутниках-убийцах и многом другом. Книга представляет интерес не только для тех, кого волнуют проблемы освоения космоса, но и для всех интересующихся современными видами наземного и морского вооружения, поскольку они связаны с космическими системами, а также историей локальных войн.

# БИТВА ЗА КОСМОС

## СВО и «КОСМИЧЕСКОЕ» ОРУЖИЕ БУДУЩЕГО

ISBN 978-5-4484-5015-0

ВЕЧЕ