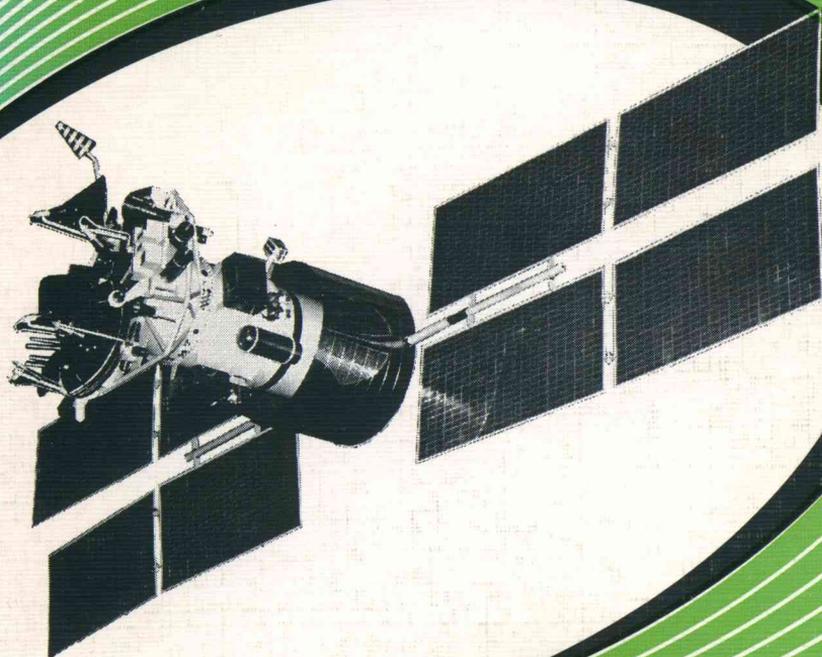


Ракетно-космическая техника

СПУТНИКИ СВЯЗИ



Федеральное агентство по образованию
Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М. Ф. Решетнева

СПУТНИКИ СВЯЗИ

*Утверждено редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

Красноярск 2005

УДК 629.76 (195.1)

ББК 39.62

С 71

Рецензенты:

доктор технических наук, профессор Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та

А. Е. Михеев

главный конструктор ФГУП «Красмашзавод» В. Н. Самотик

С 71 **Спутники связи : учеб. пособие / В. В. Филатов, М. Д. Евтифьев, Л. Н. Лебедева, В. И. Халиманович ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2005. – 120 с.**

Рассмотрены вопросы, связанные с теоретическим изучением спутников связи и их особенностей по курсу «Основы устройства летательных аппаратов» Студенты 3-го курса знакомятся с элементами динамики полета, устройством спутников и назначением служебной аппаратуры, а также с современными отечественными и зарубежными ИСЗ, работающими на орбитах. В приложении приведены рисунки спутников связи с тактико-техническими характеристиками.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по направлениям: ракетостроение и космонавтика (160801); системы управления движением и навигацией (160802); двигатели летательных аппаратов (160302) дневной формы обучения.

УДК 629.76 (195.1)

ББК 39.62

Учебное издание

**ФИЛАТОВ Виктор Васильевич
ЕВТИФЬЕВ Михаил Дмитриевич
ЛЕБЕДЕВА Людмила Николаевна
ХАЛИМАНОВИЧ Владимир Иванович**

СПУТНИКИ СВЯЗИ

Учебное пособие

Редактор *М. С. Саханская*
Компьютерная верстка *М. А. Белоусовой*

Подп. в печать 15.12.05. Формат 60×84/8. Бумага офсетная.
Печать плоская. Уч.-изд.л. 8,3. Усл. п. л. 7,0. Тираж 100 экз.
Заказ 705. С 47.

Санитарно-эпидемиологическое заключение
№24.49.04.953. П 000032. 01. 03. от 29.01.2003.

Редакционно-издательский отдел Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та.
660014, г. Красноярск, пр. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.

Отпечатано в типографии «Город».
660125, г. Красноярск, ул. Водопьянова, 2–241.

- © Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева, 2005
- © Коллектив авторов, 2005

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	5
1. Общие представления о спутниках связи.....	7
1.1. Особенности спутников связи.....	7
1.1.1. Параметры орбиты спутников связи.....	8
1.1.2. Низкоорбитальные искусственные спутники земли.....	14
1.1.3. Искусственные спутники земли на высокоэллиптических орбитах.....	14
1.1.4. Искусственные спутники земли на стационарных орбитах.....	15
1.1.5. Выведение спутника на орбиту.....	17
Контрольные вопросы.....	21
1.2. Системы искусственные спутники земли.....	22
1.2.1. Системы ориентации и стабилизации искусственные спутники земли.....	22
1.2.2. Системы электропитания.....	26
1.2.3. Командно-телеметрические системы.....	33
1.2.4. Системы терморегулирования.....	36
1.2.5. Ретрансляционное оборудование и режимы его работы.....	37
1.2.6. Двигательные установки.....	39
Контрольные вопросы.....	44
2. Современные спутники связи России.....	45
2.1. Спутники на высокоэллиптических орбитах серии «Молния».....	45
2.1.1. Спутники связи «Молния-ЗК».....	46
2.1.2. Спутники связи «Молния-1Т».....	48
2.2. Низкоорбитальные спутники связи «Гонец».....	49
2.2.1. Спутники серии «Гонец».....	49
2.2.2. Спутники двусторонней телеграфной связи «Стрела».....	52
2.2.3. Телекоммуникационный малогабаритный спутник связи «Руслан-ММ».....	53
2.3. Геостационарные спутники связи.....	54
2.3.1. Спутники серии «Ямал».....	54
2.3.2. Спутники серии «Экспресс».....	56
2.3.3. Спутники серии «Радуга».....	58
Контрольные вопросы.....	59
3. Современные зарубежные спутники связи.....	59
3.1. Стационарный спутник связи канадской корпорации Telesat «Anik».....	59

3.2. Спутники связи европейской компании SES «Astra».....	60
3.2.1. Спутник связи «Astra-2C».....	60
3.2.2. Спутник связи «Astra-3A».....	62
3.3. Спутники связи компании PanAmSat «PAS».....	63
3.4. Спутники связи консорциума «Intelsat».....	65
3.4.1. Спутник связи «Intelsat-4».....	67
3.4.2. Спутник связи «Intelsat-4A».....	71
3.4.3. Спутник связи «Intelsat-6».....	74
3.4.4. Ретрансляторы спутника связи «Intelsat-6».....	76
3.4.5. Спутники связи «Intelsat» «седьмого» и «восьмого» поколений.....	79
3.4.6. Спутники «Intelsat» «девятого» поколения.....	80
3.4.7. Спутники «Intelsat» «десятого» поколения.....	82
Контрольные вопросы.....	83
Заключение.....	84
Библиографический список.....	85
Приложения.....	86

ВВЕДЕНИЕ

Современная космонавтика стала важной частью производительных сил общества и одним из самых перспективных направлений научно-технического прогресса, она вооружила науку новейшими исследовательскими средствами и открыла перед ней новые горизонты.

Космонавтика обладает огромным потенциалом научных идей и технологий, полученных благодаря осуществлению космических программ, и все это может быть использовано повторно уже на Земле практически во всех отраслях народного хозяйства.

Освоение космоса не только знаменует собой выход на новый технический уровень нашего развития, но и создает основы для качественно нового общественного мышления во всей совокупности политических, нравственных и философских взглядов и идей. Космонавтика помогает нам освободиться от геоцентризма – образа мышления, ограниченного земными понятиями и земной практикой. Раздвигая пространственные и временные пределы познания, выход в космос способствует изменению нашего восприятия и осмысления окружающего мира.

Космонавтика оказывает огромную помощь в преодолении земных трудностей, связанных с энергопроизводством, расходом сырья, загрязнением окружающей среды: спутники собирают данные о запасах природного сырья и других земных ресурсов, проводят глобальный экологический контроль и т. д.

Исключительно важную роль в развитии народного хозяйства за последние годы сыграли спутниковые информационные системы. Для спутниковой системы связи, передающей качественно и быстро значительные объемы различной информации на очень дальние расстояния, не требуется большого количества ретрансляционных или усилительных пунктов в виде радиорелейных и кабельных линий. В отличие от наземных коммуникаций здесь не имеют значения такие природные препятствия, как моря, океаны, горы, болота и тайга. Один только ретрансляционный спутник на геостационарной орбите заменяет несколько тысяч наземных телебашен типа «Останкинская» в Москве. По оценкам специалистов, передача информации через спутник становится экономически выгодней, чем по земным каналам, уже с расстояния в 1 500 и более километров. Это особенно важно для нашей страны с ее огромной территорией и необходимостью обеспечивать для развития хозяйства надежную информативную связь с такими отдаленными регионами, как Крайний Север, Сибирь, Дальний Восток.

В настоящее время в России успешно эксплуатируются космические системы связи и телевидения на базе спутников «Молния-1» и «Молния-3», вращающихся по сильно вытянутой эллиптической орбите с апогеем над Северным полушарием около 40 000 км. Геостационарные спутники «Ра-

дуга», «Горизонт», «Экран», «Экспресс» в сочетании наземными приемными станциями «Орбита» позволяют принимать программы Центрального телевидения практически на всей территории нашей страны. Спутники осуществляют также многоканальную дальнюю телефонную и телеграфную связь, передачу фотокопий газетных полос и иных печатных изданий, технической и деловой информации, метеокарт и т. д. Экономический эффект от эксплуатации спутниковых систем ежегодно составляет миллионы рублей. Подсчитано, что в нашей стране из каждых 10 сообщений, передаваемых по всем каналам связи, 7 проходят через космос.

Россия входит в число государств – учредителей международной организации «Инмарсат», объединяющей 54 страны, спутниковая система которой обеспечивает глобальную всепогодную связь между судами мирового флота, а они, в свою очередь, связаны с портами и т. д.

Замечания и пожелания читателей с благодарностью будут приняты по адресу: 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31, Сибирский Государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева, кафедра ЛА.

1. ОБЩИЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ О СПУТНИКАХ СВЯЗИ

1.1. ОСОБЕННОСТИ СПУТНИКОВ СВЯЗИ

Связь по методу пассивной ретрансляции. Давно известен и используется в целях радиолокации эффект отражения радиоволн от различных предметов. Если в качестве объекта, способного хорошо отражать направленные на него радиоволны, выбрать искусственный спутник земли (ИСЗ), видимый из наземных пунктов, между которыми предполагается установить связь, тогда будет иметь место схема связи с использованием ИСЗ по методу пассивной ретрансляции. При пассивной ретрансляции нет необходимости размещать на борту ИСЗ радиоаппаратуру. Достаточно, чтобы ИСЗ связи обладал хорошими отражательными свойствами. Первоначально были созданы ИСЗ связи, работающие по принципу пассивной ретрансляции (рис. 1.1). Первый пассивный ИСЗ связи «Эхо-1» был выведен в 1960 г. в США на круговую орбиту высотой около 1 300 км. Это был надувной шар, имеющий защитную пленку и специальное металлизированное покрытие, диаметром ≈ 30 м, масса которого составляла 61 кг.

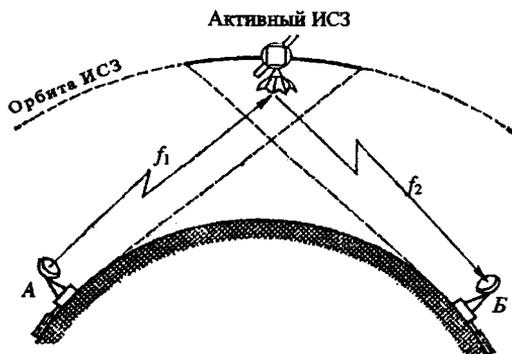


Рис. 1.1. Схема связи с использованием ИСЗ по методу пассивной ретрансляции

У такой спутниковой системы связи (ССС), несмотря на простоту, дешевизну и определенные технические достоинства, есть серьезные недостатки: для поддержания устойчивой связи требуется большая мощность передающих и высокая чувствительность приемных наземных устройств. Срок функционирования таких ИСЗ связи из-за быстрого изменения формы и потери высоты оказался небольшим.

Запуск ИСЗ «Эхо-2», диаметром 40 м на высоту 1 700 км заметно не улучшил работу радиолиний. Поэтому принцип пассивного отражения не получил своего развития в СССР.

Связь по методу активной ретрансляции. В настоящее время спутники связи (СС) работают по принципу активной ретрансляции. По этому принципу предусматривается передача сигнала определенной частоты с одного пункта на ИСЗ связи, где сигнал принимается,

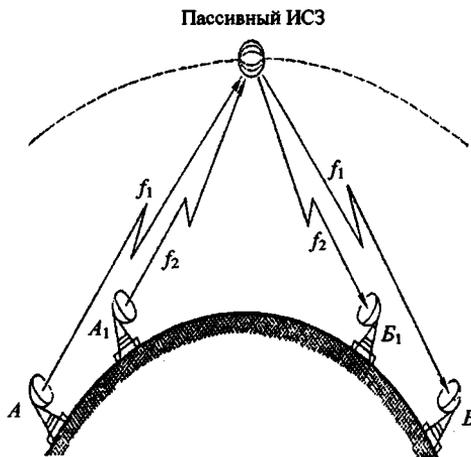


Рис. 1.2. Схема связи с использованием ИСЗ по методу активной ретрансляции

усиливается и ретранслируется на Землю, в другой пункт, но другой частотой (рис. 1.2). Для этого на СС устанавливаются соответствующие антенны, приемные и передающие устройства, источники питания и другие обеспечивающие системы. Установка подобной аппаратуры позволяет значительно уменьшить, по сравнению с пассивными СС связи, мощность передающих и чувствительность приемных наземных устройств, улучшить качество и надежность связи.

В связи с перемещением в пространстве СС не могут всегда находиться в зоне совместной видимости пунктов, между которыми обеспечивается связь. Для решения этой проблемы на орбитах необходимо иметь несколько спутников. Количество ИСЗ, необходимое для обеспечения непрерывной связи, зависит в первую очередь от орбиты спутника.

1.1.1. Параметры орбиты спутников связи

От высоты и типа орбиты ИСЗ в значительной степени зависят принципы организации и эксплуатации спутниковой системы связи, энергетика радиолиний, технические решения в отношении бортовых и наземных приемопередающих устройств. В современных ССС используются низкие, высокоэллиптические и стационарные орбиты.

Типичная орбита спутника Земли изображена на рис. 1.3, где буквами Π и A изображены соответственно перигей и апогей – точки наименьшего и наибольшего удаления от поверхности Земли, соответственно. Плоскость орбиты спутника определенным образом ориентирована в пространстве, пересекая экваториальную плоскость по линии узлов. Точки пересечения орбитой экваториальной плоскости называются узлами: в восходящем узле спутник переходит из южного полушария в северное, в нисходящем – наоборот.

Плоскость орбиты образует с плоскостью земного экватора угол i , который называют углом наклонения или просто наклонением. Когда этот угол равен нулю, то орбита называется экваториальной, то есть спутник все время летит над экватором. При наклонении орбиты, равном 90° , орбита называется полярной.

Если движение спутника происходит в том же направлении, что и вращение Земли, то оно называется прямым. В противном случае орбита называется обратной.

Для специалистов важно еще знать, как ориентирована плоскость орбиты в пространстве. Это определяется по долготе узла – углу между некоторым неизменным направлением в пространстве (из центра Земли в точку весеннего равноденствия) и линией узлов.

Период обращения спутника по круговой орбите определяется по формуле:

$$T_{\text{пр}} = \frac{2\pi r}{V_{\text{пр}}} = \frac{2\pi}{\kappa} r^{\frac{3}{2}},$$

где κ – константа поля тяготения Земли, r – радиус орбиты. На высоте 35 830 км период обращения спутника равен 23 ч 56 мин., то есть одним звездным суткам. При пуске спутника в плоскости экватора в восточном направлении, для наблюдателя на Земле он будет казаться неподвижно висящим в пространстве.

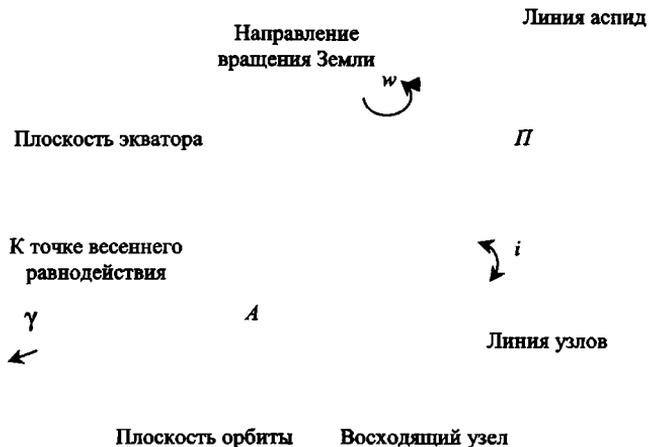


Рис. 1.3. Параметры орбиты спутника

Положение спутника в околоземном пространстве может быть предсказано по формулам небесной механики в любой момент времени,

но это предсказание будет точным только в том случае, если учитывались возмущения от различных факторов, которые воздействуют на движение спутника.

Вследствие возмущений спутник движется по замысловатой линии, не расположенной в одной плоскости и не являющейся замкнутой. Но поскольку в небесной механике эллиптическое движение хорошо изучено, то предпочитают считать, что спутник движется по непрерывно изменяющемуся эллипсу. Плоскость, в которой он расположен, поворачивается и покачивается: эллипс как бы «дышит», вытягивается или сокращается, поворачиваясь в своей плоскости, но при этом в любой момент времени остается эллипсом.

Истинная орбита спутника в каждой своей точке соприкасается с некоторым эллипсом, который в данный момент времени представляет собой кеплерову орбиту. Эту орбиту называют оскулирующей. Иными словами, оскулирующая орбита – это орбита, по которой начал бы движение спутник в некоторый момент времени, если бы все возмущения в этот момент внезапно исчезли.

Отклонения земного поля тяготения от сферического являются одними из наиболее существенных возмущений орбит спутников Земли. В небесной механике Землю иногда представляют в виде шара с надетым на него на экваторе массивным обручем (рис. 1.4.).

Влияние «экваториального вздутия» Земли наиболее сильно сказывается на положении плоскости орбиты: происходит прецессия орбиты (рис. 1.4, а) и линия узлов непрерывно отступает, вращаясь в сторону, противоположную движению спутника (рис. 1.4, б).

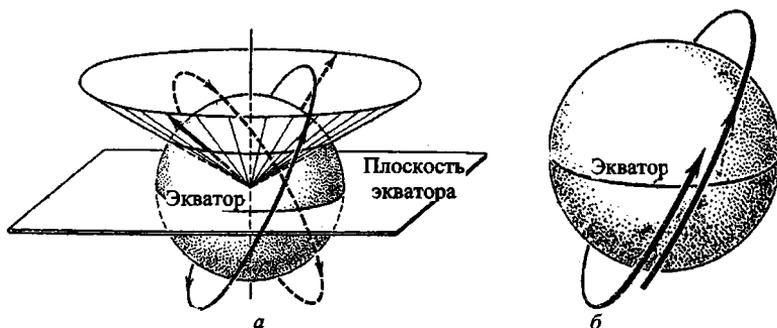


Рис. 1.4. Влияние земного поля тяготения: а – прецессия плоскости орбиты спутника; б – смещение восходящего узла на один виток

Кроме прецессии экваториальное вздутие вызывает незначительные колебания плоскости орбиты спутника: в течение каждого оборота плоскость орбиты как бы вздрагивает в тот момент, когда спутник пересекает

экватор. Наконец, экваториальное вздутие заставляет большую ось орбиты непрерывно поворачиваться в плоскости орбиты, так что перигей орбиты все время перемещается и может из северного полушария оказаться в южном (рис. 1.5).



Рис. 1.5. Вращение орбиты ИСЗ в своей плоскости

Сопротивление воздуха движению спутника определяется формулой

$$F = c_x S \frac{\rho V_{отн}^2}{2},$$

где c_x – безразмерный коэффициент сопротивления, зависящий от формы спутника и принимаемый для верхней атмосферы, равный 2...2,5; S – площадь максимального сечения спутника плоскостью, перпендикулярной вектору скорости полета $V_{отн}$ спутника, относительно среды; ρ – плотность этой среды.

Возмущающее ускорение от действия сопротивления атмосферы обратно пропорционально массе спутника и прямо пропорционально площади S , то есть определяется «парусностью спутника». На движение полого спутника сопротивление сказывается особенно сильно. Поэтому пустая последняя ступень ракеты-носителя при запуске спутника на низкую орбиту сильнее ощущает сопротивление атмосферы, чем отделившейся от нее контейнер, заполненный научной аппаратурой. Возмущающие ускорения от сопротивления атмосферы по величине крайне малы и быстро убывают с высотой: на высоте $H = 200$ км – $2,2 \cdot 10^{-4}$ м / сек²; на высоте $H = 400$ км – $3,1 \cdot 10^{-6}$ м / сек², однако на высоте $H = 100$ км это ускорение составляет 30 м / сек².

При движении по круговой орбите спутник, теряя из-за сопротивления атмосферы свою энергию, с каждым витком будет спускаться по скручивающейся спирали, причем каждый виток будет мало отличаться от окружности. Ниже 100...120 км траектория его круто изгибается вниз, так

как резко возрастает плотность атмосферы, и, войдя в плотные слои атмосферы, спутник сгорает и разрушается.

Спутник, движущийся по эллиптической орбите, испытывает наибольшее сопротивление в перигее, где плотность среды максимальна. Таким образом, спутник на каждом обороте один раз оказывается в более плотных слоях атмосферы и выходит из них с меньшей скоростью, чем входит. Поэтому параметры его орбиты с каждым витком меняются, все более приближаясь к круговой. С круговой орбиты спутник будет спускаться по спирали.

При спуске по спирали орбитальная скорость спутника возрастает

$$V_{\text{кр}} = \frac{\kappa_3}{\sqrt{r}},$$

где κ_3 – константа поля тяготения Земли, r – радиус орбиты. Таким образом, имеет место парадоксальное явление: сопротивление атмосферы приводит не к уменьшению скорости спутника, а к увеличению. Это явление называют парадоксом спутника. Энергетическое объяснение этому явлению заключается в том, что полная механическая энергия спутника в результате сопротивления уменьшается, так как потенциальная энергия уменьшается быстрее, чем увеличивается кинетическая.

Влияние давления солнечного света на движение спутников определяется парусностью спутника и его массой: при меньших размерах спутника парусность больше. Это объясняется тем, что с уменьшением размеров поверхность уменьшается пропорционально квадрату размера, а масса – пропорционально его кубу, то есть быстрее. Световое давление для небольших легких спутников ощутимо на высотах полета более 500 км

Например, американский спутник «Эхо-1», через пять месяцев совершал движение уже по эллиптической орбите с перигеем 900 км и апогеем 2 200 км. Спустя примерно полгода орбита вновь стала круговой, после чего снова начала вытягиваться.

Проекцией спутника на земную поверхность называют точку, в которой радиальная прямая – линия, соединяющая спутник с центром Земли, пересекает поверхность земного шара. При движении спутника вокруг Земли проекция прочерчивает на земной поверхности линию, которая называется трассой спутника.

Форма трассы определяется наклоном орбиты и периодом обращения. Так как трасса вычерчивается спутником на вращающейся Земле, то угол пересечения трассой экватора всегда отличается от наклона орбиты. Для спутников с низкими орбитами и прямым движением при наклонении меньше 90° трасса в невозмущенном движении напоминает синусоиду, многократно опоясывающую земной шар (рис. 1.6). На подобных трассах движение всегда направлено к северо-востоку или юго-востоку, а в крайних

северных и южных точках на восток. При больших периодах обращения даже при движении спутника в сторону вращения Земли его проекция может отставать, и движение на части трассы будет происходить в западном направлении.

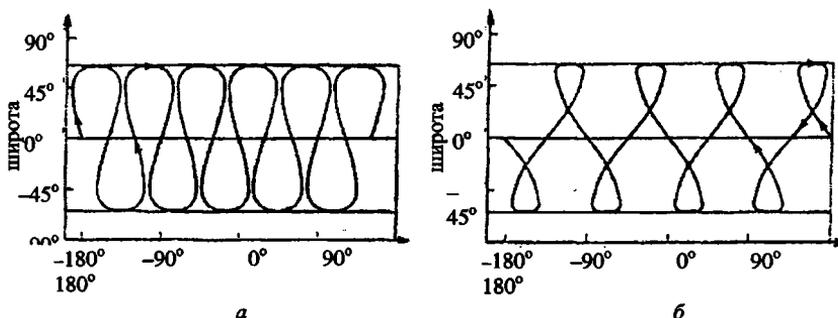


Рис. 1.6. Трассы спутников с круговыми орбитами при наклоне 65° и периодах обращения: *a* – 20 ч; *б* – 30 ч

У синхронных спутников, период обращения которых кратен времени оборота Земли вокруг оси – 23 ч 56 мин. 4 с, трасса представляет собой замкнутую линию. Синхронный спутник периодически появляется над любой точкой своей трассы.

Частным случаем синхронного спутника является суточный спутник с периодом обращения, равный звездным суткам. Если орбита такого спутника является круговой, то ее высота составляет 35 800 км. Трассы суточных спутников с круговыми орбитами, имеющими наклоны 60° , 40° и 20° , показаны на рис. 1.7.



Рис. 1.7. Трассы суточных спутников с круговыми орбитами

Трассы в виде восьмерки лежат на одной стороне земного шара. Частным и очень важным в практическом отношении случаем суточного спутника является стационарный спутник, круговая орбита которого

(с прямым обращением) лежит в плоскости экватора. Трасса такого спутника вырождается в точку на экваторе.

Так как на ИСЗ в процессе движения действуют различные возмущения, то для удержания стационарного спутника над определенным пунктом земной поверхности, он снабжается корректирующими двигательными установками.

1.1.2. Низкоорбитальные искусственные спутники земли

Орбиты, имеющие высоту менее 500 км, относят к низким. Первыми для целей связи стали использоваться ИСЗ на низких орбитах. Вывод на низкие орбиты прост и выполняется с наименьшими энергетическими затратами. Первые запуски низкоорбитальных ИСЗ подтвердили правильность технических принципов активной ретрансляции. Такие ССС очень эффективны в системах сбора данных, где не требуется двусторонняя непрерывная связь. На ИСЗ, пролетающий в заранее известное время, может быть передана информация, которая записывается на борту ИСЗ запоминающим устройством. При пролете ИСЗ над местом приема записанная информация по команде с Земли или от бортовой автоматики «сбрасывается» адресату.

Однако опыт эксплуатации ИСЗ на низких орбитах показал, что осуществление сильно ограниченной по времени связи между отдельными пунктами, не может обеспечить достаточно эффективного решения всех задач спутниковой связи. Увеличение числа ИСЗ в системе связи требует немалых усилий для создания и сохранения заданного, относительно расположения спутника. Требуется постоянный контроль местоположения ИСЗ и корректировка орбит в процессе полета.

1.1.3. Искусственные спутники земли на высокоэллиптических орбитах

Повышение высоты круговой орбиты или использование высокоэллиптической орбиты позволяет избежать недостатков свойственных низкоорбитальным системам связи и в некоторых случаях получить ряд преимуществ. Благодаря большой высоте ИСЗ над Землей увеличивается длительность связи. На охват данного района Земли спутниковой системой связи влияет и наклонение орбиты.

В настоящее время обеспечивают высококачественную связь спутники на высокоэллиптических орбитах серии «Молния», у которых апогей около 40 тыс. км и перигей около 500 км при наклонении около 63° , а период обращения равен 12 ч (рис. 1.8). Один ИСЗ, находясь на такой орбите, в течение 8–9 ч, обеспечивает одновременную радиовидимость между Москвой и Дальним Востоком. Два ИСЗ, выведенные с интервалом 6–7 ч, на подобной орбите обеспечат связь с любым пунктом на территории нашей страны.

Для организации глобальной связи с помощью ИСЗ на высокоэллиптических орбитах необходимо несколько ИСЗ со сдвинутыми относительно друг друга плоскостями орбит. Например, четыре ИСЗ, плоскости которых сдвинуты относительно друг друга на 90° , обеспечивают практически круглосуточную непрерывную связь по всему земному шару.

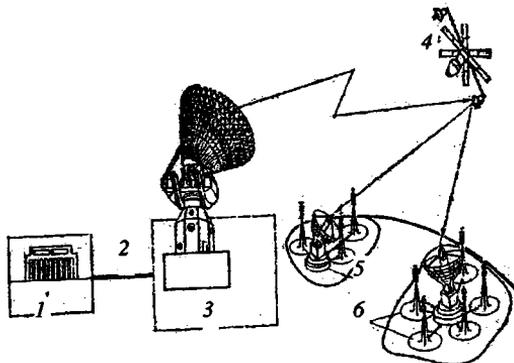


Рис. 1.8. Схема телевизионных передач с помощью ИСЗ связи «Молния» в системе «Орбита»: 1 – телецентр Центрального телевидения России; 2 – наземный канал связи; 3 – пункт связи наземного комплекса «Молния»; 4 – ИСЗ «Молния»; 5, 6 – местные телецентры и зоны их действия

1.1.4. Искусственные спутники земли на стационарных орбитах

Важнейшим достоинством стационарных спутников связи является: образование огромной постоянной зоны радиовидимости; возможность организации связи на очень большую дальность и со значительным числом корреспондентов; снижение требований к наземным системам слежения и связи; упрощение (или вообще устранение) устройства постоянного слежения за ИСЗ и наведения бортовых антенн. С помощью трех ИСЗ, расположенных на стационарной орбите относительно друг друга на 120° , обеспечивается глобальная связь (рис. 1.9). Зоны радиовидимости таких ИСЗ практически охватывают весь земной шар, (рис. 1.10) сдвинуты по долготе на 120° .

Особенно эффективны стационарные ИСЗ в телевизионном вещании: с высоты 36 тыс. км возможна передача телепрограмм сразу на большую группу местных телецентров без каких-либо промежуточных радиорелейных или кабельных линий.

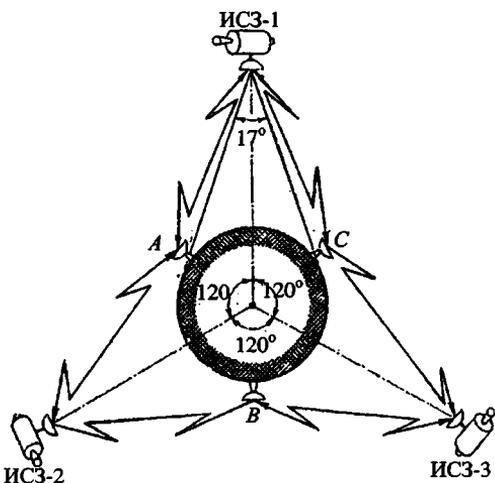


Рис. 1.9. Схема глобальной связи с использованием трех стационарных ИСЗ

пунктов с незамедлительной передачей ее в центры сбора, обработки информации и на командные пункты.

Для исключения влияния на распространение радиоволн тропосферы, возмущений флуктуационного вида, обусловленных быстрыми изменениями концентрации электронов в ионосфере, температуры, влажности, давления в атмосфере Земли и так далее возможно осуществление связи глобального характера непосредственно между ИСЗ по схеме (рис. 1.11).

Стационарные ИСЗ способны собирать информацию от громадного числа стационарных и подвижных

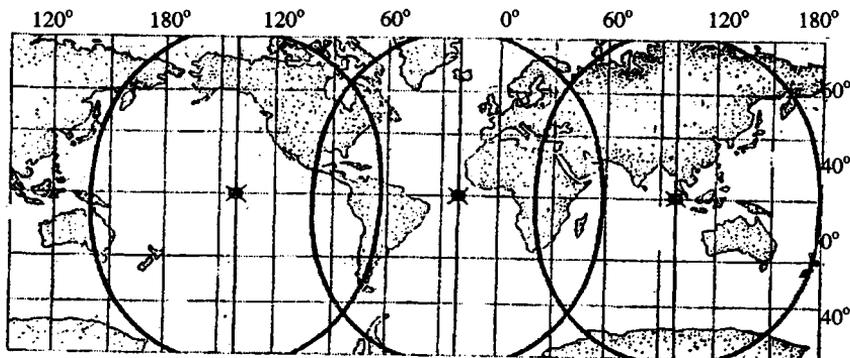


Рис. 1.10. Зоны радиовидимости трех стационарных ИСЗ

Для выведения ИСЗ на стационарную орбиту требуются мощные ракеты-носители и поэтому до 1981 г. запуск таких ИСЗ осуществлялся только с помощью российских и американских ракет.

С точки зрения энергетических и временных затрат не все схемы выведения на стационарную орбиту являются выгодными. При запуске стационарного спутника с территории нашей страны энергетически более выгодной является трехимпульсная схема выведения, а при запуске с космодромов США (более близких к экватору) – двухимпульсная.

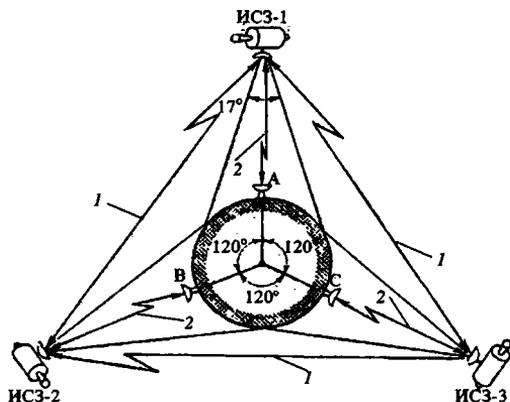


Рис. 1.11. Схема глобальной связи с использованием трех стационарных ИСЗ с межспутниковой ретрансляцией

1.1.5. Выведение спутника на орбиту

При выводе спутника на орбиту ракета-носитель обычно сообщает ему начальную скорость после пересечения плотных слоев атмосферы, на высоте, не меньшей 140 км. В момент, когда достигнута необходимая орбитальная скорость, двигатель последней ступени ракеты-носителя выключается. Далее от этой ступени могут отделяться один или несколько искусственных спутников, предназначенных для разных целей. В момент отделения спутник получает небольшую дополнительную скорость. Поэтому начальные орбиты спутника и последней ступени ракеты-носителя всегда несколько отличаются между собой.

Помимо одного или нескольких спутников с аппаратурой и последней ступени ракеты-носителя обычно на близкие орбиты выводятся и некоторые детали, например, части носового обтекателя, защищающего спутник при прохождении плотных слоев атмосферы, и т. п.

Начальной точкой движения спутника может быть любая точка его орбиты, но характеристическая скорость ракеты-носителя будет минимальной, если активный участок кончается вблизи перигея. В случае, когда перигей находится вблизи плотных слоев атмосферы, особенно важно, чтобы приобретенная спутником при разгоне скорость не была меньше заданной величины и чтобы ее направление минимально отклонялось от горизонтального (рис. 1.12). В противном случае спутник войдет в плотные слои атмосферы, не завершив и одного оборота.

Если запланированная орбита расположена достаточно высоко, то небольшие ошибки не грозят гибелью спутнику, но из-за них полученная орбита, даже если не пересечет плотные слои атмосферы, может оказаться непригодной для намеченных научных целей.

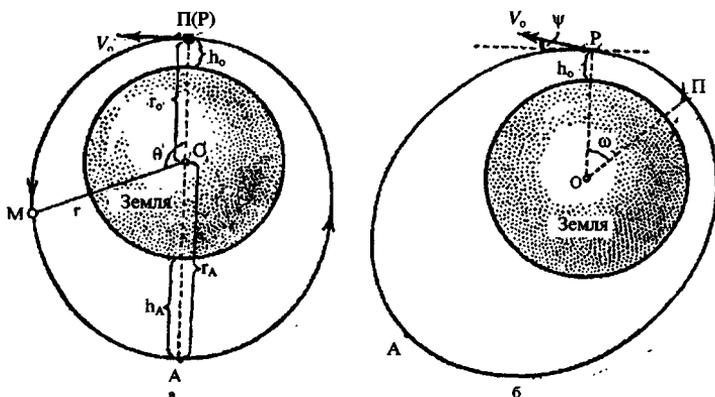


Рис. 1.12. Влияние направления V_0 на положение орбиты в пространстве: а – эллиптическая орбита ИСЗ в случае горизонтальной скорости V_0 в момент выхода на орбиту; б – эллиптическая орбита ИСЗ в случае отклонения скорости от горизонтального направления

Участок выведения на орбиту обычно включает в себя один или несколько пассивных интервалов. При высоком перигее орбиты, на которую выводится спутник, пассивный участок выведения может иметь более 10 000 км в длину. Траектория выведения, представляющая собой, пространственную кривую, расположена вблизи плоскости орбиты спутника. Если запуск производится точно в восточном направлении, то наклонение плоскости орбиты равно широте места запуска. При этом плоскость орбиты касается параллели. Во всех остальных случаях наклонение орбиты может быть только больше широты космодрома (в частности, при запуске в западном направлении, когда плоскость орбиты также касается параллели космодрома, наклонение должно быть $< 90^\circ$). Наклонение орбиты меньше широты места запуска может быть только в том случае, если предусмотрен маневр изменения плоскости орбиты уже после вывода на нее.

На активном участке от ракеты-носителя может отделиться спутник еще до выключения последней ступени. После выключения может отделиться второй спутник. Очевидно, орбиты двух спутников будут различны, но их перигейные высоты будут отличаться мало, так как за время дополнительного разгона последняя ступень не могла подняться слишком высоко. Апогеи же могут находиться на различных высотах, поскольку даже небольшое увеличение начальной скорости резко поднимает апогей.

Отделение двух спутников на активном участке полета последней ступени было впервые произведено 30 января 1964 г. При этом советский спутник «Электрон-1» был выведен на орбиту с высотой перигея 406 км и высотой апогея 7 145 км, а спутник «Электрон-2» – с высотами, соответст-

венно, 457 км и 68 000 км. Выбор орбит определяется целью запуска – изучением внутренней и внешней части пояса радиации земли. Способы выведения спутника на орбиту показаны на рис. 1.13.

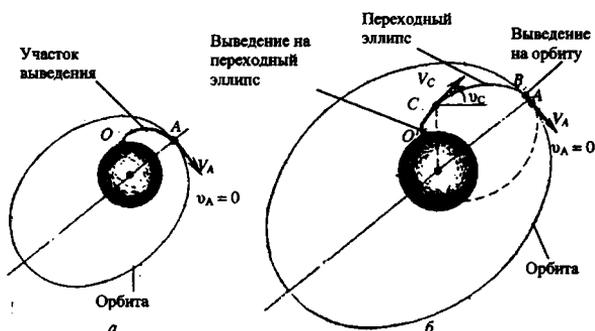


Рис. 1.13. Различные способы выведения спутника на орбиту: *а* – с малой высотой перигея; *б* – с большой высотой перигея

В случаях, когда намеченная орбита спутника круговая на большой высоте, или эллиптическая с высоким перигеем, или эллиптическая с низким перигеем, но с апогеем, расположенным в определенной области пространства, может оказаться необходимым *предварительный вывод спутника на низкую промежуточную орбиту*. При этом требуются дополнительные импульсы, сообщаемые верхней ступенью ракеты или бортовым двигателем спутника. Предположим, что имея космодром в точке *A* (рис. 1.14), мы желаем вывести спутник на эллиптическую орбиту с апогеем, расположенным над точкой *A*. Разогнав спутник до круговой скорости в точке *B*, мы выведем его на низкую промежуточную орбиту *1*. Если теперь сообщить спутнику в точке *C* приращение скорости, включив двигатель новой ступени или повторно включив предыдущую ступень, то спутник перейдет на эллиптическую орбиту с апогеем), расположенным над *A*.

Подобный прием используется при запусках советских спутников связи типа «Молния», апогей которых должны располагаться на высоте приблизительно 40 000 км непременно над северным полушарием (но, конечно, не обязательно над космодромом). Трудность такого запуска в том, что точка *C* находится вне зоны радиовидимости радиолокационных станций слежения.

Если в апогее эллиптической орбиты сообщить еще одно приращение скорости, то можно перевести спутник на новую орбиту. В частности, если довести скорость в точке *D* до местной круговой, то спутник перейдет на круговую орбиту *3*. Если точка *D* находится на высоте 35 800 км, то мы получим суточный спутник с орбитальной скоростью 3,08 км / с, а если

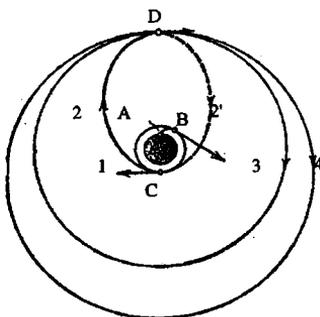


Рис. 1.14. Многоимпульсные запуски спутников с использованием низкой промежуточной орбиты

вдобавок космодром и A орбита находятся в плоскости экватора, то стационарный. Если же точка A не находится на экваторе, то понадобится в момент пересечения экваториальной плоскости еще одним импульсом исправить положение плоскости орбиты. Положение точки C на промежуточной орбите 1 выбирается с таким расчетом, чтобы стационарный спутник находился над заданной точкой экватора. Обычно вследствие погрешностей в периоде обращения спутника это удастся не сразу. Спутник начинает медленно «дрейфовать» на восток или на запад, и необходимы дополнительные коррекции орбиты, чтобы остановить его над заданной точкой, а впоследствии и компенсировать неизбежные возмущения. Наконец, в апогее промежуточной орбиты 2 (не обязательно на высоте 35 800 км) можно превысить с помощью бортового двигателя местную круговую скорость, и тогда точка D станет перигеем новой эллиптической орбиты 4 . Таким путем выводятся спутники на эллиптические орбиты с высокими перигеями. В качестве примера можно указать американский спутник связи «Реле-2», запущенный 21 января 1964 г. на орбиту с перигеем на высоте 2 091 км и апогеем на высоте 7 411 км.

Любопытно, что, используя две промежуточные орбиты 1 и 2 (рис. 1.14), можно с помощью одной ракеты-носителя вывести два спутника на одну и ту же круговую орбиту (или почти одну и ту же) так, чтобы они находились одновременно в двух существенно разных точках этой орбиты. Для этого достаточно после вывода одного спутника на орбиту 3 в точке D позволить второму спутнику совершить целое обращение по орбите 2 , чтобы при новом приходе в апогей D быть, наконец, выведенным на орбиту 3 . Можно так подобрать периоды обращения орбит 2 и 3 , чтобы оба спутника оказались друг от друга на заданном расстоянии по дуге орбиты (в принципе даже на концах одного диаметра). Таким путем в США в 1963, 1964, 1965 и 1967 гг. были выведены на круговые орбиты высотой примерно 100 000 км четыре пары спутников-инспекторов «Вела-Хоутел» (для обнаружения ядерных взрывов в космосе), причем один спутник в паре опережал на $130...140^\circ$ другой. При всех запусках на промежуточной орбите 2 оставался еще и третий научный спутник.

Процесс выведения ИСЗ на стационарную орбиту (рис. 1.15) поэтапно можно представить следующим образом (рис. 1.15, a):

– запуск со стартовой позиции, находящейся вблизи от экватора, в восточном направлении на орбиту ожидания высотой 185...250 км;

– в момент пересечения экваториальной плоскости перевод спутника с орбиты ожидания на промежуточную орбиту, апогей которой совпадает с высотой синхронной орбиты;

– проведение необходимых маневров по ориентации на промежуточной орбите для подготовки к включению апогейного двигателя;

– после совершения нескольких витков по переходной орбите перевод с помощью апогейного двигателя на орбиту близкую к круговой;

– точный перевод ИСЗ в точку над заданной долготой и коррекция его периода обращения и эксцентриситета орбиты; перевод ИСЗ (если требуется) из режима стабилизации вращением в режим стабилизации по трем осям и развертывание солнечных батарей;

– периодическая коррекция параметров орбиты для обеспечения нахождения ИСЗ над заданной точкой земной поверхности.

Возможно выведения ИСЗ на орбиту по схеме, представленной на рис. 1.15, б.

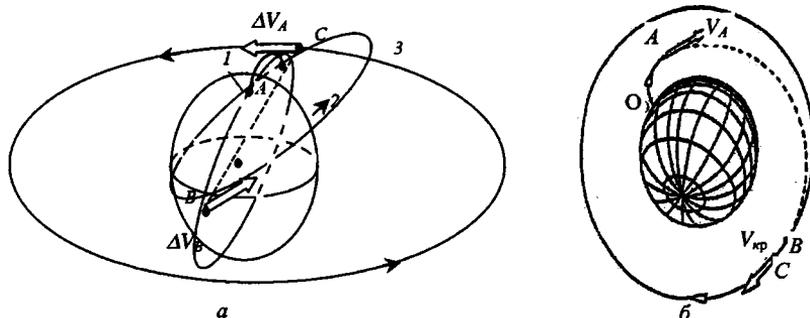


Рис. 1.15. Схемы выведения ИСЗ на орбиту: а – схема выведения ИСЗ на геостационарную орбиту; б – схема выведения ИСЗ с пассивным участком траектории

Основные характеристики российских и зарубежных спутников рассмотрены в прил. 4.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назовите наиболее распространенный принцип, по которому работают в настоящее время спутники связи.

2. Назовите параметры орбиты спутника, о которых сообщается в СМИ в первую очередь.

3. Перечислите параметры, влияющие на величину скорости в момент выхода спутника на орбиту.

4. Назовите типы возмущения испытываемые спутником при движении по орбите.

5. Дайте определение оскулирующей орбиты.

6. Объясните суть явления парадокса спутника.
7. Дайте определение трассы спутника.
8. Перечислите параметры орбиты, влияющие на трассу спутника.
9. Объясните особенность формы трассы суточного спутника.
10. Назовите орбиты спутников серии «Молния».
11. Дайте определение стационарного спутника.
12. Перечислите способы выведения спутника на орбиту.
13. В каких случаях используется промежуточная орбита?
14. Как выводится спутник на стационарную орбиту с территории России?

1.2. СИСТЕМЫ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

1.2.1. Системы ориентации и стабилизации искусственных спутников земли

Применяются два метода стабилизации ИСЗ: пассивный (рис. 1.16) и активный.

Пассивный метод не требует затрат энергии, запасаемой на борту ИСЗ. Наиболее распространены следующие пассивные методы стабилизации это: гравитационный, (рис. 1.16, а, б); аэродинамический (рис. 1.16, в); давлением солнечных лучей и вращением.

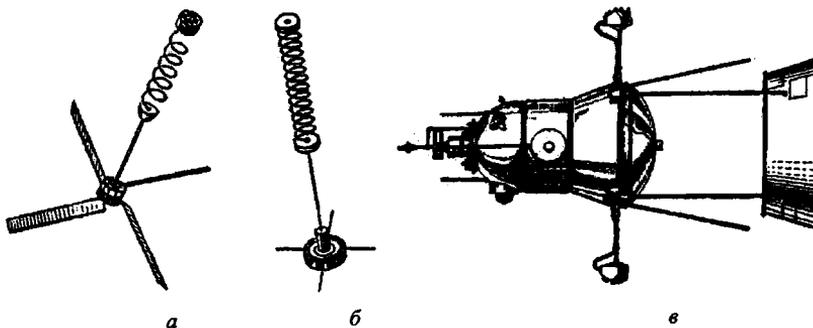


Рис. 1.16. Спутники с пассивными системами стабилизации: а – навигационный спутник США «1963-22А»; б – исследовательский спутник США «Траж»; в – советский метеорологический спутник «Космос-149» (Космическая стрела)

Гравитационная система стабилизации основана на использовании гравитационного момента и ориентирует одну из осей ИСЗ по местной земной вертикали, причем, одновременно с этим возможна ориентация двух других осей. ИСЗ придается форма, возможно более вытянутая вдоль оси, которая ориентируется вертикально. Иногда применяют гравитацион-

ный стабилизатор, который изготавливается в виде двух выдвигных стержней или лент (с грузами на конце), разматывающихся после вывода ИСЗ на орбиту. Разнесенные грузы увеличивают разность моментов инерции относительно различных осей и, следовательно, стабилизируют эффект гравитационного поля. Колебания гравитационного стабилизатора гасят демпфирующим устройством. Гашение колебаний может быть активным (колебания гасят исполнительными органами системы управления ориентацией ИСЗ) и пассивными (колебания гасят, например, за счет поглощения энергии колебаний гибким соединением гравитационного стабилизатора и ИСЗ).

Аэродинамическая стабилизация обеспечивается аэродинамическими силами, центр приложения которых смещен за центр масс спутника. Для удаления центра давления за центр масс применяют стабилизаторы шарового, плоского, конического и других типов.

Стабилизация давлением солнечных лучей возможна, если центр давления солнечных лучей, действующих на спутник, не совпадает с центром масс аппарата. Применяются стабилизаторы конической и плоской форм, поверхности с различными коэффициентами отражения.

Для стабилизации вращением используют вращение спутника относительно стабилизируемой оси. Движение вращающегося спутника подчиняется закону моментов

$$dH / dt = \Sigma M,$$

где dH / dt – скорость изменения кинетического момента спутника; ΣM – вектор суммарного момента, приложенного к спутнику.

Системы стабилизации вращением могут быть трех типов:

– системы, основанные на вращении ИСЗ вокруг одной из его осей с частотой 30...100 мин и использовании фазированных антенных решёток с электронным управлением диаграммой направленности;

– системы с двойным вращением, в которых одновременно с вращением основного тела ИСЗ вращается в противоположную сторону антенная платформа, что обеспечивает стационарность диаграммы направленности антенны на Землю;

– системы с тройным вращением, представляющие собой разновидность систем с двойным вращением, в которых панели солнечных батарей совершают один оборот в 1 сутки, благодаря чему обеспечивается их постоянное направление на Солнце. Наиболее распространенными являются системы с двойным вращением.

Активные методы стабилизации бывают трех типов:

- система стабилизации с реактивными двигателями;
- стабилизация с помощью двигателей – маховиков;
- стабилизация с помощью моментного магнитопривода.

В первом случае система содержит датчики и гироскопы для измерения углов пространственной ориентации и двигатели малой тяги для управления ориентацией ИСЗ относительно каждой из его осей.

Во втором случае содержит жестко- или шарнирно-закрепленный маховик, вращающийся с ограниченной скоростью, что обеспечивает наличие гироскопического эффекта относительно одной из осей. Управление ориентацией ИСЗ осуществляется за счет изменения скорости вращения маховика, а также с помощью двигателей малой тяги. С помощью двигателей – маховиков, каждый из которых вращается относительно одной из осей ИСЗ, осуществляется стабилизация по трем осям. Управление ориентацией в этом случае производится путем изменения скорости вращения каждого из маховиков.

В третьем случае управляющий момент магнитопривода обусловлен магнитной индукцией магнитного поля Земли.

Возможны комбинированные системы стабилизации:

- стабилизация вращением с моментным магнитоприводом и гравитационной системой;
- двигатели – маховики с реактивными двигателями;
- двигатели – маховики с моментным магнитоприводом;
- гравитационная система стабилизации в комбинации с двигателями – маховиками и т. д.

Возможность применения одной из перечисленных систем стабилизации зависит от совокупности требований, предъявляемых к ИСЗ. Например, если ИСЗ требуется высокоомощная система электропитания, то его оснащают системой стабилизации с тройным вращением.

Из рассмотренных систем стабилизация вращением имеет определенные преимущества: равномерное освещение Солнцем а, значит, хорошие условия для работы солнечных батарей, умеренный тепловой режим. Выгодна она и с энергетической точки зрения: для разворота на один и тот же угол в течение одного и того же времени к вращающемуся аппарату должен быть приложен меньший управляющий момент, чем к не вращающемуся. Такие аппараты, обладая гироскопической устойчивостью, длительное время способны сохранять заданную ориентацию в пространстве.

Однако под влиянием различных возмущений с течением времени первоначальная ориентация оси вращения теряется, уменьшается скорость вращения спутника. В связи с этим возникают две проблемы управления: проблема ориентации оси вращения и проблема стабилизации угловой скорости собственного вращения.

Для решения первой проблемы к вращающемуся аппарату, как к свободному гироскопу, прикладывают корректирующие моменты.

Для решения второй проблемы периодически создают импульсы момента относительно оси вращения.

Известно, что при действии на тело, которое вращается относительно центра масс, постоянного момента, не совпадающего с осью собствен-

ного вращения, возникают два вида движения: прецессионное и нутационное. Прецессионное движение характеризуется равномерным вращением, на которое накладывается нутационное колебание. Угловая скорость прецессии постоянна во времени и пропорциональна величине приложенного момента. Амплитуда и частота нутационных колебаний зависят от параметров тела и от внешних моментов.

Вызвать прецессию оси вращения спутника можно с помощью реактивных сопел. При этом сопла необходимо выключать только на определенном секторе каждого оборота, положение которого фиксируется относительно опорного направления. Направление прецессии можно изменять, меняя положение сектора работы сопла. (Такие принципы управления были исследованы на американских ИСЗ «Синком»).

Нутационные колебания нежелательны, так как затрудняют управление. Поэтому на спутниках, стабилизированных вращением, устанавливаются специальные устройства для демпфирования этих колебаний. Например, для демпфирования нутационных колебаний на спутнике «Синком» установлен жидкий демпфер, представляющий собой трубку диаметром 9,5 мм и длиной 178 мм, заполненную ртутью на 30 %, ось ее параллельна оси собственного вращения спутника. Известно, что при действии на гироскоп импульсного момента типа удара (сопло расположено параллельно оси вращения и смещено на некоторое расстояние), его главная ось смещается на обозначенный угол в направлении, перпендикулярном линии действия данного импульса. Таким образом, при помощи одного сопла имеется принципиальная возможность управлять положением вращающегося аппарата сразу относительно двух осей: относительно X и Y создаются кратковременно действующие управляющие моменты M_c (рис. 1.17).

Для коррекции движением центра масс спутника в направлении восток-запад используют импульсные реактивные сопла, но при этом вектор тяги сопла нормален к оси вращения спутника и проходит через его центр масс. Когда ось собственного вращения спутника занимает положение, нормальное к плоскости орбиты, сопло обеспечивает управление орбитальной скоростью, то есть периодом обращения спутника.

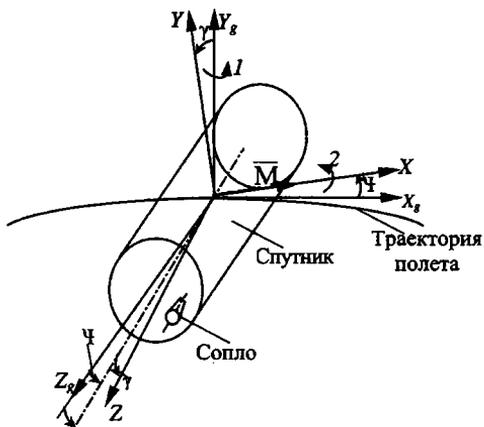


Рис. 1.17. Стабилизация спутника вращением

Для коррекции направления север–юг используют два двигателя, симметрично расположенные относительно центра масс и синхронно создающие тяги в северном и южном направлении. Наиболее важной является коррекция в направлении север–юг, которая необходима из-за наличия гравитационных возмущений, вызываемых влиянием Солнца и Луны и приводящих к вращению плоскости орбиты со скоростью ~ 1 град / сут.

Для коррекции скорости вращения ИСЗ относительно главной оси используют двигатель, вектор тяги которого направлен по касательной к окружности ИСЗ.

Ориентация оси стабилизируемого вращением ИСЗ определяется с помощью: ИК – датчиков, наведенных на Землю; астродатчиков; солнечных датчиков; гироскопов.

Приведенные приборы определения ориентации осей ИСЗ имеют достоинства и недостатки и могут применяться при выполнении определенных условий:

- астродатчики не должны затеняться панелями солнечных батарей;
- солнечные датчики не могут использоваться, когда направления на Солнце и Землю коллинеарны;
- гироскопы требуют периодической коррекции, поэтому возможным решением проблемы считают комбинированное использование, например, гироскопа и солнечного датчика.

1.2.2. Системы электропитания

Общие сведения об источниках и преобразовании энергии. Любой тип энергетической установки содержит три основных элемента: источник первичной энергии; преобразователь первичной энергии в электрическую; устройство для отвода неиспользованного в процессе преобразования тепла в окружающее пространство.

Первичные источники энергии делят на две группы: бортовые, имеющиеся на борту аппарата; внешние, находящиеся вне аппарата.

К бортовым источникам энергии относятся:

- механические, например, сжатые газы, маховики, пружины;
- химические;
- ядерные, например, радиоактивные изотопы.

Первые два источника энергии – механический и химический имеют энергоемкость на много порядков ниже ядерных источников.

Выделяющаяся ядерная энергия представляет собой, главным образом, кинетическую энергию элементарных частиц и осколков деления как нейтральных, так и обладающих определенным зарядом. Поэтому возможны три направления использования ее в виде:

- кинетической (то есть механической) энергии частиц, например, для создания тяги;

- электрической, путем создания разности потенциалов в определённых точках активной зоны при разлете заряженных частиц;
- тепловой, выделяющиеся при торможении элементарных частиц и осколков деления в среде активной зоны.

Более энергоёмкими являются управляемые реакции синтеза и процессы аннигиляции материи. Работы по их использованию ведутся, но практические результаты еще не достигнуты.

В качестве внешних источников энергии используют:

- солнечное излучение, причем в двух формах: световой и тепловой;
- космические лучи;
- потоки протонов;
- магнитные поля и др.

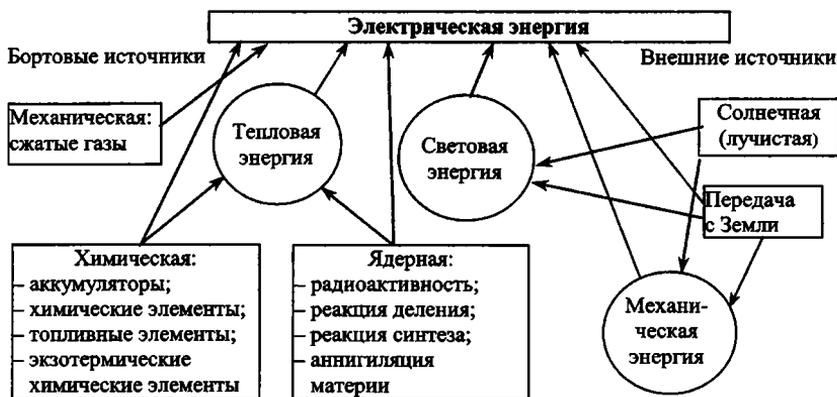


Рис. 1.18. Виды источников энергии и направление их трансформации

На рис. 18 изображены (прямоугольники) первичные источники энергии и (кружочками) те виды, в которые они трансформируются. Конечным видом всех преобразований является электрическая энергия.

Первичная энергия в электрическую может быть преобразована непосредственно с помощью полупроводниковых фотоэлементов, химических источников тока и т. д. Известны способы получения электрической энергии в несколько этапов, например, в процессе химической реакции выделяется тепловая энергия, которую переводят с помощью специальных преобразователей либо сразу в электрическую, либо в механическую, а затем в электрическую энергию.

Взаимное преобразование различных видов энергии обычно сопровождается определенными тепловыми потерями, при работе различных бортовых потребителей всегда выделяется тепло, которое во всех случаях должно отводиться с борта аппарата.

Единственной возможностью отвода тепла в космическом пространстве без выброса массы является излучение. Тепло может излучаться непосредственно со специально ребренной поверхностью аппарата или с помощью специальной конструкции в виде ребренных трубок, по которым протекает теплоноситель, соединенных в плоские цилиндрические или конические панели (рис. 1.19). У энергетических установок, так называемые

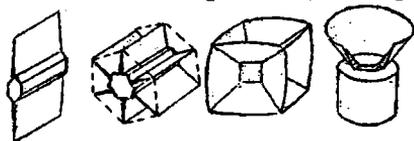


Рис. 1.19. Схема ребрения охлаждаемых поверхностей тел различной формы

холодильники-излучатели трубчаторебристого типа (рис. 1.20), являются одним из самых значительных по массе и габаритам элементов. Доля их массы по отношению к массе установки в зависимости от ее типа и мощности может составлять от 0,3 до 0,7 %.

Существуют еще два способа отвода тепла с борта аппарата:

- выброс вещества, когда тепло уносится в пространство в виде кинетической энергии и теплосодержания выбрасываемой массы;
- поглощение тепла веществами при фазовых превращениях (испарение, сублимация).

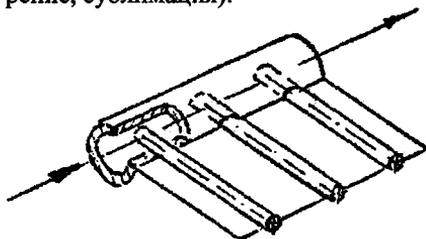


Рис. 1.20. Схема панели холодильника-излучателя с топливными трубами

Для этих способов на борту необходимо иметь определенный запас рабочего тепла, пропорциональный количеству отводимого тепла.

Химические источники тока. В химических источниках тока (ХИТ) энергия окислительно-восстановительных процессов, протекающих между электродами, превращается в электрическую. К ХИТ

относят: гальванические элементы (однократного действия); аккумуляторы (многократного действия); топливные элементы.

Из последовательно и параллельно соединенных элементов и аккумуляторов образуют батареи.

В настоящее время применяются следующие аккумуляторные батареи:

- серебряно-цинковые (СЦ) – состоят из положительных (серебро) и отрицательных (окись цинка) электродов, заключенных в целлофановые сепараторы и помещенных в пластмассовый корпус, залитый электролитом (40 % раствор едкого калия);
- серебряно-кадмиевые (СК) – подобны СЦ аккумулятору; в качестве отрицательного электрода используют кадмий;
- никель-кадмиевые герметизированные (НКГ) – изготавливаются в виде дискового, цилиндрического и галетного типов в стальном корпусе;

положительным электродом является гидрат окиси никеля, отрицательным – кадмий.

С 1985 г. началась успешная эксплуатация никель-водородных батарей, которые по сравнению с никель-кадмиевыми при том же уровне мощности имеют меньшую (на 30 %) массу, технические характеристики перечисленных выше аккумуляторов приведены в табл. 1.1.

Таблица 1.1

Технические характеристики источников электроэнергии

Источники электроэнергии	Мощность на единицу массы (Вт / кг)	Емкость на единицу массы (А*ч / кг)	Энергия на единицу массы (кДж / кг)	Срок службы	ЭДС (В)	Усп (В)
Аккумуляторные батареи: никель-кадмиевые серебряно-цинковые серебряно-кадмиевые	5...300	9...26	65...144	2 000 циклов	1,36	1,25...1,22
	5...80	35...82	200...450	10...300 циклов	1,86	1,5...1,4
	–	22...77	86...300	300...1 000 циклов	1,5	1,15...1,05
Топливные батареи (ТЭ)	14...39	–	5 400	до 5 000 часов	1,1	
Радиоизотопные генераторы	1,5...3,5	–	–	1 год и более	–	
Солнечные батареи	3...37	–	–	1 год и более	–	
Ядерные энергоустановки	2,5...6,8	–	–	несколько лет	–	
Термоэлектрический генератор	5...40	–	–	–	0,05...0,15	
Термоэмиссионный генератор					0,7...2,5	

Конкурентом никель-водородных батарей, благодаря таким достоинствам, как продолжительная работа при высоких удельных характеристиках, отсутствие самозаряда, большим КПД, являются батареи тепловых элементов (ТЭ). ТЭ – электрохимический генератор, состоящий из пористых электродов, находящихся в сосуде с электролитом. К электродам непрерывно подводится топливо: к отрицательному – горючее, к положительному – окислитель. В результате процессов диссоциации и ионизации топлива, происходящих на поверхности катализаторных электродов образуется разность потенциалов. В качестве окислителя используют кислород, воздух и сильные окислители, а горючего – водород и любое углеводород-

ное вещество в газообразном, жидком и твердом виде. ТЭ могут быть с твердым электролитом (двуокись циркония и др.) и жидком (раствор едкого калия и др.)

Наибольшее применение нашли кислородно-водородные ТЭ с жидким электролитом. Мощность разрабатываемых батарей ТЭ лежит в пределах от 10 Вт до десятков киловатт. В настоящее время происходит испытание батареи ТЭ мощностью 3 кВт с регенерацией рабочего тела, использующей твердый полимерный электролит.

Известны биохимические элементы (БЭ), в которых необходимое топливо для окислительно-восстановительных процессов получают из различных органических веществ (кислот жирного ряда, мочевины, растительных и животных отбросов) при введении в них бактериальной флоры, вызывающей процессы брожения. Лучшие образцы БЭ пока имеют малую мощность на единицу площади (доли ватт на 1 см^2), но низкая стоимость и большой срок службы БЭ делают их перспективными источниками систем электроснабжения.

Физические источники тока. Физические источники тока (ФИТ) служат для непосредственного преобразования тепловой или лучистой энергии в электрическую. К ним относят следующие генераторы: фотоэлектрические; термофотоэлектрические; термоэлектрические; термоэмиссионные; атомные батареи.

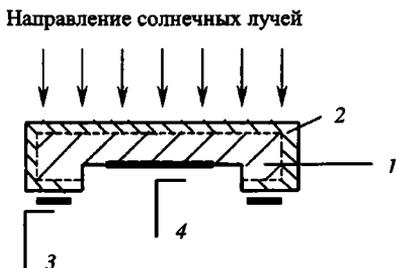


Рис. 1.21. Схема элемента солнечной батареи: 1 – монокристаллический кремний *p*-типа; 2 – поверхностный слой из кремния *n*-типа; 3, 4 – электроды

Фотоэлектрические генераторы или солнечные батареи преобразуют лучистую энергию Солнца (фотоны) в электрическую энергию постоянного тока путем фотоэффекта (рис. 1.21).

Солнечная батарея представляет собой кремниевый генератор с прямоугольными раскрывающимися панелями общей площадью $1...21 \text{ м}^2$ (рис. 1.22). Она состоит из большого числа одинаковых элементов (до 80 000 шт.), каждый из которых представляет тонкую пластинку, вырезанную из сверх-

чистого монокристаллического полупроводникового кремния. Элементы солнечных батарей весьма чувствительны к воздействию космической радиации. Чтобы предохранить поверхность батарей от абразивного действия элементарных частиц и метеоритов, их покрывают тонким слоем (0,5 мм) защитного материала. Кремниевые элементы размещены на сетке из стекловолокна, натянутой на каркас из АмГб или углепластика. Сетка пропитана клеем для придания ей жесткости. Имеется другой вариант раз-

мещения панелей БС на каркасе сотовой конструкции. Такая конструкция представляет собой сформированную из фольги толщиной в десятые доли миллиметра ячеистую структуру. Эта структура, совместно с наклеенной на нее полиамидной пленкой, обладает высокой жесткостью, которой так не хватает панелям на этапе выведения спутника на орбиту.

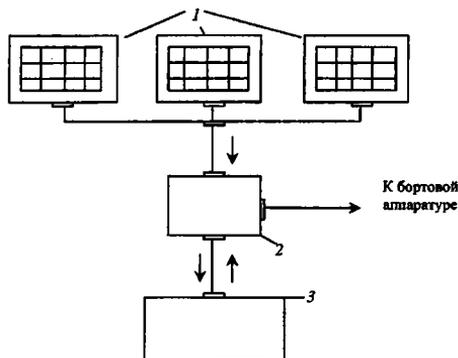


Рис. 1.22. Система энергоснабжения с солнечными батареями: 1 – солнечная батарея; 2 – коммутационное устройство; 3 – буферная батарея

Кремниевые пластины подвергаются специальной обработке, в результате которой на поверхности пластинок образуется слой так называемого n типа. После обработки каждая пластинка имеет две области n и p с противоположными механизмами проводимости. Когда на такую поверхность попадают солнечные лучи, то между слоями возникает поток электронов и образуется разность потенциалов. Батарея объединяется электрическими соединениями и токосборными шинами. Для получения заданных значений тока и напряжения элементы объединяются в параллельно-последовательно соединенные секции. С целью повышения надежности секции разделены блокирующими диодами.

В настоящее время используются монокристаллические кремниевые элементы $n-p$ типа. Они обладают большой радиационной стойкостью по сравнению с фотоэлементами $p-n$ типа. Кремниевые пластины выпускаются следующих размеров 1×2 ; 2×2 ; 2×4 ; 2×6 см, толщиной $0,2...0,17$ мм. В общем случае стоимость единицы поверхности элемента уменьшается с увеличением их размеров. Максимальный КПД кремниевых элементов не превышает 15%. Мощность их, приходящаяся на 1 м^2 поверхности батареи, составляет $100...140$ Вт.

В тени солнечные батареи не вырабатывают электроэнергии. Поэтому в СЭП спутника включена так называемая буферная аккумуляторная

батарея. Она заряжается, когда спутник освещен Солнцем, и питает электроэнергией приборы и системы, когда КА находится в тени. Буферная батарея служит не только накопителем, она исключает возможные колебания в потреблении энергии.

Срок активного существования ИСЗ зависит от долговечности солнечных батарей. Ухудшение характеристик последних вызвано воздействием бомбардирующих их протонов и нейтронов. С целью снижения разрушающего воздействия потока частиц солнечные элементы покрывают слоем кварцевого стекла или защищаются микроэкранами с цезиевой добавкой.

Термофотоэлектрический генератор преобразует тепловую энергию излучателя в электрический ток с помощью фотоэлементов. Исследуется возможность повышения КПД до 30 % при мощности 10 Вт / см² за счет использования оптических фильтров и специальных отражателей, осуществляющих возврат непоглощенного фотоэлементами излучения к излучателю.

Термоэлектрический генератор (ТЭГ) – в нем прямое преобразование тепловой энергии в электрическую энергию постоянного тока основано на явлении возникновения термо-ЭДС в полупроводниках или металлических спаих (термопарах) под действием разности температур. Горячие спаи термоэлементов располагаются около источника тепла, холодные охлаждаются путем отвода тепла в космическое пространство. Термоэлементы батареи ТЭГ изготавливаются из соленоидов, теллуридов свинца и висмута, их сплавов.

Термоэмиссионный (термоионный или термоэлектронный) генератор (ТЭМГ) преобразует тепловую энергию в электрическую постоянного тока на основе явления эмиссии электронов нагретым катодом в межэлектродное пространство. Известны ТЭМГ трех видов: вакуумные; газонаполненные; плазменные. Катоды ТЭМГ изготавливают из вольфрама, титана, молибдена и карбидов тугоплавких материалов, а аноды – из меди, никеля, циркония и других материалов.

Требования к системе электропитания связанных ИСЗ непрерывно повышаются в связи с усложнением бортового ретрансляционного оборудования. Примером может служить система электропитания международной спутниковой системы связи «Intelstat», выходная мощность которой повысилась с 40 Вт («Intelstat-1») до 1 кВт («Intelstat-V»). Влияние на характеристики ИСЗ (в том числе и на систему энергопитания) оказывают средства доставки на орбиту: космический самолет или разгонные ступени.

Развитие современных систем электропитания ведется по следующим направлениям:

– повышается срок службы и плотность энергии широко применяемых никель – кадмиевых батарей (до 26 Вт · ч / кг);

– создаются принципиально новые химические источники тока: успешно эксплуатируются на «Intelsat – V» никель-водородные батареи, плотность энергии которых при емкости $50\text{А} \cdot \text{ч}$ составляет $57\text{Вт} \cdot \text{ч} / \text{кг}$. Разрабатываются серебряно-водородные батареи, которые по сравнению с никель-кадмиевыми должны при том же уровне мощности иметь массу на 60 % меньше. Испытывают батареи топливных элементов на твердом полимерном электролите;

– совершенствуются солнечные элементы (начинаются разработки элементов толщиной до 50 мкм, которые позволят довести значение плотности мощности солнечных батарей до $1\text{кВт} / \text{кг}$ в то время, как обычный солнечный элемент, покрытый слоем кварца, имеет удельную плотность мощности $100\text{Вт} / \text{кг}$) и конструкции солнечных батарей. Так исследуемые гибкие раскручиваемые и раскладываемые солнечные батареи, ориентированные на Солнце, будут иметь удельную мощность $35 \dots 60\text{Вт} / \text{кг}$, а в перспективе $110 \dots 200\text{Вт} / \text{кг}$;

– исследуется возможность применения инерциальных высокоскоростных маховиков, которые могут обеспечить плотность энергии $35 \dots 45\text{Вт} \cdot \text{ч} / \text{кг}$, однако здесь серьезной проблемой является наличие вращающихся моментов.

1.2.3. Командно-телеметрические системы

Командно-телеметрическая система (КТС) контролирует и оценивает характеристики бортового оборудования. Передача телеметрической информации осуществляется по узкополосным каналам в режиме временного мультиплексирования. В состав телеметрической аппаратуры входят как аналоговые, так и цифровые датчики, причем для удобства передачи и обработки аналоговые сигналы преобразуются в цифровую форму. Скорость передачи телеметрической информации зависит от количества каналов и скорости выборки данных из канала; типичные ее значения находятся в диапазоне $150 \dots 1\,000$ бит / с.

В функции командной системы ИСЗ входит прием с наземной станции управления команд на маневрирование, включение, выключение и изменение режимов работы бортовой аппаратуры. В большинстве случаев скорость передачи команд на борт ИСЗ очень низкая, однако, общее количество команд может достигать 300 и более. С целью защиты от приёма и исполнения ложных команд при передаче на Земле и при приёме на борту ИСЗ используются методы, позволяющие обнаруживать искаженные сигналы: применяется повторная передача, специальное кодирование, кодовая адресация, дискриминация частот и т. д.

Бортовой комплекс управления. Бортовой комплекс управления (БКУ) предназначен для решения следующих задач:

– прием и выдача в системы спутника радиоконанд, получаемых с Земли по командной радиолинии;

– прием и запись в запоминающее устройство информации, которая является исходными данными для работы БКУ (временные программы работы бортовых систем);

– управление системами спутника по командам, формируемым устройством программно-временного управления;

– выполнение вычислительных логических операций, необходимых для управления элементами системы КА (ориентация, коррекция, терморегулирование);

– автоматический контроль и диагностика технического состояния спутника.

Как видно БКУ связывает все системы КА и управляет работой каждой из них. Задачи, возлагаемые на БКУ, требуют выполнения большого объема логических и вычислительных операций. Эти задачи могут быть решены только при наличии в его составе цифровой вычислительной машины.

Для решения поставленных задач в состав БКУ должны входить следующие основные элементы: командно-измерительный и информационно-вычислительный комплекс, блок управления.

Командно-измерительная система. Командно-измерительная система (КИС) предназначена для выполнения следующих функций:

– прием на борт ИСЗ команд управления бортовой аппаратурой;

– передача на Землю телеметрической информации о работе бортовых систем;

– обеспечение возможности быстрого нахождения спутника, проведение измерений траектории (дальности, радиальной скорости и угловых координат КА).

Аппаратура КИС включает в себя следующие каналы и устройства: командной радиолинии (КРЛ); контроля орбиты; телеметрии; антенно-фидерные устройства (АФУ); устройства бортовой автоматики; аппаратуру кодирования сигналов и коммутации.

Существует три типа КИС: автономная, полусовмещенная, совмещенная.

1. *Автономная* КИС состоит из: приемного устройства; дешифратора команд; устройства для стыковки с аппаратурой КА; телеметрической антенны; передатчика.

Аппаратура КИС, работающая автономно от связного комплекса, имеет собственный комплекс приборов и закреплённую за ней полосу частот метрового диапазона, что делает такую систему непривлекательной с точки зрения габаритов и энергопотребления.

2. *Полусовмещенная* КИС характеризуется тем, что приемник и передатчик отсутствуют, а их функцию выполняет приемо-передающее устройство РТР. В этом случае достигается выигрыш в весе, габаритах, надёжности, точности и стоимости.

3. *Совмещенная КИС* В этом случае канал связи совмещен с основным каналом связи РТР. При этом достигается выигрыш как по габаритам, так и по энергозатратам. Однако из-за узконаправленности антенн РТР, такая схема не является предпочтительной для ИСЗ.

Система командных и телеметрических радиолиний. Информационно-технические системы обеспечивают устойчивую связь между КА и НКУ на больших расстояниях и являются основным источником информации о процессах и явлениях, протекающих на борту КА и в окружающей его среде. В случае возникновения нештатной ситуации, по телеметрическим данным, возможно внести корректирующую информацию в управление аппаратом для его спасения.

Аппаратура телеметрического и командного радиокomплекса часто объединяются общим понятием – командно-измерительный комплекс радиосвязи, который служит для обеспечения нормальной работы не только спутников связи, но и всей радиолинии в целом. С помощью этого комплекса аппаратуры совместно с бортовым программно-логическим устройством спутник связи, после выхода его на орбиту осуществляет подготовку аппаратуры к началу работы в системе связи. С целью уменьшения габаритов и энергопотребления спутников считается целесообразным использование одного общего приема-передающего комплекса, как для каналов связи, так и для приема-передачи сигналов управления и телеметрии.

Телеметрическая аппаратура спутника связи служит для передачи со спутника на Землю сведений о состоянии бортовой аппаратуры и наиболее важные эксплуатационные параметры его блоков. По телеметрической информации определяется степень пригодности того или иного элемента оборудования и необходимость включения резервных блоков для его замены. В этом случае аппаратура телеметрии выдает исходные данные для командного комплекса.

Схема радиотелеметрической системы показана на рис. 1.23.

В систему телеметрического контроля входят датчики. Датчик в простейшем виде представляет потенциометр, с подвижного контакта которого снимается соответствующий электрический сигнал. Этот сигнал передается на коммутатор, который поочередно подключает вход каждого датчика к кодирующему устройству, то есть осуществляет временное разделение каналов. Если применять частотное разделение, то коммутатор будет не нужен.

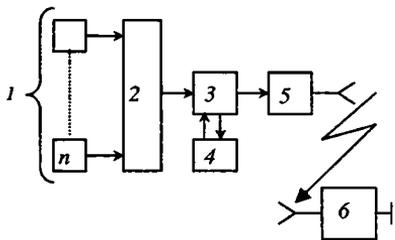


Рис. 1.23. Схема радиотелеметрической системы: 1 – датчики; 2 – бортовой коммутатор; 3 – блок формирования телеметрического сигнала; 4 – запоминающее устройство; 5 – передатчик; 6 – приемник наземного пункта

Аппаратура командной радиолинии служит для передачи на борт КА с НКУ радиокоманд управления, проведения контроля орбит, передачи телеметрической информации о состоянии бортовых систем на Землю. КИС содержит БЦВМ, которая управляет работой всех бортовых систем спутника в соответствии с задаваемой программой управления с Земли, либо с программно-временного устройства.

В состав БЦВМ входят: центральный процессор, состоящий из арифметического устройства (АУ) и устройства управления; запоминающее устройство (ЗУ); устройство ввода-вывода. Наиболее прогрессивной структурой БЦВМ считают такую, в которой имеется несколько АУ и ЗУ. В этом случае машина обладает высокой надежностью, гибкостью, повышенным быстродействием и способностью выполнять одновременно несколько задач. Основными характеристиками БЦВМ, определяющими ее эффективность, являются: быстродействие, надежность, программируемость, универсальность и гибкость, габариты, масса и потребление электроэнергии.

С использованием БЦВМ появилась возможность создания адаптивной системы телеметрического контроля, когда на Землю передается информация только тех датчиков, показания которых отличаются от режимных. Тем самым уменьшается объем подаваемой информации и увеличивается оперативность управления.

1.2.4. Системы терморегулирования

Терморегулирование на борту спутника может быть активным или пассивным. В *пассивных системах* терморегулирование поверхности блоков аппаратуры, оборудования и всей конструкции ИСЗ могут быть обработаны специальным образом с целью повышения или понижения излучательной способности d и лучепоглощательной способности ϵ . В качестве теплоизолирующего материала, используют, например, многослойные тонкие майларовые пленки или капроновую пленку с алюминиевым слоем, нанесенным методом вакуумного напыления. Между корпусами оборудования с высоким уровнем выделения тепла и поверхностями их крепления применяются материалы с повышенной теплопроводностью.

Активная система терморегулирования имеет следующий состав:

- чувствительные элементы, контролирующие температуру в определенных точках;
- электронные блоки системы автоматического регулирования, вырабатывающие управляющие сигналы;
- исполнительные органы, непосредственно воздействующие на тепловые процессы;
- теплообменные агрегаты, обеспечивающие излучение в окружающее космическое пространство избыточное количества теплоты.

Теплообменный агрегат обычно содержит:

- теплообменник;
- средства приведения в движение теплоносителя (насосы, вентиляторы);
- органы регулирования интенсивности теплообмена и т. п.

Теплообменники применяются газожидкостные, жидкостно-жидкостные, радиационные.

Регулирование интенсивности теплоотвода в окружающее пространство может осуществляться с помощью жалюзи, открывающих или закрывающих радиационный теплообменник, гидравлических или газовых клапанов, изменяющих скорость циркуляции теплоносителя в жидкостном контуре или газа внутри аппарата.

1.2.5. Ретрансляционное оборудование и режимы его работы

Основным звеном ретрансляционного оборудования является бортовой ретранслятор – радиотехническое устройство для приема, усиления и дальнейшей передачи сигналов. Антенны бортового ретранслятора в зависимости от задач и используемого диапазона частот могут быть различных типов: параболические, спиральные, штыревые, рупорные, щелевые и т. д. По направленности излучения различают антенны: всенаправленные, слабонаправленные и остронаправленные. Ширина диаграммы направленности у всенаправленных антенн 180...360, у остро направленных – 1...10. В настоящее время разрабатываются и внедряются антенны с несколькими узкими лучами, обеспечивающими пространственно-разнесенные линии (направление) связи, с формируемыми диаграммами направленности сложной формы, что позволяет обслуживать только определенную территорию.

По способу управления направленностью излучения (приема) применяют антенны с механическим и электронным управлением.

Направленность излучения, способ управления направленностью, конструктивное выполнение антенны зависит от конструкции спутника и его системы стабилизации. Так, большая часть первых ИСЗ имела форму цилиндрического или сферического тела, вращающегося вокруг оси с максимальным моментом инерции. На этих ИСЗ использовались направленные антенны, имеющие вращение с той же скоростью, но в противоположном направлении, что обеспечивало стационарность диаграммы направленности антенны на Землю. В случае отсутствия ориентации оси вращения ИСЗ и противовращения антенны, диаграмма направленности должна была быть изотропной, что соответствует нулевому значению коэффициента направленного действия и коэффициента усиления.

Бортовые ретрансляционные антенны связных ИСЗ постоянно совершенствуются и представляют в настоящее время сложные устройства.

Например, на ИСЗ АТS-6, стабилизируемый по трем осям, установлены антенны с параболическим отражателем диаметром 9 м. Облучатели этой антенны создают сложное поле, в шести различных диапазонах формируются диаграммы направленности различной формы: облучатель диапазона Х расположен в фокусе отражателя и обеспечивает прием и передачу сигналов сопровождения на частотах 8,025...8,15 ГГц; облучатель диапазона S содержит 32 отдельных элемента, расположенных в фокальной плоскости параболоида; облучатель метрового диапазона состоит из двух пар диполей, расположенных в виде квадрата и т. д.

Усилители ретрансляторов могут быть выполнены на лампах бегущей волны (ЛБВ) или на клистродах, представляющих собой электровакуумные приборы СВЧ, работа которых основана на взаимодействии поля СВЧ с движущимися электронами. В результате такого взаимодействия часть кинетической энергии электронов превращается в энергию СВЧ колебаний (клистрон). Возможно взаимодействие электромагнитной волны и электронного потока, движущегося в одном направлении (ЛБВ).

Ретрансляционная система может включать в себя несколько ретрансляторов с мощным усилителем, например, для НТВ на борту спутника HS-393 используют 24 усилителя на ЛБВ по 50 Вт. Бортовые ретрансляторы современных спутниковых систем связи могут работать в следующих режимах многостационарного доступа:

- с пространственным разделением каналов, для которого применяют антенны с разнесенными, один относительно другого, лучами и раздельными усилителями в ретрансляторе;

- с частотным разделением каналов, который основан на использовании наземными станциями различных несущих частот, а это позволяет осуществлять усиление сигналов на борту ИСЗ общим усилителем;

- с временным разделением каналов, когда для каждой из наземных станций, работающих на одной несущей частоте, выделяется свой временной интервал;

- с кодовым разделением каналов или с расширением спектра передаваемых сигналов, когда полученные сигналы смешиваются с псевдошумовой кодовой последовательностью так, чтобы заполнить полосу ретранслятора. На наземной станции с помощью этой же кодовой последовательности, а также при использовании метода взаимной корреляции извлекается полезная информация.

Пропускная способность бортового ретранслятора зависит от режима многостационарного доступа. Так, в режиме с частотным разделением каналов пропускная способность ретранслятора СС равна 450 телефонным каналам, при переходе к режиму с временным разделением каналов пропускная способность ретранслятора повышается до 900 каналов.

Перспективным считается применение комбинированного режима: многостационарный доступ с временным разделением каналов и с про-

странственным разделением каналов, основанный на переключении бортовых пакетов информационных сообщений между различными лучами.

Широко используются в спутниковых системах связи методы мультиплексирования сигналов, представляющие собой процесс объединения нескольких потоков сигналов в одной полосе частот. Особое внимание разработчики спутниковых систем уделяют временному мультиплексированию сигналов, используемому совместно с амплитудно-импульсной, кодово-импульсной и дифференциальной кодово-импульсной модуляцией.

За наземными станциями, непрерывно принимающими и передающими сообщения, каналы связи закрепляются постоянно, однако в целях экономии наземные станции, испытывающие потребность в каналах связи, периодически получают их по требованию.

Насыщенность уже используемых диапазонов частот, а также желание осуществить высокоскоростную передачу данных по широкополосным каналам связи привело к необходимости использования диапазонов 12...14 и 12...18 ГГц и изучения возможности использования диапазонов около 60 и 94 ГГц.

В связи с возможным применением в ССС лазеров последнее время большое внимание уделяется использованию оптического диапазона длин волн – 10,6 мкм.

Направлением дальнейших исследований являются:

- разработка высокоэффективных и надёжных лазеров с электрическим питанием, излучающих на длине волны 0,53 мкм;
- создание оптического модулятора и необходимой электронной аппаратуры для лазеров с длиной волны 10,6 мкм; освоение методов пассивного охлаждения приёмников сигналов на частоте 60 ГГц для снижения уровня шума.

1.2.6. Двигательные установки

Микродвигатели, применяемые для СС, могут использовать энергию сжатого газа, химическую, ядерную и солнечную. Классификация космических ракетных двигателей систем управления, в основу которой положен тип источника энергии, а затем уже агрегатное состояние применяемого топлива показан на рис. 1.24.

В настоящее время используют, как реактивные системы управления, так и электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) со стационарными плазменными двигателями (СПД).

Реактивная система управления состоит из двигателей и системы питания. Система питания служит для подачи топлива к двигателям и состоит из ёмкостей для размещения топлива и при необходимости газа наддува для вытеснения топлива, а также агрегатов автоматики, обеспечивающих подготовку системы к работе, ее функционирование, отклонения и т. д.

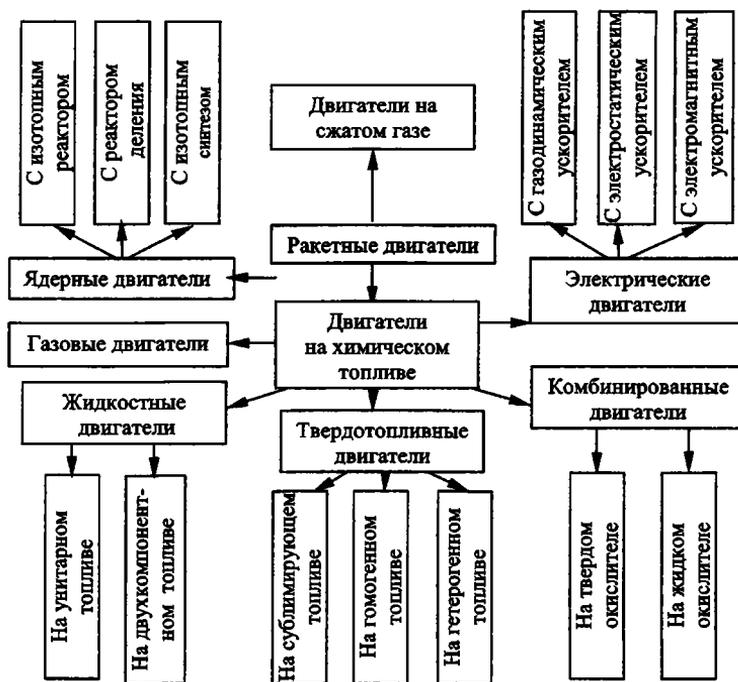


Рис. 1.24. Классификация космических ракетных двигателей систем управления

Микродвигатели служат для создания реактивной тяги и состоят из управляемого клапана с приводом (обычно с электромагнитным), открывающим или перекрывающим доступ топлива в камеру двигателя. В камере подготавливается рабочее тело, и реактивные сопла, в которых энергия рабочего тела преобразуется в кинетическую энергию реактивной струи.

Основные требования к реактивным системам управления вытекают из условий работы и определяются, в основном, величинами возмущающих сил и моментов, действующих на аппарат; массой аппарата, его моментом инерции, назначением двигателей, а также требуемой точностью управления.

Двигатели и системы должны:

- сохранять свою работоспособность после воздействия линейных и вибрационных нагрузок, действующих на участке выведения космического аппарата на орбиту;
- работать с чрезвычайно высокой надежностью в условиях космического вакуума, невесомости, широкого диапазона температур (от высоких до низких);

- обеспечивать работу в непрерывном режиме с заданным ресурсом и заданной величиной управляющего усилия;
- обеспечивать работу в импульсном режиме с заданным ресурсом и заданными величинами отдельных импульсов;
- обеспечивать высокое быстродействие, экономичность, стабильность параметров, герметичность всех подвижных и неподвижных соединений, минимальные габариты и массу, простоту и удобство в эксплуатации.

Схема реактивной системы управления, в которой в качестве рабочего тела используется сжатый газ показана на рис. 1.25.

Сжатый газ хранится в баллоне 1.

Через заправочно-дренажный клапан 2 происходит заправка газа и дренаж, а также необходимые проверочные операции. Предварительно система включается в работу подачей электрической команды на клеммы 10 пуско-отсечного клапана 3, который в период хранения герметично закрывает доступ газа в систему. Газ высокого давления через фильтр 4 поступает к регулятору давления 5. Редуцированный газ низкого давления по трубопроводу 6 поступает к коллектору низкого давления 9, а оттуда подводится к газореактивным микродвигателям 11, установленным в соответствующих каналах стабилизации. При подаче электрической команды на клеммы 10 питания электромагнитного привода клапана включаются в работу двигатели, и газ поступает в сопло. Предохранительный клапан 12 предназначен для исключения аварийной ситуации при временном повышении давления в коллекторе 9. При этом для исключения возмущений организуется безмоментный выход газа из предохранительного клапана. Тяга микродвигателей 11 контролируется с помощью датчика низкого давления 7 снятием его с клемм 8 определенного электрического напряжения. Высокое давление газа в баллоне 1 и тем самым герметичность системы контролируются с помощью датчика 13.

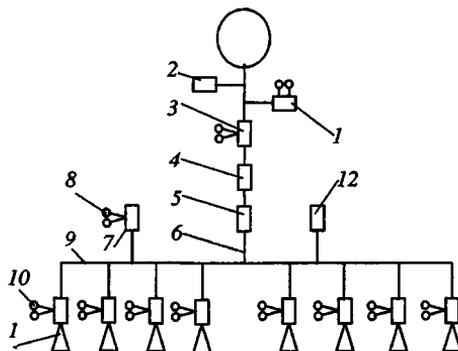


Рис. 1.25. Схема реактивной системы управления ИСЗ с использованием в качестве рабочего тела сжатого газа

Газ высокого давления через фильтр 4 поступает к регулятору давления 5. Редуцированный газ низкого давления по трубопроводу 6 поступает к коллектору низкого давления 9, а оттуда подводится к газореактивным микродвигателям 11, установленным в соответствующих каналах стабилизации. При подаче электрической команды на клеммы 10 питания электромагнитного привода клапана включаются в работу двигатели, и газ поступает в сопло. Предохранительный клапан 12 предназначен для исключения аварийной ситуации при временном повышении давления в коллекторе 9. При этом для исключения возмущений организуется безмоментный выход газа из предохранительного клапана. Тяга микродвигателей 11 контролируется с помощью датчика низкого давления 7 снятием его с клемм 8 определенного электрического напряжения. Высокое давление газа в баллоне 1 и тем самым герметичность системы контролируются с помощью датчика 13.

Россия имеет тридцатилетний опыт разработки и эксплуатации электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) со стационарными плазменными двигателями (СПД). В начале 1980-х были созданы СПД-70 с удель-

ным импульсом 15 000 м / с, которые успешно применяют для начальной установки геостационарных КА «Космос» и «Луч» в заданное положение на орбите и для последующей коррекции в направлении восток-запад. В состав ЭРДУ входят два двигательных блока с двумя двигателями в каждом, блок системы хранения и подачи с запасом ксенона 15 кг и блок системы преобразования и управления.

Применяются ЭРДУ с СПД на КА «Галс», «Экспресс», «Ямал», «SESAT» и других ИСЗ. Общие сведения по КА приведены в табл. 1.2. Эти КА были разработаны и запущены в России с 1977 по 2000 гг., в их состав были включены и успешно работали ЭРДУ с серийными двигателями СПД-50, СПД-70 и СПД-100. На указанных в табл. 1.3 КА планируется использовать СПД-140.

Функциональная схема ЭРДУ с СПД для КА «Галс» приведена на рис. 1.26. Характеристики СПД-100: тяга 83 мН; ток разряда 4,5 А, напряжение разряда 300 В, удельный импульс 15 000 м / с, надежность 0,985. Каждый двигатель имеет анодный блок, основной и резервный катоды. Для электропитания и управления ЭРДУ на КА используется единый блок системы преобразования и управления.

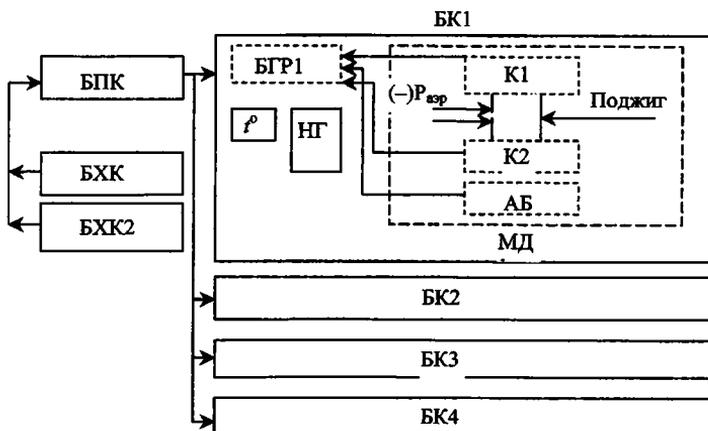


Рис. 1.26. Функциональная схема ЭРДУ СПД-100: БПК – блок подачи ксенона; БХК – блок хранения ксенона; БК1...БК4 – блоки коррекции; БГР1 – блок газораспределения; t° – температурный датчик; НГ – нагреватель; К1 и К2 – катоды; АБ – анодный блок; МД1 – модуль двигателя СПД-100

Таблица 1.2

Общие сведения по КА, в состав которых входят ЭРДУ с СПД

Околосземная орбита. Коррекция орбиты				
КА	Тип двигателей	Тип катода	Дата запуска	Наработка, ч / двигателей
«Метеор-Природа»	СПД-50	КЭ-2	1977-03	100 / 24
«Плазма»	СПД-70	КЭ-5	1987-02	152 / 6
«Плазма»	»	»	1987-07	80 / 6
Геостационарная орбита. Приведение в рабочую точку и стабилизация положения КА				
«Космос»	СПД-70	КЭ-5	1982-05	261 / 4
«Космос»	»	»	1984-03	223 / 4
«Луч»	»	»	1985-10	52 / 4
«Космос»	»	»	1986-04	301 / 4
«Космос»	»	»	1987-10	272 / 4
«Луч»	»	»	1987-11	828 / 4
«Космос»	»	»	1988-09	560 / 4
«Луч»*	»	»	1989-12	496 / 4
«Космос»	»	»	1990-06	90 / 4
«Космос»	»	»	1991-11	189 / 4
«Галс»*	СПД-100	КН-3	1994-01	1 766 / 8
«Космос»*	СПД-70	КЭ-5	1994-09	357 / 4
«Экспресс»*	СПД-100	КН-3	1994-10	1 890 / 8
«Луч»*	СПД-70	КЭ-5	1994-12	421 / 4
«Космос»*	»	»	1995-08	91 / 4
«Космос»*	СПД-70	КЭ-5	1995-10	91 / 4
«Галс-2»*	СПД-100	КН-3	1995-11	1 920 / 4
«Экспресс-2»*	»	»	1996-09	984 / 8
«Купон»	СПД-70	КЭ-5	1997-11	174 / 4
«Ямал-100»*	»	»	1999-09	850 / 8
«Экспресс-А»*	СПД-100	КН-3	2000-03	12 / 8
«SESAT»*	»	»	2000-04	25 / 8
«Космос»*	СПД-70	КЭ-5	2000-07	70 / 4

Примечание.* – КА функционирует.

Опыт эксплуатации двигателей ЭРДУ показал, что они являются высокоэффективными и надежными системами. Их применение позволило существенно уменьшить долю массы заправленной двигательной установки в массе спутника.

КА, которые планируется комплектовать ЭРДУ с СПД

КА	Тип двигателей	Тип катода	Планируемая дата запуска (поставки)	Число двигателей
«Intelsat-X»	СПД-100	КН-3В	(2000–11)	4
«Spacebus-4000»	»	»	(2001–02)	4
«Intelsat»	»	»	(2001–04)	4
«Spacebus-4000»	»	»	(2001–06)	4
«Intelsat-X»	»	»	(2001–09)	4
«Ямал-200»	»	»	2001	8
«Экспресс-1000»	СПД-70	КЭ-5	2001	4
«Omega»	СПД-100	КН-3В	2001	4
«STENTOR»	»	»	2001	4
«Экспресс-АМ»	»	»	2002	8
«Руслан-ММ»	СПД-100 (СПД-140)	КН-3В, КН-15	2002	4(2)
«Яхта»	СПД-100	КН-3В	2002	4
«Экспресс-2000»	»	»	2002	8
«Astra-1K»	»	»	2002	4
«Ipstar-II»	»	»	2002	8
«Eurostar»	»	»	2002	8
«Inmarsat»	»	»	2003	8
«Фобос-Грунт»	СПД-100 (СПД-140)	КН-3В, КН-15	2004-5	9(3)
«LS-2020»	СПД-140	КН-15	2005	4

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назвать методы стабилизации ИСЗ.
2. Привести примеры пассивной стабилизации.
3. Привести примеры активной стабилизации.
4. Назвать приборы для определения ориентации осей ИСЗ.
5. Назвать бортовые источники энергии спутника.
6. Назвать внешние источники энергии, используемые на спутниках.
7. Как производится отвод тепла с борта спутника без выброса массы?
8. Назвать химические источники тока, используемые на спутниках.
9. Раскрыть принцип работы батареи тепловых элементов.
10. Перечислить физические источники тока для преобразования тепловой или лучистой энергии в электрическую.
11. Рассказать работу элемента солнечной батареи.
12. Как выполнена солнечная батарея?

13. Перечислить задачи, решаемые бортовым комплексом управления.
14. Раскрыть принцип работы пассивной системы терморегулирования.
15. Что входит в состав активной системы терморегулирования.
16. Перечислить антенны, входящие в состав бортового ретранслятора.
17. Раскрыть принцип работы (ЛБВ или клистрона) усилителей ретрансляторов.
18. Перечислить ракетные двигатели для системы управления спутника.
19. Что входит в состав реактивной системы управления.
20. Раскрыть принцип работы ЭРДУ с СПД (по функциональной схеме).

2. СОВРЕМЕННЫЕ СПУТНИКИ СВЯЗИ РОССИИ

2.1. СПУТНИКИ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ СЕРИИ «МОЛНИЯ»

Спутник серии «Молния» запущен 23 апреля 1965 года на эллиптическую орбиту с параметрами: $h_a \approx 40000$ км; $h_p \approx 460...650$ км; $i = 65,8...65,5^\circ$; $T = 12$ час. Совершая движение по 12-часовой орбите, спутник в периоды связи находился очень высоко над территорией России и, таким образом, являлся слабо перемещающимся объектом относительно наземных станций. Каждая серия – «Молния-1» (рис. 2.1), «Молния-2» (рис. 2.2), «Молния-3» – состоит из четырех пар спутников каждого типа, обращающихся на орбите на угловом расстоянии друг от друга 90° .

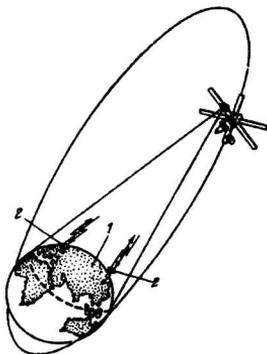


Рис. 2.1. Схема радиосвязи через спутник «Молния-1»: 1 – зона радиовидимости; 2 – наземные станции радиосвязи

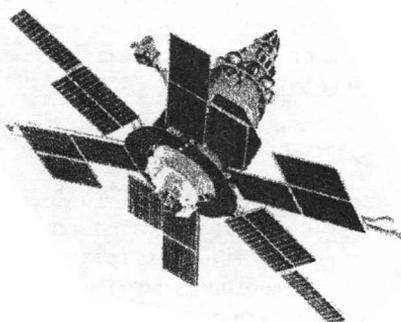


Рис. 2.2. КА связи высокоэллиптических орбит «Молния-2»

«Молния-1» (рис. 2.3) снабжена бортовыми ретрансляторами, работающими в дециметровом диапазоне длин волн (частоты 800...1 000 МГц), имеет длину 4,4 м, диаметр корпуса 1,4 м, размах панелей СБ 8,6 м (6 плоских панелей). Энергопитание от солнечных батарей, которые раскрываются после отделения от ракеты-носителя. Система ориентации обеспечивает непрерывную связь СБ с Солнцем, а одной из остронаправленных параболических антенн направлена на Землю. Система терморегулирования – активная, с жидкостным контуром теплопередачи и с вынесенными радиаторами-излучателями.

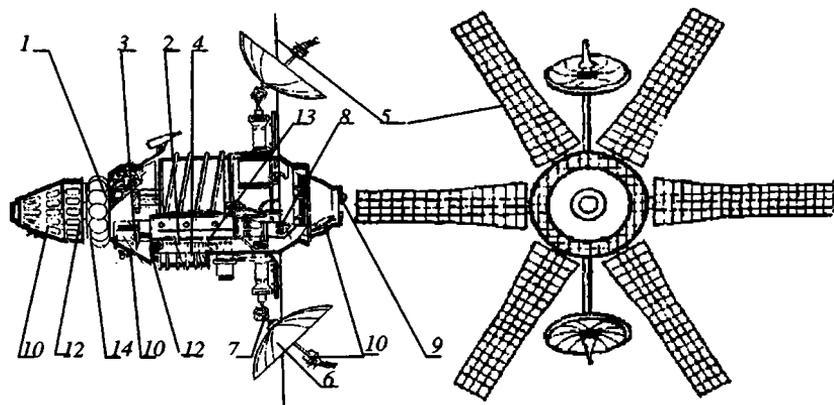


Рис. 2.3. Устройство спутника «Молния-1»: 1 – корпус, 2 – рама с аппаратурой, 3 – рама с системой терморегулирования (СТ»Р)», 4 – радиаторы СТ»Р; 5 – солнечные батареи; 6 – антенна ретранслятора; 7 – привод антенны; 8 – маховик-гироскоп; 9 – оптические датчики ориентации на Солнце; 10 – оптические датчики ориентации на Землю; 11 – шары-баллоны системы ориентации; 12 – корректирующая двигательная установка; 13 – радиометр; 14 – экранно-вакуумная изоляция

Бортовой комплекс радиотехнических средств осуществляет измерения параметров орбиты, прием передаваемых с Земли радиоконанд и передачу телеметрической информации о работе бортовых систем .

Управление сеансами связи проводится автоматически или по радиоконандной радиоперелинии.

2.1.1. Спутник связи «Молния-3К»

Первый запуск РН 8К78М «Молния-М» с Плесецка был выполнен 19 февраля 1970 г. За 31 год ни один носитель этого типа не потерпел аварию на участке работы первых трех ступеней, и лишь в семи случаях космические аппараты были выведены на нерасчетные орбиты.

«Молния-3К» была выведена на орбиту с параметрами:

- наклонение – 62,42°;
- минимальная высота – 454,974 км;

- максимальная высота – 40810,586 км,
- период - 735 65 мин.

Конструктивно-компоновочная схема спутников «Молния» для работы на высокоэллиптических орбитах была предложена в 1960-х годах разработчиками ОКБ-1 и не утратила ряда достоинств до сих пор. При наличии на борту ретрансляторов, с небольшим числом стволов и антенн с относительно малыми размерами, применима постоянная ориентация на Солнце всего корпуса КА с жестко зафиксированными шестью панелями солнечных батарей, обеспечиваемая с помощью гиросиловых стабилизаторов по информации от оптических приборов. Ориентация антенных платформ на Землю с достаточной точностью обеспечивается их поворотом относительно корпуса по информации от размещаемых на антенных платформах инфракрасных датчиков. Такая схема отработана в НПО ПМ более чем на 100 аппаратах.

Спутники семейства «Молния» заслужили репутацию стабильно функционирующих.

Характеристики КА постоянно улучшались. Срок службы первых аппаратов едва дотягивал до 6 месяцев, а дальше начинали отказывать все важнейшие элементы бортовых систем – от батарей системы электропитания и датчиков ориентации до приводов вентиляторов и радиоэлектроники. Потребовались большие усилия специалистов КБ прикладной механики и организаций-соисполнителей для того, чтобы аппараты надежно работали по году и более. В 1970-е годы в НПО ПМ была поставлена задача в несколько раз увеличить ресурсы всех бортовых элементов (отечественного производства) и довести срок службы аппаратов до 5 и более лет.

В результате проведенных доработок «Молнии» различных модификаций стали работать от 4 до 5 лет (это значительно превышало обычный по тем временам расчетный срок службы советских спутников), а такой «рекордсмен», как «Молния-1», запущенная 12 апреля 1979 г., отработала на орбите 9 лет и 4,5 месяца. К настоящему времени фактический срок службы спутников достиг 10 лет, а пропускная способность увеличена в несколько раз.

Конечно, «Молнии» 1990-х гг. имеют очень мало общего по своему «содержанию» в сравнении с первыми образцами спутников середины 1960-х.

Параметры начальной орбиты «Молнии-3» составили:

- наклонение – $62^{\circ}53'$,
- минимальная высота – 646,01 км;
- максимальная высота – 40 657,86 км;
- период обращения – 12 ч 16 мин 28,646 с;
- аргумент перигея – 288° .

Последний параметр, как известно, определяет ориентацию большой оси орбиты относительно линии узлов. В данном случае перигей находится в Южном полушарии в 72° назад по орбите от восходящего узла, а апогей

– в 108° впереди от этой точки, высоко над Северным полушарием. «Зависая» вблизи апогея, спутник можно эффективно использовать для связи на всей территории России.

Если обратиться к истории, то «Космос-41» в 1964 г. и первая успешная «Молния-1» в апреле 1965 г. были выведены на орбиты с аргументом перигея около 325° – у них большая ось была значительно ближе к плоскости экватора. Затем, в течение восьми лет, с октября 1965 и до осени 1973 г., орбиты запускаемых КА «Молния-1» и «Молния-2» имели аргумент перигея $284...285^\circ$. Осенью 1973 г. запуски стали производить на орбиты с двумя новыми значениями аргумента перигея – 280° и 288° , и вот уже в течение 28 лет их используют «Молнии» всех типов.

2.1.2. Спутник связи «Молния-1Т»

КА «Молния-1Т» входит в систему связи и боевого управления Ракетных войск стратегического назначения. Первый запуск «Молния-1Т» состоялся 2 апреля 1983 г., а в 1987 г. он был принят на вооружение.

КА «Молния-1Т», имеет высокоэллиптическую орбиту с параметрами:

- наклонение – $62,93^\circ$;
- высота в перигее – 658 км;
- высота в апогее – 40 639 км;
- период обращения – 736,3 мин.

КА «Молния-1Т» представляет собой развитие спутников-ретрансляторов «Молния-1». Конструктивно аппараты отличаются только антеннами: на «Молния-1Т» установлены счетверенные спиральные антенны. Ретранслятор «Молния-1Т» выполнен в твердотельном, транзитном исполнении (первый опыт в НПО ПМ применения ретрансляторов такого типа). Кроме того, на «Молния-1Т» существенно выросла продолжительность активного существования: по оценкам специалистов возможно использование серии данного КА в течение 11 лет.

Штатная орбитальная группировка КА «Молния-1Т» включает восемь аппаратов (четыре пары) на высокоэллиптических полусуточных орбитах с апогеем, расположенным в северном полушарии. Плоскости орбит и расположение аппаратов в них подобраны так, что КА образует две равновеликие группы, движущиеся каждая вдоль своей наземной трассы с интервалом в шесть часов друг за другом. Трассы групп смещены друг относительно друга на 90° по долготе. Апогеи суточных витков КА первой группы находятся над территорией центральной Сибири и над Северной Америкой, а у КА второй группы – над Западной Европой и Тихим океаном. Таким образом, КА первой группы должны обеспечивать связь в основном на территории России, а КА второй группы – за ее пределами.

Кроме того, этот спутник обеспечивает связь с российским сегментом «МКС и позволяет реже использовать для передачи информации с российского сегмента станции американские спутники.

Запуски КА «Молния-1Т» в 1990–2003 гг. приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1
Хроника запусков КА «Молния-1Т» в 1990–2003 гг.

Дата запуска	ПУ	Официальное название
26-04-1990	43 / 4	«Молния-1»
10-08-1990	43 / 4	«Молния-1»
23-11-1990	43 / 3	«Молния-1»
15-02-1991	43 / 3	«Молния-1»
18-06-1991	43 / 4	«Молния-1»
01-08-1991	43 / 4	«Молния-1»
04-03-1992	43 / 4	«Молния-1»
06-08-1992	43 / 3	«Молния-1»
13-01-1993	43 / 3	«Молния-1»
26-05-1993	43 / 4	«Молния-1»
22-12-1993	43 / 3	«Молния-1Т»
14-12-1994	43 / 4	«Молния-1Т»
14-08-1996	43 / 3	«Молния-1Т»
24-09-1997	43 / 4	«Молния-1Т»
28-09-1998	43 / 3	«Молния-1Т»
02-04-2003	16 / 2	«Молния-1Т»

Хронология запусков спутников связи «Молния» приведена в прил. 2.

2.2. НИЗКООРБИТАЛЬНЫЕ СПУТНИКИ СВЯЗИ «ГОНЕЦ»

2.2.1. Спутники серии «Гонец»

В первые КА «Гонец-Д1» был запущен 28 декабря 2001 г. с испытательного космодрома Плесецк (рис. 2.4). Масса аппаратов достигает 250 кг. Они выводятся на орбиты высотой 1 400...1 420 км и наклоном 82,5°. Мощность системы электропитания КА – 120 Вт. Ресурс КА составляет 1,5...2,5 года.

На спутнике установлен ретрансляционный комплекс для обеспечения двусторонней телеграфной связи типа «электронная почта»: один канал «Земля-КА», один канал «КА-Земля». Масса Б РТК – до 50 кг, диапазон частот – 259,5...265,2 МГц, выходная мощность – 10 Вт. Пропускная способность КА-17 Мбит / сут. На спутнике имеется запоминающее устройство емкостью 12,8 Мбит.

Порядок отделения спутников при выведении РН «Циклон-3» перечислен в табл.2.2.

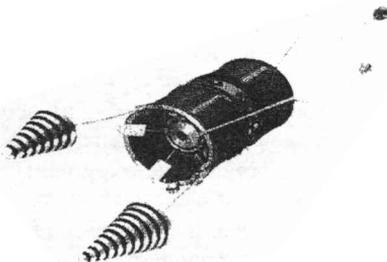


Рис. 2.4. КА низкоорбитальной связи «Гонец-Д1»

Таблица 2.2

Циклограмма пуска РН «Циклон-3»

Время от старта / мин; с	Событие
00:00,0	Старт
01:59,6	Отделение 1-й ступени
03:33,4	Сброс ГО
04:38,3	Выключение ДУ 2-й ступени
06:00,0	1-е включение ДУ 3-й ступени
07:35,9	Выключение ДУ 3-й ступени
41:50,8	2-е включение ДУ 3-й ступени
42:12,8	Выключение ДУ 3-й ступени
42:42,8	Отделение КА-1 (Гонец Д1)
43:03,8	Отделение КА-2 (Гонец Д1)
43:20,2	Отделение КА-3 (Гонец Д1)
43:36,6	Отделение КА-4 (Космос)
43:53,0	Отделение КА-5 (Космос)
44:09,4	Отделение КА-6 (Космос)

В настоящее время в составе низкоорбитальной спутниковой группировки находятся 6 аппаратов «Гонец Д1».

Поддержание системы «Гонец-Д1» в рабочем состоянии крайне необходимо для ее пользователей, пусть и не очень многочисленных. В настоящее время эта НССС является единственной действующей российской низкоорбитальной системой связи. Система имеет ряд существенных недостатков. Главный – ограниченная пропускная способность (2,4 кбит / с), позволяющая передавать лишь небольшие объемы данных.

У НССС «Гонец-Д1» имеется своя ниша на рынке услуг, а именно предоставление сервиса низкоскоростной передачи данных определенным категориям пользователей. С помощью «Гонца» осуществляются:

- сбор данных с необслуживаемых датчиков, установленных в труднодоступных и удаленных районах; автоматизированный учет показаний газовых, водяных и электрических счетчиков;
- глобальный мониторинг перевозки грузов со сквозным контролем их прохождения от места загрузки до пункта назначения;
- предоставление экстренных услуг передачи сообщений при возникновении чрезвычайных ситуаций.

Кроме того, по заявлению руководства системы, НССС «Гонец-Д1» обеспечивает доступ абонентов к ресурсам сети Internet, передачу речевых сообщений в режиме диспетчерской связи (без выхода в сеть общего пользования) и определение координат абонента с помощью собственных средств (до 1 км), либо с использованием данных систем GPS/ГЛОНАСС (до 100 м).

Учитывая принцип постепенного развития и наращивания возможностей больших систем связи, к которым относится НССС «Гонец», разработчиками системы совместно с Российским авиационно-космическим агентством была выработана концепция ее поэтапного развития.

Работы по созданию модернизированной системы с КА «Гонец-Д1М», начатые в 2000 г., позволят уже в 2003–2006 гг. обеспечить комфортные условия связи более чем 100 тыс. потребителей на территории России. Они предусматривают освоение нового, рекомендованного МСЭ для подвижных ССС частотного диапазона 0,3...0,4 ГГц, не отказываясь от используемых в системе «Гонец-Д1» частот 259,5...265,2 МГц. Кроме того, планируется введение внутризоновой радиотелефонной связи, увеличение общего числа каналов доступа к КА, скорости передачи информации до 9,6 кбит / с и, соответственно, пропускной способности КА в целом. Для придания таких возможностей планируется создать модернизированный КА «Гонец-Д1М» с большими, чем у «Гонцов-Д1» сроком активного существования, пропускной способностью каналов и объемом бортовой памяти. Кроме того, предполагается установить на спутнике корректирующую ДУ. Сравнительные характеристики КА «Гонец-Д1» и «Гонец-Д1М» приведены в табл. 2.3.

Таблица 2.3

Сравнительные характеристики КА «Гонец-Д1» и «Гонец-Д1М»

Параметры КА	«Гонец-Д7»	«Гонец-Д 7М»
Вес, кг	240	270
Количество каналов на аппарате Земля-борт / борт-Земля	1 / 1	16 / 2
Объем бортового ЗУ Мбайт	15	8
Срок активного существования, лет	1,5–2	5–7
Коррекция орбиты	нет	есть

В рамках второго этапа предполагается развернуть систему из 12 спутников (по четыре в трех орбитальных плоскостях). Запускать «Гонцы-Д1М» предполагается с космодрома Плесецк на р-н «Космос-3М» (по два КА), «Рокот» (по три КА), «Союз-2» с РБ «Фрегат» (по четыре КА). Сравнительная характеристика систем приведена в табл. 2.4.

Таблица 2.4

Сравнительная характеристика систем СС типа «Гонец»

Система	«Гонец-Д»	«Гонец-Д1М»	«Гонец»
Число спутников	6 (2 пл × 3 КА)	12(3 пл × 4 КА)	48 (6 пл × 8 КА)
Высота орбиты, км	1 400	1 400	1 400
Наклонение	825	825	82,5
Максимальное / среднее время ожидания сеанса связи, ч	25 / 15	13 / 08	0

Система	«Гонец-Д»	«Гонец-Д1М»	«Гонец»
Скорость передачи информации, кбит / с	27		12...64
Диапазон частот, МГц	2 595...2 652	300 / 400	300 / 400
Вероятность ошибки на символ	10^4	10^5	10^5
Кодирование	Блочное	Сверточное ($k = 7, r = 1 / 2$)	Сверточное ($k = 7, r = 3 / 4$)
Пропускная способность системы, Мбит / сут.	102	103	10^4
Количество пользователей, тыс.	4...10	100...200	1 500
Точность определения местоположения, м	100 (только через GPS)	100 (GPS) 800 (автономно)	100 (GPS) 400 (автономно)

2.2.2. Спутник двухсторонней телеграфной связи «Стрела»

КА «Стрела-3» предназначен для передачи телеграфной информации между периферийными и центральными пунктами с использованием КА в качестве активных ретрансляторов. Впервые был запущен в 1985 г. и с 1991 г. принят в постоянную эксплуатацию.

Космический комплекс «Стрела-3» является основой одноименной космической системы, в состав которой входят:

1. Ракетно-космический комплекс «Стрела-3»:
 - шесть КА «Стрела-3»;
 - ракета-носитель (11К68);
 - технический и стартовый комплексы.
2. Наземный радиотехнический комплекс средств связи:
 - центральные пункты связи (ЦПС) в стационарном и мобильном исполнении;
 - периферийные пункты связи в стационарном (СПС) и подвижном (ППС) исполнении.
3. Средства наземного комплекса управления.

КА «Стрела-3» обеспечивает двустороннюю телеграфную связь. Информация доставляется с задержкой или в реальном масштабе времени (если и периферийный и центральный пункты связи находятся в зоне видимости одного КА).

Каждый КА «Стрела-3» (17Ф13) имеет массу порядка 200 кг. Гарантированный срок активного существования спутников составляет 1 год, автономность функционирования КА – 7 суток. Вывод на орбиту спутников проводится с помощью р-н «Циклон-3» по шесть аппаратов одновременно. Орбитальное построение системы «Стрела-3» включает две орбитальные плоскости (пояса), сдвинутые друг относительно друга на 90° по долготе восходящего узла. Спутники выводятся на околокруговые орбиты высотой 1 400...1 420 км и наклоном $82,6^\circ$.

2.2.3. Телекоммуникационный малогобаритный спутник связи «Руслан-ММ»

Для международного оператора спутниковой связи – компании «Интерспутник», членами которого являются 23 государства (в то числе и Россия), разработан малогобаритный телекоммуникационный спутник серии «Руслан-ММ».

Характеристики КА «Руслан-ММ» приведены в табл. 2.5.

На платформе КА может быть установлено до 12 транспондеров в традиционном исполнении, обеспечивающих высокий уровень эквивалентной изотропно излучаемой мощности.

Схема выведения ИСЗ на целевую орбиту следующая: р-н «Стрела» стартует из шахтной пусковой установки космодрома «Свободный», что расположен в Амурской области, и выводит головную часть, состоящую из спутника и твердо топливного разгонного блока. Последний переводит спутник на высокоэллиптическую орбиту. После этого раскрываются солнечные батареи спутника, а затем мощная бортовая электроракетная двигательная установка переводит его по спиралеобразной траектории на геостационарную орбиту.

Таблица 2.5

Характеристика спутника «Руслан-ММ»

Параметры	Значение
Масса спутника на орбите, кг	560
Масса полезной нагрузки (ПН), кг	125
Мощность бортовой системы электропитания, отводимая для ПН, Вт	1 000
Точность поддержания параметров орбиты по широте и долготе	$\pm 0,1^\circ$
Система стабилизации	трехосная
Длительность выведения на стационар при запуске РН «Стрела», сут.	150
Срок активной эксплуатации, лет	10–12

Система связи с таким спутником по сравнению с запуском на орбиту полноразмерных геостационарных СС ракетами-носителями тяжелого класса имеет много преимуществ:

- можно в связи с изменяющимися запросами компаний-операторов и по мере освоения частотного ресурса поэтапно внедрять систему связи с адаптивным созданием инфраструктуры земного сегмента;
- за счет уменьшения расходов на производство спутников (фактор серийности) снижается стоимость транспондера;
- снижается уровень риска, так как в случае аварии при запуске теряется только часть связной емкости;
- первоначальные затраты минимизированы и т. д.

2.3. ГЕОСТАЦИОНАРНЫЕ СПУТНИКИ СВЯЗИ

2.3.1. Спутники серии «Ямал»

КА «Ямал» созданы в РКК «Энергия» им. С. П. Королева в кооперации с ведущими зарубежными производителями Alcatel, Alenia Spazio и NEC. Первая пара спутников была запущена 6 сентября 1999 г. КА «Ямал-100» под № 1 работает и сейчас в точке 90° в. д. Второй модификацией спутников серии «Ямал» является «Ямал-200» (рис. 2.5).

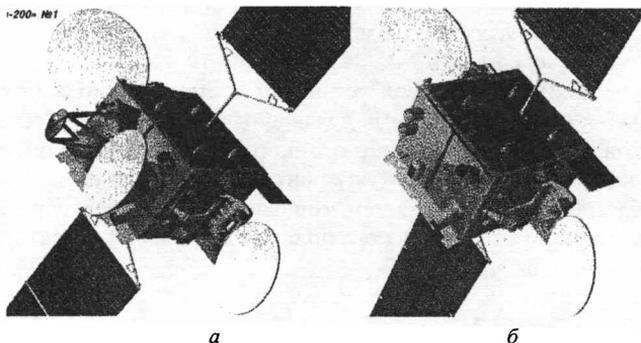


Рис. 2.5. КА связи: а – «Ямал-200» № 1; б – «Ямал-200» № 2

Основной конструктивной особенностью КА «Ямал-200» является ярко выраженная модульность, которая обеспечивает крайне высокую технологичность сборки и испытаний КА, создаваемых на базе универсальной космической платформы.

КА «Ямал-200» состоит из отсека полезной нагрузки, отсека служебных систем (ОСС) и модуля ЭРДУ.

В отсеке служебных систем расположены бортовой комплекс управления, система электроснабжения, система обеспечения теплового режима. Снаружи по бокам ОСС установлены две разворачивающиеся четырехсекционные панели солнечной батареи (СБ). Мощность СБ в начале штатной эксплуатации составит 4 080 Вт, в конце эксплуатации – 3 400 Вт.

Бортовая вычислительная машина объединяет все системы в единый бортовой комплекс управления. В состав бортовых систем входят все необходимые системы, обеспечивающие работу и контроль целевой аппаратуры и всего аппарата в целом: энергопитания, командной радиолинии, телеметрии, двигательной установки, управления движением и навигацией, терморегулирования.

Модуль ЭРДУ установлен сверху отсека служебных систем. ОСС с модулем ЭРДУ обеспечивает точность ориентации осей спутника $\pm 0,1^\circ$ и точность удержания спутника в орбитальной позиции по широте и долготе $\pm 0,1^\circ$.

Отсек полезной нагрузки (ОПН) включает в себя приемные и передающие антенны и ретрансляционную аппаратуру. Корпус ОПН аналогичен по конструкции корпусу ОСС.

Срок активного существования КА «Ямал-200» по ресурсу аппаратуры и по запасам топлива составляет 12 лет.

Расчетная точка стояния «Ямал-200» № 1 – 90° в. д., а «Ямал-200» № 2 – 49° в. д.

КА «Ямал-200» № 1 имеет 15 транспондеров С- и Ku-диапазонов и предназначен для развития сетей спутниковой связи и телевидения в С-диапазоне, а также обеспечит резервирование сетей, работающих через спутник «Ямал-100» № 1. Транспондеры Ku-диапазона мощностью 120 Вт с контурной диаграммой, покрывающей практически всю территорию России и СНГ, предназначены для развития сетей VSAT с антеннами диаметром от 1,2 м, а также для создания сетей непосредственного и распределительного телерадиовещания. В ОПН «Ямал-200» № 2 установлены 18 транспондеров С-диапазона. Они имеют полуглобальную зону покрытия. Спутник предназначен для обслуживания территории Европы, Ближнего Востока, Центральной, Южной и Юго-Восточной Азии, Северной Африки и ориентирован преимущественно на рынок магистральных потоков сети Internet между Европой и Азией.

Сравнительные характеристики КА «Ямал-200» № 1 и 2 приведены в табл. 2.6.

Таблица 2.6

Сравнительные характеристики КА «Ямал-200» № 1 и 2

Характеристика КА «Ямал-200»	«Ямал-200» № 1	«Ямал-200» № 2
Масса КА на орбите, кг	1 351	1 326
Сухая масса КА, кг	1 231	1 206
Масса полезной нагрузки с антенной системой	254	227
Количество транспондеров и диапазон частот	9 × C; 6 × Ku	18 × C
Рабочий диапазон частот, МГц Земля-КА	5895–6411(C) 14 000–14 500(Ku)	5 779–6 491
КА-Земля	3534–4086(C) 10 950–11 200(Ku) 11 450–11 700(Ku)	3 454–4 166
Ширина полосы частот ствола, МГц	72(C), 72(Ku)	72
Выходная мощность передатчика, Вт	55(C), 120(Ku)	55

2.3.2. Спутник серии «Экспресс»

Запуск р-н «Протон-К» был произведен 29 декабря 2003 г. с космодрома Байконур с разгонным блоком типа ДМ-2М и КА «Экспресс АМ22» (рис. 2.6).

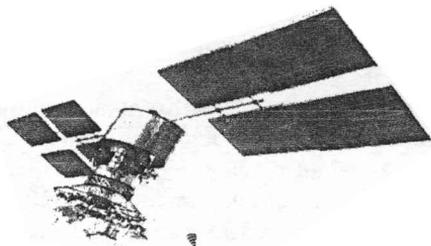


Рис. 2.6. КА фиксированной связи «Экспресс»

Выведение КА выполнено по классической схеме с выходом головного блока на низкую опорную орбиту высотой 188 × 204 км и двумя включениями ДУ РБ: первым в восходящем узле 2-го витка через 73 мин 26,2 с после старта и вторым в апогее 2-го витка в Т + 5:30:18,8.

Аппарат вышел на околостаационарную орбиту с параметрами:

- наклонение – 3'55";
- минимальная высота – 35 859 км;
- максимальная высота – 35 875 км;
- период обращения – 23 ч 59 мин 26,33 с.

«Экспресс АМ22» предназначен для предоставления пакета мульти-сервисных услуг (цифровое телерадиовещание, телефония, видеоконференцсвязь, передача данных, широкополосный доступ к сети INTERNET), а также для развития сетей связи на основе технологии малых станций VSAT, создания и объединения существующих ведомственных и корпоративных связей, оказания мультимедийных услуг (дистанционное обучение, телемедицина и др.).

Основные характеристики КА «Экспресс АМ22» приведены в табл. 2.7. Состав бортового ретрансляционного комплекса всех пяти спутников серии показан в табл. 2.8.

Таблица 2.7

Основные характеристики КА «Экспресс АМ22»

Параметры	Значение
Стартовая масса, кг	2 542
в том числе масса модуля ПН, кг	593
Мощность системы электропитания, Вт	6 350
в том числе потребляемая модулем ПН, Вт	4 410
Срок активного существования, лет	12
Точка стояния	53° в. д.
Точность удержания по долготе и наклонению	0,05°
Стабилизация	трехосная
Точность ориентации на Землю	0,15°
Погрешность наведения антенн	0,2°

Параметры	Значение
Частотный диапазон, ГГц	14 / 11 (Ku)
Количество активных транспондеров	24
Ширина полосы пропускания, МГц	54
Выходная мощность ствола, Вт	103,5
Минимальная ЭИИМ, дБ Вт (примечание: ЭИИМ – эквивалентная изотропно излучаемая мощность)	40 / 52

В табл. 2.9 приведены сравнительные характеристики связанных СС, созданных в НПО ПМ (см. также прил. 2).

Таблица 2.9

Сравнительные характеристики связанных СС, созданных в НПО ПМ

Параметры	«Горизонт»	«Экс-пресс»	«Экспресс-А»	«Экспресс-АМ»
САС, лет	3	5	7	12
Выходная мощность СЭП, Вт	1 700	3 200	3 600	6 350
Мощность, потребляемая БРТК, Вт	1 200	1 500	1 450	4 410
Количество транспондеров	6C + 1Ku + 1L	10C + 2Ku	12C + 5Ku	от 24 до 30
Стабилизация в точке стояния	0,5 / 2,0°	0,2°	0,05°	0,05°

В аппаратах «Экспресс-АМ» есть модуль полезной нагрузки (ПН) и модуль служебных систем (МСС) с минимумом интерфейсов между ними. Конструктивной основой МСС (платформы) является цилиндрический гермоконтейнер, в котором на приборной раме массой 22 кг устанавливается до 500 кг аппаратуры. Вентилятор обеспечивает циркуляцию воздуха внутри гермоконтейнера. Снаружи на него навешиваются радиатор чечевицеобразного сечения, баки гидразина бортовой ДУ, баки ксенона для стационарных плазменных двигателей, используемых для коррекции точки стояния аппарата.

Электропитание обеспечивают две панели солнечных батарей общей площадью 60 м², устанавливаемых на поворотные устройства в нижней части гермоконтейнера (на орбите она будет верхней). Эффективность СБ увеличена с 96 до 111 Вт / м² в конце 12-го года работы, а мощность для ПН – с 3 200 до 4 410 Вт. Шесть блоков никель-кадмиевых аккумуляторных батарей имеют доказанный ресурс 20 лет при уровне разряда 80 % и систему капельного заряда, позволяющую аппарату входить в тень с почти 100 % зарядом.

Основа модуля ПН – базовая плита, установленная на 12 точек механического крепления на МСС. К плите стыкуются боковые панели и астроплата, образуя так называемый «домик» суммарной массой 129 кг. На

северную и южную панели, которые менее всего нагреваются Солнцем, ставится аппаратура с максимальным тепловыделением.

Базовая плита и панели изготавливают по оригинальной и перспективной технологии – сотопанели со встроенным жидкостным трактом терморегулирования. Благодаря системе терморегулирования температура поддерживается на уровне +16...+20 °С с отклонением на 0,5° от заданной величины и регулируется скоростью прокачки.

На панелях «домика» монтируются электронные компоненты ПН и антенны. Модуль ПН имеет две раскрываемые антенны диаметром 1 800 мм, каждая из которых формирует два «пятна» различной поляризации сигнала, и две перенацеливаемые диаметром 650 мм, позволяющие сформировать узкий луч.

2.3.3. Спутники серии «Радуга »

В интересах министерства обороны РФ на орбитах работают ИСЗ «Радуга» и «Радуга-1» (см. табл. 2.10). «Радуга-1», запущенная 6 октября 2001 года, имеет орбиту со следующими параметрами:

- наклонение орбиты – 1,35°;
- среднее удаление от поверхности Земли – 35 922 км;
- период обращения – 24 ч.

Таблица 2.10

Запуски СС серии «Радуга»

Название и очередной номер	Дата запуска, ДМВ	Площадка и ПУ
«Радуга(17)»	15–11–1985	200 / 39
«Радуга(19)»	25–10–1986	200 / 40
«Радуга(21)»	10–12–1987	200 / 40
«Радуга(22)»	20–10–1988	200 / 39
«Радуга(23)»	14–04–1989	200 / 39
«Радуга-1(1)»	22–06–1989	200 / 39
«Радуга(24)»	15–12–1989	81 / 23
«Радуга(25)»	15–02–1990	81 / 23
«Радуга(26)»	20–12–1990	81 / 23
«Радуга-1(2)»	27–12–1990	200 / 39
«Радуга(27)»	28–02–1991	81 / 23
«Радуга(28)»	19–12–1991	81 / 23
«Радуга(29)»	25–03–1993	81 / 23
«Радуга(30)»	30–09–1993	81 / 23
«Радуга-1(3)»	05–02–1994	81 / 23
«Радуга(31)»	18–02–1994	81 / 23
«Радуга(32)»	28–12–1994	81 / 23
«Радуга(33)»	19–02–1996	200 / 39
«Радуга-1(4)»	28–02–1999	81 / 23
«Радуга-1(5)»	28–08–2000	81 / 23
«Радуга-1(6)»	06–10–2001	81 / 23

Аппараты «Радуга-1» предназначены для трех частотных диапазонов, работают со стационарной орбиты.

Основные характеристики специальных и зарубежных спутников связи даны в прил. 3.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назовите параметры орбит спутников серии «Молния».
2. Нарисуйте компоновочную схему спутника серии «Молния».
3. Назовите параметры орбит спутников серии «Гонец».
4. Перечислите перспективы развития НССС «Гонец».
5. Назовите особенности компоновки спутника «Ямал-200».
6. Расскажите о двигательной установке ориентации и коррекции «Ямал-200».
7. Назовите ракеты-носители для геостационарных спутников связи.
8. Назовите особенности компоновки спутника «Экспресс-АМ».
9. Какая система терморегулирования применяется на спутнике «Экспресс-АМ»?
10. Какая система электропитания применяется на спутнике «Экспресс-АМ»?

3. СОВРЕМЕННЫЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ СПУТНИКИ СВЯЗИ

3.1. СТАЦИОНАРНЫЙ СПУТНИК СВЯЗИ КАНАДСКОЙ КОРПОРАЦИИ TELESAT «ANIK»

С пускового комплекса «ELA-2» космодрома Куру во Французской Гвиане стартовой командой компании Arianespace запущен 21 ноября 2001 г. носитель «Ariane 44L» (вариант с четырьмя жидкостными стартовыми ускорителями) со спутником «Anik F1», принадлежащим канадской корпорации Telesat.

Параметры орбиты КА после отделения от верхней ступени ракеты составили (в скобках – расчетные значения):

- наклонение – $5,999^\circ$ ($6,002 \pm 0,07$);
- высота в перигее – 225,5 км ($224,7 \pm 3$);
- высота в апогее – 38 412 км ($38\,340 \pm 86$).

Сейчас аппарат находится в точке стояния $107,3^\circ$ з. д.

Спутник имеет 84 транспондера с усилителями на основе ламп бегущей волны и используется для маневрирования на орбите и удержания в точке стояния четыре 25-ти сантиметровых ионных электроракетных двигателя ХРРСТМ, работающих на ксеноне.

«Anik F1» – девятый спутник, который построили для Telesat, и самый мощный на сегодня.

Аппараты «Anik F1» и -F2 (последний запущен в конце 2002 г.) являются мировыми лидерами в области мощности и пропускной способности. «Anik F1» в 15 раз мощнее таких спутников, как «Anik C» и D. Мощность СБ (средняя за весь срок эксплуатации) этого спутника составляет 17,5 кВт: используются две пятисекционные панели с фотоэлементами на основе арсенида галлия с двойным *p-n* переходом. Характеристики спутника «Anik F1» приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Характеристики спутника «Anik F1»

Масса КА	
Стартовая, кг	4 710
На геостационарной орбите, кг	3 015
Габариты КА	
В сложенном состоянии, м	624 × 350 × 330
На орбите, м	4 041 × 624 × 899
Характеристики бортового ретрансляционного комплекса	
Диапазон	С / Ки
Количество транспондеров	36 / 48
Мощность каждого транспондера, Вт	40 / 115
Расчетная длительность эксплуатации, лет	15
максимальная грузоподъемность РН «Ariane 44Р», кг	4 852
Размах СБ составил, м	56

3.2. СПУТНИКИ СВЯЗИ ЕВРОПЕЙСКОЙ КОМПАНИИ SES «ASTRA»

3.2.1. Спутник связи «Astra-2C»

Телекоммуникационный спутник «Astra-2C» был выведен в 2001 г. РН 8K82K «Протон-К» с космодрома Байконур. КА принадлежит компании Societe Europeenne des Satellites S. A. Поставщиком пусковых услуг выступило российско-американское совместное предприятие International Launch Services (ILS).

По данным ILS, отделение КА было произведено на орбите с параметрами (в скобках – расчетные значения):

- наклонение – 15,99° (16,0 ± 0,75°);
- высота перигея – 7 706,6 км (7 700,0 ± 400 км);
- высота апогея – 35 826,6 км (35 836,0 ± 150 км).

КА «Astra-2C» – двенадцатый спутник системы «Astra». Он изготовлен компанией Boeing Satellite Systems (BSS) на основе базового блока BSS-601HP. Аппарат имеет стартовую массу 3 643 кг. При запуске его га-

бариты составляют 3,3 м в длину и ширину и 5,5 м в высоту. На геостационарной орбите он разворачивает солнечные батареи (размах 26 м) и антенные рефлекторы (размах 10 метров). Система ориентации спутника – трехосная. Гарантийный срок активной эксплуатации КА – 15 лет.

Система электропитания спутника включает две солнечные батареи с фотоэлектрическими преобразователями из арсенида галлия мощностью 7 кВт и 28-и элементная никель-водородную буферную батарею. На «Astra-2C» установлена двухкомпонентная апогейная двигательная установка многократного запуска. Для коррекции точки стояния аппарат использует ионную двигательную установку XI PS (Xenon Ion Propulsion System), работающую на ксеноне. Использование ионной ДУ позволяет сократить на 90 % массу запасов рабочего тела.

Полезная нагрузка «Astra-2C» состоит из 32 транспондеров с шириной полосы пропускания по 33 МГц, работающих в Ku-диапазоне (14 / 11 ГГц). Ретрансляторы используют в качестве усилителей лампы бегущей волны с выходной мощностью 105 Вт каждая. Режим работы этих ретрансляторов цифровой. BSS гарантирует работу как минимум 28 из 32 ретрансляторов через 5 лет после запуска спутника. Кроме того, на «Astra-2C» установлены усовершенствованные антенны, использующие два больших облегченных рефлектора.

Аппарат предназначен для непосредственного теле- и радиовещания на Западную Европу (табл. 3.2).

«Astra-3A» – восьмой спутник компании SES «Astra», запущенный на РН семейства «Ariane». Первым был «Astra-1A» в декабре 1988 г.

Таблица 3.2

Точки стояния КА семейства «Astra»

КА	Дата старта	Точка стояния	
		19° з. д.	28° в. д.
«Astra-1A»	11–12–1988	1989	
«Astra-1B»	02–03–1991	1991	
«Astra-1C»	12–05–1993	1993	
«Astra-1D»	01–11–1994	1995–1998 1998–1999	1998–2000
«Astra-1E»	19–10–1995	1995	
«Astra-1F»	08–04–1996	1996	
«Astra-1G»	02–12–1997	1998	
«Astra-2A»	30–08–1998		1998
«Astra-1H»	18–06–1999	1999	
«Astra-2B»	14–09–2000		2000
«Astra-2D»	20–12–2000		2001
«Astra-2C»	15–06–2001		2001

Примечание. Данным ДЖ. Мак-Дауэла

3.2.2. Спутник связи «Astra-3A»

Космический аппарат Astra-3A, принадлежащий компании SES «Astra», выведен 29 марта 2001 г. РН «Ariane-44L». КА был изготовлен американской компанией Boeing Satellite Systems Inc., расположенной в Эль-Сегундо (Калифорния).

По данным Agianespace, отделение КА было произведено на орбите со следующими параметрами (в скобках – расчетные значения):

- высота перигея – 249,8 км ($249,6 \pm 3$ км);
- высота апогея – 35 995 км ($35\,982 \pm 150$ км);
- наклонение – $4,00^\circ$ ($4,0 \pm 0,06^\circ$).

С запуском КА «Astra-3A» Люксембургская компания SES «Astra», широко известная в Европе своими услугами в области кабельного телевидения и широкополосной спутниковой связи, начала осваивать новую для себя орбитальную позицию $23,5^\circ$ в. д. До сих пор главной точкой для SES «Astra» была $19,2^\circ$ в. д. В нее выводились все первые КА «Astra», имевшие индекс «I» (всего восемь спутников от 1A до 1H). Расширению орбитальной группировки мешала сильная загруженность пространства на ГСО, позволяющего вещать на Европу.

Однако в середине 90-х годов фирме удалось согласовать в МЭС вторую орбитальную позицию, расположенную восточней первой, – $28,2^\circ$ в. д. С 1998 г. в нее начались запуски аппаратов второй серии – «Astra-2». Однако компания не остановилась на достигнутом. В недавнем прошлом SES «Astra» получила еще ряд орбитальных позиций: $5,2^\circ$, $23,5^\circ$ и $24,2^\circ$ в. д. Текущее положение связанных спутников серии «Astra» приведено в табл. 3.3. Характеристики КА «Astra-3A» приведены в табл. 3.4.

Таблица 3.3

Текущее положение связанных спутников серии «Astra»

КА	Год запуска	РН	Текущая точка стояния
«Astral-A»	11–12–1988	«Ariane-44LP»	52° в. д.
«Astra-1B»	02–03–1991	«Ariane-44LP»	192° в. д.
«Astra-1C»	12–05–1993	«Ariane-42L»	192° в. д.
«Astra-ID»	01–11–1994	«Ariane-42P»	242° в. д.
«Astra-1E»	19–10–1995	«Ariane-42L»	192° в. д.
«Astra-F»	08–04–1996	«Протон /ДМЗ»	192° в. д.
«Astra-1G»	02–12–1997	«Протон-К/ДМЗ»	192° в. д.
«Astra-2A»	30–08–1998	«Протон-К/ДМЗ»	282° в. д.
«Astra-Ж»	18–06–1999	«Протон-К/ДМЗ»	192° в. д.
«Astra-2B»	14–09–2000	«Ariane-5G»	282° в. д.
«Astra-2D»	20–12–2000	«Ariane-5G»	282° в. д.
«Astra-2C»	16–06–2001	«Протон-К/ДМЗ»	192° в. д.
«Astra-3A»	29–03–2002	«Ariane-44L»	235° в. д. (по плану)

Таблица 3.4

Характеристики КА «Astra-3A»

Стартовая масса, кг	1 495
Габариты при запуске, м	
– высота	3,15
– диаметр	2,17
Габариты на ГСО	
– высота	7,97
– диаметр	2,17
Мощность СБ в конце эксплуатации, Вт	1 525
Расчетная длительность эксплуатации, лет	10

Полезная нагрузка КА состоит из двадцати транспондеров диапазона Ku. Через них будет вестись непосредственное телевидение на наземные пользовательские терминалы на частотах 11,45...11,70 и 12,50...12,75 ГГц.

3.3. СПУТНИКИ СВЯЗИ КОМПАНИИ PANAMSAT «PAS»

Компания PanAmSat, образованная в 1988 г., является одной из самых крупных в спутниковом бизнесе. Компания обладает самым большим среди коммерческих фирм флотом геостационарных спутников: 22 КА, три из которых были запущены в 2000 г. Годовой оборот PanAmSat составляет почти 10 млрд долларов.

«PAS-1R» стал самым мощным КА в «спутниковом флоте» компании PanAmSat. КА «PAS-1R» изготовлен компанией Boeing Satellite Systems в г. Эль-Сегундо (штат Калифорния, США) на основе базовой платформы «Boeing702» (ранее – «HS-702»). Характеристики спутников связи семейства «PAS» приведены в табл. 3.5.

Таблица 3.5

КА семейства «PAS»

КА	Точка стояния	Дата запуска Тип р-н	Гарантийный срок эксплуатации	Транспондеры (диапазон × количество × ширина × диапазона × мощность)	Обслуживаемый регион
«PAS-1»	45° з. д.	15-06-1988 «Ariane-44LP»	до 2001	С – 12 × 36 МГц × 8 5 Вт С – 6 × 72 МГц × 162 Вт Ки – 6 × 72 МГц × 162 Вт	Америка Карибы Европа
«PAS-2»	169° в. д.	08-07-1994 «Ariane-44L»	до 2010	С – 12 × 54 МГц × 3 Вт С – 4 × 64 МГц × 34 Вт Ки – 12 × 54 МГц × 63 Вт Ку – 4 × 64 МГц × 63 Вт	Азиатско-Тихоокеанский
«PAS-3»	план – 43° з. д.	01-12-1994 «Ariane-42P» (аварийный)	-	С – 12 × 54 МГц × 34 Вт С – 4 × 64 МГц × 34 Вт Ки – 12 × 54 МГц × 63 Вт Ку – 4 × 64 МГц × 63 Вт	Америка Карибы Европа Африка

КА	Точка стояния	Дата запуска Тип р-н	Гарантийный срок эксплуатации	Транспондеры (диапазон × количество × ширина × диапазона × мощность)	Обслуживаемый регион
«PAS-4»	68,5° в. д.	03-08-1995 «Ariane-42L»	до 2011	С – 12 × 54 МГц × 34 Вт С – 4 × 64 МГц × 34 Вт Ku – 16 × 27 МГц × 60 Вт Ku – 6 × 54 МГц × 60 Вт Ku – 2 × 64 МГц × 60 Вт	Азия, Африка Средний Восток, Европа
«PAS-3R»	43° з. д.	12-01-1996 «Ariane-44L»	до 2010	С – 12 × 54 МГц × 34 Вт С – 4 × 64 МГц × 34 Вт Ku – 12 × 54 МГц × 63 Вт Ku – 4 × 64 МГц × 63 Вт	Америка Карибы, Европа, Африка
«PAS-6»	43° з. д.	08-08-1997 «Ariane-44P»	до 2012	Ku – 36 × 36 МГц × × 100 / 110 Вт	Южная Америка
«PAS-5»	58° з. д.	28-08-1997 «Протон-К / ДМ2»	до 2012	С – 24 × 36 МГц × 50 Вт Ku – 24 × 36 МГц × × 110 / 60 Вт	Америка, Европа
«PAS-7»	68,5° в. д.	16-09-1998 «Ariane-44LP»	до 2013	С – 14 × 36 МГц × 50 Вт Ku – 30 × 36 МГц × 100 Вт Ku – 4 × 64 МГц × 63 Вт	Азия, Африка, Средний Восток, Европа
«PAS-8»	166° в. д.	04-11-1998 «Протон-К / ДМ2»	до 2013	С – 24 × 36 МГц × 50 Вт Ku – 24 × 36 МГц × 100 Вт	Азиатско-Тихоокеанский
«PAS-6B»	43° з. д.	22-12-1998 «Ariane-42L»	до 2013	Ku – 32 × 36 МГц × × 105 / 140 Вт	Южная Америка
«PAS-9»	58° з. д.	28-07-2000 «Зенит-3SL»	до 2015	С – 24 × 36 МГц Ku – 24 × 36 МГц	Америка, Карибы, Европа
«PAS-1R»	45° з. д.	15-11-2000 «Ariane-5»	до 2015	С – 36 × 36 МГц × 38 / 55 Вт Ku – 36 × 36 МГц × 125 / Ku – 36 × 36 МГц × × 125 / 140 Вт	Америка Карибы, Европа, Африка
«PAS-10»	68,5° в. д.	1 кв.-2001 «Протон-К / ДМ2»	до 2015	С – 8 × 54 МГц С – 16 × 27 МГц Ku – 24 × 36 МГц	Азия, Африка, Средний Восток, Европа

Стартовая масса КА – 4 793 кг, сухая – около 3 000 кг. Спутник рассчитан на 15 лет активной эксплуатации. При запуске КА имеет высоту 6,2 м, ширину и длину по 3,5 м. Размах панелей СБ на орбите после их развертывания – 40,95 м. КА имеет трехосную стабилизацию. Мощность системы электропитания в конце расчетного срока эксплуатации – 15 кВт.

Полезная нагрузка спутника состоит из 72 активных транспондеров с линейной поляризацией, 36 из которых работают в диапазоне Ku на частотах 13,750...14,500 ГГц для канала «Земля-КА», 10,950...11,200 и 11,450...11,950 ГГц для канала «КА-Земля». Ширина полосы пропускания 36 МГц, мощность усилителей – 125 и 140 Вт. Другие 36 транспондеров работают в диапазоне C на частотах 5,925...6,425 ГГц («Земля-КА») и 3,700...4,200 ГГц («КА-Земля»). Ширина полосы пропускания – 36 МГц, мощность усилителей – 38 и 55 Вт.

«PAS-1R» будет обеспечивать непосредственное телевещание, широкие услуги связи, передачи данных и доступа в Internet на территории Европы, Африки, Карибского бассейна, Южной и Центральной Америки. «PAS-1R» стал одиннадцатым в этом семействе (табл. 3.5). Кроме того, компания PanAmSat владеет серией спутников «Galaxy», используемых для предоставления телекоммуникационных услуг на территории Соединенных Штатов. Для этого сейчас на орбите работают КА «Galaxy-1R», «Galaxy-IIIIR», «Galaxy-IVR», «Galaxy-V», «Galaxy-VII», «Galaxy-IX», «Galaxy-XR», «Galaxy-XI».

Сравнительные характеристики зарубежных спутников связи представлены в прил. 4.

3.4. СПУТНИКИ СВЯЗИ КОНСОРЦИУМА «INTELSAT»

Консорциум «Intelsat» (официальное название – International Telecommunication Satellite Organization (Международная организация спутниковой связи)), являющийся первым в мире коммерческим предприятием в области спутниковой связи, в настоящее время предоставляет свои услуги более чем миллиарду человек. Консорциум обеспечивает половину международных телефонных переговоров и передачу практически всех трансатлантических телевизионных программ для 30 стран мира.

Спутники консорциума, расположенные на геостационарной орбите, обеспечивают телефонную, телексную и факсимильную связь, а также телевизионные передачи для абонентов, находящихся в 170 странах мира. В системе «Intelsat» циркулирует разнообразная информация, в том числе данные о биржевых операциях, копии газет, заказы на резервирование мест в самолетах, гостиницах и так далее. В состав системы «Intelsat» также входит более 600 стационарных и 800 мобильных приемных станций, обеспечивающих более 2 000 независимых каналов связи.

Стационарные станции оснащены антеннами разных видов, габаритов и назначений: от параболоидов диаметром 18 метров, предназначенных для приема данных речевой информации и телевизионных программ, до антенн диаметров 3,5 метра для приема и передачи коммерческой и деловой информации.

Управление спутниками «Intelsat» осуществляется из штаб-квартиры консорциума, расположенной в Вашингтоне. Центр управления ведет круглосуточное слежение и коррекцию орбит космических операторов.

Центр обслуживает каждый новый спутник «Intelsat» с момента его запуска. Специалисты Центра выводят спутник в расчетную точку геостационарной орбиты, разворачивают антенны, и проводят цикл орбитальных проверок. Восемь станций слежения, приема телеметрии и выдачи команд системы «Intelsat» находятся в разных частях Земли (Бразилия, Камерун, Франция, Гавайские острова, Индонезия, Италия, Япония и США).

Оперативный Центр системы «Intelsat» контролирует доступ наземных станций в орбитальной части системы и ежедневно обеспечивает передачу более 100 телевизионных программ.

Услуги, предоставляемые консорциумом «Intelsat» на коммерческой основе, условно можно подразделить на шесть категорий:

1. Выполнение коммутационных функций для международных телефонных сетей общего пользования. Ежегодное «Intelsat» обеспечение миллиардов международных телефонных переговоров. Обеспечение более эффективной работы систем скоростной передачи информации с помощью аналоговых систем с частотным уплотнением и частотной модуляцией, с многостанционным доступом с временным уплотнением каналов и коммутацией на борту спутника.

2. Сдача ретрансляторов в аренду. Для обеспечения национальных потребностей в средствах связи, по состоянию на 1 января 1990 г., (ретрансляторы консорциума «Intelsat» арендовали следующие страны: Алжир, Чили, КНР, Колумбия, Берег Слоновой Кости, Дания, Франция, Индия, Ливия, Малайзия, Мозамбик, Новая Зеландия, Нигерия, Пакистан, Перу, ЮАР, Испания, Таиланд, Великобритания, Венесуэла и Заир). Существует два способа аренды ретрансляторов: с предоставлением ряда преимуществ и без них. Аренда с преимуществом в оплате предоставляется сроком от 3 месяцев до 5 лет. При этом пользователи обеспечиваются связной аппаратурой с шириной полосы 9 МГц для глобальной связи в диапазоне С. Для предоставления таких услуг выделяются ретрансляторы с покрытием половины зоны видимости, ретрансляторы с зонными лучевыми антеннами и ретрансляторы диапазона Ku с остронаправленными антеннами. Аренда с преимуществами осуществляется по более низкому тарифу.

Предоставление аренды ретрансляторов без преимуществ в оплате оговаривается на срок 1, 5, 10 и 15 лет. Этот вид услуг отличается от предыдущего более высокой приоритетностью оказания услуг связи, что влечет повышение тарифа. Однако при аренде на срок свыше 5 лет вводятся дополнительные льготы.

3. Продажа ретрансляторов пользователям для создания национальных систем связи производится на весь срок их эксплуатации в соответствии с существующей в «Intelsat» программой PDC (Planned Domestic Service). Продажа начата в 1985 г. по цене 146 млн. долларов. Ретрансляторы закупили: Аргентина, Боливия, Центрально-Африканская республика, Чад, Чили, КНР, Эфиопия, Габон, ФРГ, Иран, Израиль, Италия, Япония, Нигер, Норвегия, Португалия, Швеция, Турция, США и Венесуэла.

4. Используются сети IBS (Intelsat Business Services) для организации двусторонней деловой связи через спутниковую систему Intelsat. Такого рода радиосети относятся к категории частновладельческих (Private Network Services).

5. Предоставление телевизионных каналов на срок от 10 минут до недели. Для освещения спортивных передач или политических событий. Возможна сдача в аренду телевизионных каналов сроком до 15 лет. Возможна также передача цифровой видеoinформации, а также различных данных и радиовещательных программ.

6. На период ремонта и профилактики трансатлантических подводных кабелей связи их функции выполняют спутники системы Intelsat. Первая операция подобного рода была произведена в июне 1965 года с помощью спутника Intelsat-1 (Early Bird).

3.4.1. Спутник связи «Intelsat-4»

В 1975 г. запуском седьмого связного спутника было завершено развертывание системы «Intelsat». С помощью спутников «Intelsat-4» можно было обеспечивать все виды связи: телефонную, телеграфную, телевизионную, факсимильную передачу данных с высокой скоростью, а также ретрансляцию радио и телевизионных программ. Для системы связи через СС «Intelsat-4» корпорацией «Comsat» (США) была разработана аппаратура SPADE для наземных станций, обеспечивающая работу в режиме многостанционного доступа с предоставлением каналов по требованию, с одной несущей на канал, с кодово-импульсной модуляцией и частотным уплотнением отдельных телефонных каналов, с четырехфазовой несущей манипуляцией.

Эта аппаратура обеспечивала выключение в период пауз, что позволяло экономить мощность передатчика, следовательно, увеличить пропускную способность. Каждый приемопередатчик ИСЗ «Intelsat-4» в сочетании с антеннами с глобальной ДН (диаграммой направленности) наземными станциями четвертого поколения обеспечивал пропускную способность 500 дуплексных телефонных каналов в режиме многостанционного доступа с частотным разделением каналов и 800 каналов с использованием SPADE или передачу одноцветной программы со звуковым сопровождением.

Первый ИСЗ серии «4» был выведен на орбиту в январе 1971 г. Основные отличия его от спутников предыдущей серии следующие:

1. На антенной платформе с механической системой противовращения были установлены приемные и передающие антенны с широкой (рупорные) и узкой (параболические) диаграммами направленности (ДН).

2. Благодаря использованию системы многостанционного доступа с аппаратурой SPADE была повышена эффективность использования 500 МГц полосы частот.

3. Эффективная изотропно-излучаемая мощность (ЭИМ) при работе на остронаправленную антенну была повышена на 10 дБ.

4. Наличие отдельных антенн для командной и телеметрической систем.

Система ориентации и коррекции обеспечивала удержание спутника по широте и долготе с точностью $\pm 0,35$ градуса. Для обеспечения заданной надежности все элементы системы ориентации и коррекции были зарезервированы. Инфракрасные (ИК) датчики Земли и солнечные датчики имели тройное резервирование.

Энергопитание бортовых систем ИСЗ осуществлялось от солнечных батарей (СБ), а при нахождении в тени от двух бортовых химических батарей (БХБ).

Корпус ИСЗ (рис. 3.1) представлял собой два цилиндра, расположенные один над другим. На каждом были укреплены 11 секторов, каждый из которых был покрыт 32 вертикальными панелями кремниевых солнечных элементов (СЭ) *n-p* типа, размером 2×2 см., разделенных двумя панелями, используемыми для подзарядки БХБ.

Бортовая ИСЗ «Intelsat-4» представляла собой 12-ствольный ретранслятор с усилением по СВЧ. В состав системы входили 4 приемника, два входных мультиплексора, блок оконечных усилителей на лампах бегущей волны (ЛБВ), четыре выходных мультиплексора, антенная система из 6 антенн, размещенных на антенной платформе вокруг центральной мачты. Кроме того, на борту имелись также ненаправленные командная и телеметрическая антенна. В качестве приемных антенн использовались 2 рупорно-параболические антенны с круговой поляризацией: одна в плоскости $-XO +Z$, другая в плоскости $+XO +Z$ бортовой системы координат.

В качестве передающих использовались 2 рупорно-параболические с широкой ДН (диаграммой направленности) и 2 остронаправленные параболические антенны с круговой поляризацией.

Отражатели антенн с узкой ДН могли поворачиваться с дискретностью $0,1^\circ$ с целью их переориентации в заданный район земного шара.

Облучатели антенн оставались неподвижными. Остронаправленными антеннами пользуются на линиях спутниковой связи с высоким графиком.

Из 4 комплектов приемников ретранслятора СС «Intelsat-4» один рабочий, а остальные – резервные. В состав приемника входили следующие каскады: усилитель на туннельном диоде (6 ГГц), полосовой фильтр, смеситель, гетеродин, усилитель на туннельном диоде (4 ГГц), усилитель на ЛБВ. Блок входных мультиплексоров разделяют 500 МГц тракт на 12 стволов, каждый из которых имеет 36 МГц рабочую полосу пропускания. Стволы подразделялись на верхние и нижние, и между ними имелась защитная полоса шириной 20 МГц, используемая для передачи телеметрии и команд управления. Средние частоты в верхних и нижних стволах были разнесены друг от друга на 40 МГц.

Система координат СС «Intelsat-4» показана на рис. 3.2.

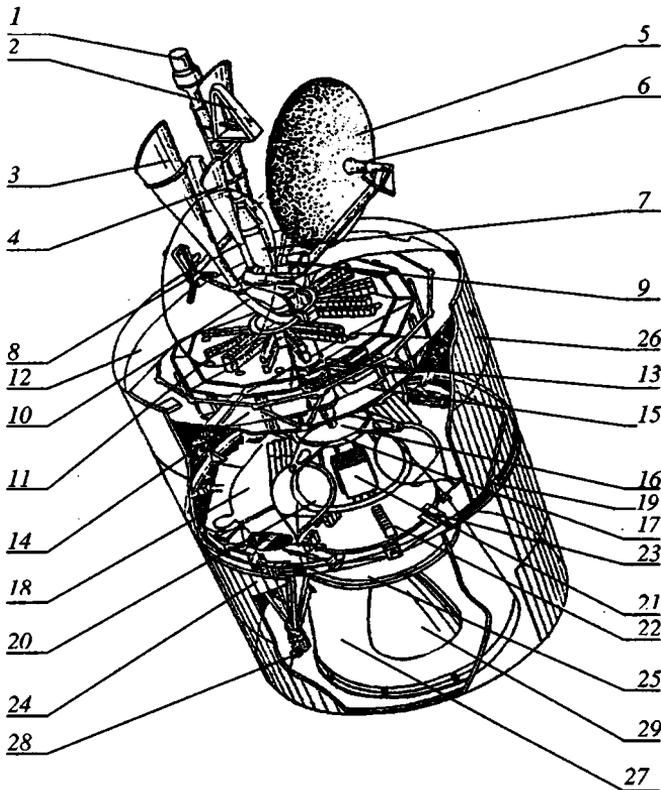


Рис. 3.1. Вид СС «Intelsat-4» в разрезе: 1 – телеметрическая и командная антенна; 2 – демпферы нутации (2 шт.); 3 – передающая антенна с широкой диаграммой направленности; 4 – приемная антенна с широкой диаграммой направленности; 5 – остронаправленная передающая антенна; 6 – облучатель остронаправленной передающей антенны; 7 – антенная мачта; 8 – механизм вращения рефлекторов остронаправленных антенн; 9 – телеметрическая рупорная антенна; 10 – волновод; 11 – выходные мультиплексеры; 12 – передний щиток защитный экран; 13 – телеметрическое и командное оборудование; 14 – блоки питания ЛБВ; 15 – ЛБВ (12X2 шт.); 16 – антенная платформа; 17 – узел вращения антенной платформы; 18 – блок контроля системы бортового питания; 19 – радиальные двигатели малой тяги системы ориентации и коррекции (2 шт.); 20 – топливные баки с гидразином (4 шт.); 21 – электронный блок управления противовращением антенной платформы; 22 – аккумуляторные батареи (2 шт.); 23 – ИК-датчики горизонта Земли (3 шт.); 24 – солнечные датчики (3 шт.); 25 – двигатели противовращения ИСЗ; 26 – панели солнечных батарей; 27 – теплозащитный экран; 28 – аксиальные двигатели малой тяги системы ориентации (2 шт.); 29 – апогейный РДТТ

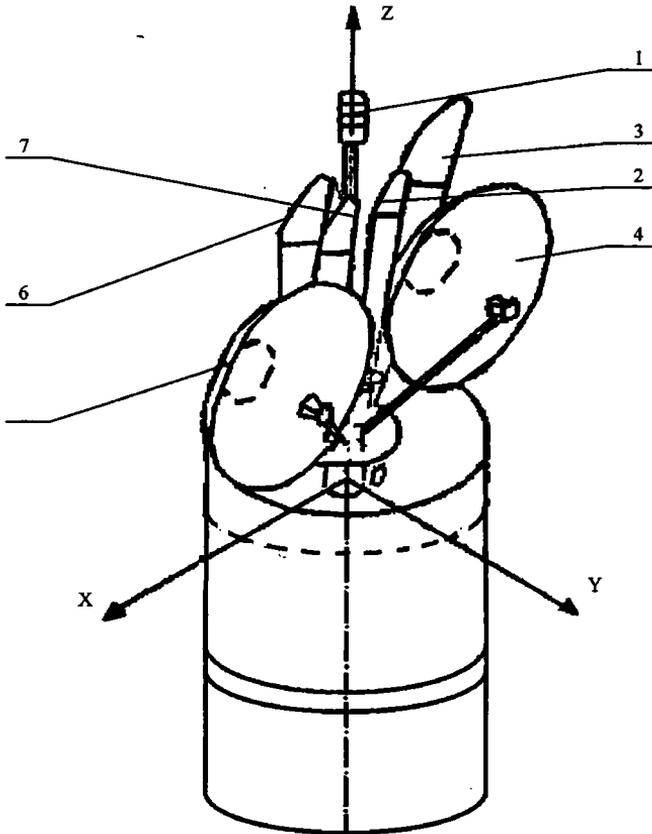


Рис. 3.2. Система координат СС «Intelsat-4»: 1 – ось вращения ИСЗ (ось Z); 2 – приемная антенна с глобальной зоной обслуживания в плоскости $-XO + Z$; 3 – передающая антенна с глобальной зоной обслуживания в плоскости $-XO + Z$; 4 – передающая антенна с региональной зоной обслуживания для нечетных стволов, размещенная в плоскости $-XO + Z$; 5 – передающая антенна с региональной зоной обслуживания для четных стволов, размещенная в плоскости $+XO + Z$; 6 – передающая антенна с глобальной зоной обслуживания в плоскости $+XO + Z$; 7 – приемная антенна с глобальной зоной обслуживания в плоскости $+XO + Z$

3.4.2. Спутник связи «Intelsat-4A»

Как и спутники серии «Intelsat-4» спутники серии «Intelsat-4A» (рис. 3.3) были разработаны и построены фирмой «Hughes Aircraft».

На ИСЗ этой серии было установлено 20 ретрансляционных устройств (вместо 12 на ИСЗ «Intelsat-4»), использовалась более совершенная антенная система, которая, благодаря пространственному разделению диаграмм направленности антенн, позволяла многократно использовать один и тот же частотный диапазон. Например, на спутнике, который находится над Атлантическим океаном в положении 25° з. д. (расчетное положение второго – $29,5^{\circ}$ з. д.) восемь ретрансляторов с общей шириной полосы 300 МГц работали на антенну с ДН, ориентированной на Восток и охватывающей Европу и Африку; еще восемь ретрансляторов, использующие тот же частотный диапазон, работали на антенну с ДН, ориентированную на Запад и охватывающую Северную и Южную Америку; четыре ретранслятора работали на антенну с глобальной ДН; последние четыре ретранслятора обеспечивали связь со станциями на островах в Атлантическом океане, которые не были охвачены антеннами, ориентированными на Запад и Восток. Так как для антенн, ориентированных на Западное и Восточное полушария, используются одни и те же частоты, возникает необходимость надлежащей степени изоляции для сохранения на приемлемом уровне межканальной интерференции. Технические условия на систему требуют изоляции порядка 27 дБ одной антенны от ее интерферирующего бокового лепестка другой антенны. Так как спектр сигнала с частотной модуляцией имеет неединственное распределение, он не может рассматриваться как тепловой шум.

Минимизация межканальной интерференции требует тщательной координации частот, так как имеет место широкий разброс географического положения наземных станций с вариациями окружающих эти станции электромагнитных условий среды.

Характеристики связных ИСЗ «Intelsat-4» и «Intelsat-4A» представлены в сводной табл. 3.6.

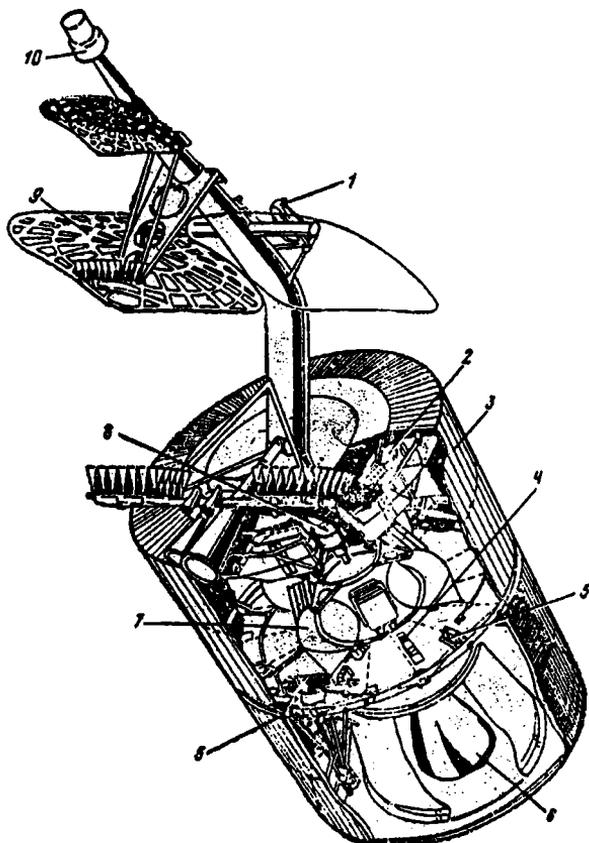


Рис. 3.3. Спутник «INTELSAT - 4А»: 1 – демпфер нутации; 2 – оборудование ретрансляционной системы; 3 – панель с солнечными элементами; 4 – батареи; 5 – солнечный датчик и датчик направления на Землю; 6 – бортовой РДТТ; 7 – бак с гидразином для микродвигателей ориентации и коррекции орбиты; 8 – система противовращения антенного блока; 9 – передающая антенна; 10 – телеметрическая антенна

Таблица 3.6

Сравнительные характеристики СС «Intelsat-4» и «Intelsat-4A»

Характеристика СС	«Intelsat-4»	«Intelsat-4A»
Диапазон частот, ГГц	416	416
Орбита	Стационарная	Стационарная
Количество стволов ретранслятора	12	
Вес ретранслятора, кг	154	
Выходная мощность ретранслятора, Вт	96	
ЭИМ ретранслятора, дБ Вт	22 / 33,7	
Точность ориентации	$\pm 0,35^\circ$	$\pm 0,35^\circ$
Точность удержания по долготе	$\pm 0,1^\circ \dots 0,5^\circ$	$\pm 0,1^\circ \dots 0,5^\circ$
Срок активного существования, лет	7	
Информативность (дуплексные телефонные каналы)	5 000	5 000
Вес ИСЗ: стартовый на орбите, кг	1 415 730	1 415 730
Параметры наземных антенн диаметр, м	25...30	25...30
Эффективная шумовая температура, °К	50...100	50...100
Система электропитания (СЭС)	СБ и 2БХБ	СБ и 2БХБ
Мощность в конце срока активного существования, Вт	460	460
Вес БХБ, кг	98	98
Бортовые антенны: тип	2 параболические и 4 рупорные	2 параболические и 4 рупорные
Усиление	31 дБ (пар.)	31 дБ (пар.)
Ширина ДН	4,5° и 18°	4,5° и 18°
Вес АФУ, кг	19 (+18 – механическое устройство)	19 (+18 – механическое устройство)
Возможность перенацеливания антенн	Есть	Есть
Вид многостанционного доступа к ретранслятору ИСЗ	С частотным разделением каналов по требованию	С частотным разделением каналов по требованию
СТР	Специальное покрытие и окраска	Специальное покрытие и окраска
Стабилизация ИСЗ	Вращением	Вращением
Ракета-носитель	«Атлас-Кентавр»	«Атлас-Кентавр»

Примечание. СБ – солнечная батарея; БХБ – бортовая химическая батарея; ЭИИМ – эффективная изотропно-излучаемая мощность; ДН – диаграмма направленности; АФУ – антенно-фидерные устройства.

3.4.3. Спутник связи «Intelsat-6»

«Intelsat-6» (рис. 3.4) считается самым крупным и сложным коммерческим спутником связи в мире. Масса аппарата на орбите – 2 560 кг. (масса при запуске 4 240 кг.), длина (включая развернутые антенны) – 11,9 м.

Проектный срок эксплуатации – 13 лет. Спутник «Intelsat-6» является первым среди коммерческих космических аппаратов, обеспечивающий коллективный доступ с разделением во времени и бортовым переключением каналов SS / TDMA (Satellite Switched Time Division Multiple Access).

Конструктивно спутник «Intelsat-6» разделен на вращаемую и противовращаемую секции, которые соединены между собой устройством ВАРТА (Bearing and Power Transfer Assembly). При запуске обе секции жестко скрепляются между собой с целью уменьшения нагрузки на несущую конструкцию. На вращаемой секции смонтированы: блок панелей солнечных батарей; нижний теплоизоляционный экран; электронное оборудование спутниковой платформы и топливная подсистема. Центральная цилиндрическая конструкция является унифицированным переходником для установки спутника на последней ступени РН «Ариан-4» и «Титан». На ней так же крепятся коммуникации и другие элементы двигательной установки.

Восемь баков для жидких компонентов топлива смонтированы на кольце в нижней части цилиндра, что обеспечивает снижение нагрузки на основную конструкцию. Электронный блок включает приборы систем ориентации телеметрического контроля управления и энергорегулирования, а также пиротехнические и электромагнитные приводные устройства. На вращаемой секции смонтированы четыре двигателя тягой 2,2 кг для радиальной коррекции, при этом их сопла находятся напротив вырезов в панелях солнечных батарей. В нижней части спутника смонтированы два двигателя 2,2 кг для осевой коррекции 2 апогейных двигателя тягой 50 кг. Эффективный теплообмен никель-водородных батарей достигается за счет их установки на вращаемой секции в нижней части цилиндра, где обеспечивается более благоприятный температурный режим. Легкая сотовая конструкция для крепления солнечных элементов изготовлена из кевлара. Для обеспечения оптимального температурного режима служебных подсистем спутниковой платформы используются смонтированные на корпусе спутника солнечные элементы типа К4-3 / 4. На развертываемой в космосе панели солнечных батарей установлены более мощные солнечные элементы типа К7. На ней также имеются зеркальные радиаторы. Они обеспечивают радиальный теплоотвод, за счет чего снижается уровень вторичного излучения и затенения, создаваемого штангой противовращаемой антенны.

Противовращаемая секция состоит из антенны подсистемы, несущей конструкции, противовращаемого переднего экрана и панели, на которой крепятся антенные зеркала и облучатели диапазона С, а также диапазона

Ки с их облучателями и блок рупорных антенн. Противовращаемая секция представляет собой плоскую круглую панель с цилиндрическим опорным коном и узким ободом. На внешней стороне опорного кольца вблизи зеркальных радиаторов смонтированы усилители на ЛБВ (лампы бегущей волны) и твердотельных приборов, при работе которых образуется большое количество теплоты.

На круглой панели устанавливают выходные мультиплексор, радиопередатчики и другая аппаратура подсистемы слежения. На другой стороне круглой панели крепят входные мультиплексоры, коммуникационные матрицы, приемники и аппаратура командной телеметрической систем. При таком размещении бортового оборудования обеспечивается оптимальный доступ при монтаже и испытаниях ретрансляционной аппаратуры.

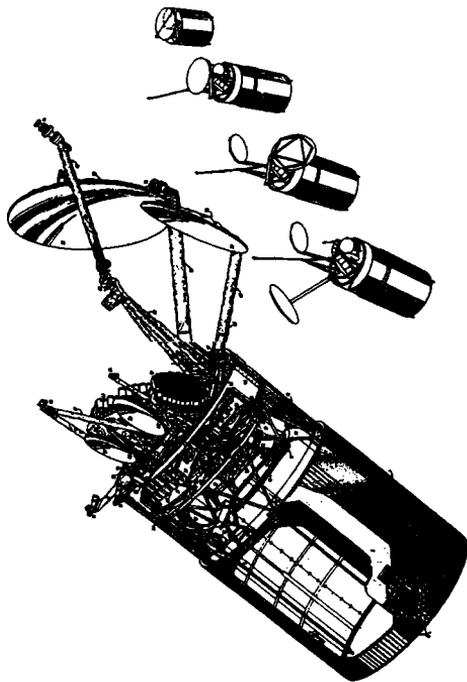


Рис. 3.4. Спутник связи «Intelsat-6»

3.4.4. Ретрансляторы спутника связи «Intelsat-6»

Приемники ретрансляторов с покрытием половины и всей зоны видимости, а также обслуживание отдельных участков определяют системный коэффициент шума. Там же происходит преобразование по частоте принятых сигналов из диапазона 6 ГГц в 4 ГГц. Для обеспечения взаимосвязи между ретрансляторами диапазона Ku (11 / 14 ГГц) и ретрансляторами с покрытием половины зоны видимости и покрытием отдельных участков принятый на остроуправленную антенну сигнал в диапазоне 4 ГГц. Приемники сгруппированы в 4 комплекта по 2 в каждом. Распределение принятых сигналов по каналам осуществляется с помощью входных мультиплексоров, в которых используют работающие в автоматическом режиме выравнивающие коаксиальные фильтры с термокомпенсацией.

Блоки усилителей мощности включают в себя предоконечные усилители, преобразователи с повышением частоты, усилители на ЛБВ и твердотельных элементов, предоконечные усилители в сочетании с усилителями на ЛБВ используются во всех каналах за исключением каналов шириной полосы 36 МГц. Усилители на ЛБВ, работающие в полосу частот 4 МГц и использующиеся в ретрансляторах, предназначенных для обслуживания половины зоны видимости и покрытием отдельных частей, а также охвата всей зоны видимости, работают на 4 уровнях мощности в пределах 5,5...16 Вт. В ретрансляторах для покрытия небольших участков используются усилители на твердотельных элементах, их мощность составляет 3,2 и 1,8 Вт. Усилители диапазона Ku мощность 20 и 40 Вт изготовлены на ЛБВ. Они используются в ретрансляторах с острой диаграммой направленности, работающих в полосе частот 11 ГГц. В них имеются преобразователи с повышением частоты, с помощью которых полученный сигнал на частоте 4 ГГц преобразуется в сигнал на частоте 11 ГГц. Усилители мощности сгруппированы в 3 резервированных комплекта, по 2 усилителя в каждом, за исключением усилителей Ku-диапазона, сгруппированных попарно в 4 блока.

Выходные мультиплексоры для всех ретрансляторов работают в режиме уплотнения смежных каналов. На спутнике для 50 ретрансляционных стволов имеется 10 мультиплексоров; 4 (по 5 стволов для каждого) используют для обслуживания отдельных участков; 2 (по 6 стволов) – для ретрансляторов с обслуживанием половины зоны видимости; 2 (по 4 ствола) – для обслуживания всей зоны видимости и еще 2 (по 4 ствола) – для режимов связи с острой диаграммой направленности.

Антенны спутника связи «Intelsat-6». Антенная система спутника представлена отдельными приемными и передающими антеннами:

- с острой диаграммой направленности;
- для обслуживания половины и всей зоны видимости;
- рупорными антеннами для обслуживания всей зоны видимости.

Сюда же относят несколько антенн командной и телеметрической систем. Режимы обслуживания с покрытием половины зоны видимости одинаковый для всех регионов мира и точек стояния спутников на орбите. Поэтому не требуется никакой реконфигурации, а исключением является коррекция орбиты спутника.

Для обслуживания абонентов в прилегающих к Атлантическому, Тихому и Индийскому океанам районах путем коммутации различных фидерных распределительных блоков можно сформировать 4 луча, охватывающие отдельные крупные участки Земли. А также лучи с острой диаграммой направленности эллиптической формы, управление положением которых на поверхности земли может осуществляться как в направлении север–юг, так и в направлении восток–запад. Корректировка направленности лучей, обслуживающих всю зону видимости, для компенсации смещения спутника возможна в направлении восток–запад.

Прием сигналов в режимах покрытия половины зоны видимости и обслуживания отдельных участков ведется на параболическую антенну диаметром в 2 метра со смещенными облучателями. Передача преобразованных сигналов осуществляется с помощью антенны диаметром 3,2 метра. Обе антенны облучаются комплектом многомодовых рупорных облучателей, объединенных в фидерные блоки. Блоки выполнены из алюминия, чем обеспечивается высокая амплитуда и фазовая стабильность в различных условиях формирования диаграммы направленности. Перераспределение диаграммы направленности для обслуживания абонентов в отдельных участках межконтинентальными регионами осуществляется с помощью специальной сети средств коммутации. При этом антенные отражатели, работающие в режиме покрытия половины зоны видимости и покрытия отдельного участка, могут управляться дистанционно (с участием оператора) или автоматически (с использованием системы радиослежения).

Прием сигналов из зон, обслуживаемых остронаправленными лучами, осуществляется на отдельные управляемые параболические антенны, ориентированные на Восток и Запад. Каждая антенна облучается одним рупорным облучателем с двойной поляризацией на 2 частотах, что позволяет не только вести прием, но и осуществлять ретрансляцию с помощью одной и той же антенны. Ориентирование антенны достигается поворотом ее рефлектора и рупорного облучателя с использованием механического поворотного механизма.

Покрытие всей зоны видимости на частотах 6 / 4 ГГц обеспечивается двумя рупорными антеннами с круговой поляризацией. Передача сигналов телеметрического контроля и траекторных измерений ведется на частотах диапазона 11 ГГц через конические рупорные антенны. При нахождении спутника на переходной орбите ведется передача телеметрических сигналов и прием командной информации через смонтированные на выдвинутой штанге всенаправленной биконической антенны.

Командная телеметрическая система «Intelsat-6». Бортовая телеметрическая система модульного типа осуществляет выборку данных о состоянии показателей работы аппаратуры и передачу их для оценки на Землю. При работе телеметрической аппаратуры спутника в нормальном режиме передачи используется малый кадр (Minor Frame), состоящий из 256 восьмиразрядных слоев и большой кадр (Major Frame), который состоит из 32-х малых кадров с 32-я машинными словами, субкоммутированными на их полную глубину. Наличие так называемого расширенного (Dwell) режима позволяет осуществлять ускоренную выборку данных от одной до 8 заданных точек измерения без воздействия на работу телеметрических средств в нормальном режиме. На противовращаемой секции спутника насчитывается 768 резервированных точек телеметрических измерений, а на вращаемой – 256. Несущая для передачи телеметрических сигналов, где может быть до 3 поднесущих одновременно, модулируется по фазе закодированными в двухфазном уровне данными (нормальный и расширенный режимы), поступающими от генераторов поднесущих в центральных телеметрических блоках, или тональными сигналами измерения дальности от командного приемника.

На переходной орбите маломощные выходные сигналы передатчиков телеметрической системы усиливаются в блоках с лампами бегущей волны (ЛБВ), относящихся к целевой аппаратуре, и подаются на всенаправленную биконическую антенну, которые обеспечивают тороидальное покрытие с шириной луча $\pm 20^\circ$ относительно плоскости перпендикулярной от вращения спутника. При штатной эксплуатации спутника на рабочей орбите сигнал с каждого передатчика телеметрической информации передается непосредственно на коническую рупорную антенну, обеспечивающую передачу луча шириной $\pm 20^\circ$.

Командный сигнал состоит из трех тональных сигналов, которые представлены единицей (1), нулем (0) и исполнительным кодом. Структура команды состоящая из двух частей обеспечивает максимальную гибкость в управлении длительностью исполнительного режима, упрощает конструкцию аппаратуры и исключает наличие исполнительных импульсов большой длительности, появляющихся в результате наличия битовых ошибок.

В первой части команды точно определяется адрес спутника и номер команды. Для выполнения команды передается короткая по длительности ее вторая часть, в которой уточняется адрес спутника и задействуются в реальном масштабе времени контуры исполнения тоновых сигналов. Исполнительный код может быть любой длительности и может при необходимости передаваться неоднократно для многоразового его выполнения. В аппаратуре командной подсистемы имеются дистанционные дешифраторы командных сигналов. Командные интерфейсы отрицательного порогового напряжения обеспечивают высокую отказо- и

помехоустойчивость. Помимо 1 024 (768 + 256) резервированных команд, на противовращаемой секции обеспечивает прием еще 24-х команд, а на вращаемой – 8, что обеспечивает возможность передачи на спутник резервированных последовательных команд. Кроме того, командная подсистема может одновременно передавать импульсные команды для приведения в действие радиочастотных переключателей статической коммуникационной матрицы и в СВЧ-коммутационной матрице.

При нахождении спутника на переходной орбите передача телеметрических сигналов, прием командной информации и обмен данными измерений орбиты ведется на две всенаправленные биконические антенны. Биконическая антенна (диапазона 6 ГГц) командной системы смонтирована поверх телеметрической биконической антенны диапазона 4 ГГц, вся сборка укреплена на длинной штанге, которая частично развертывается на переходной орбите. При окончательном развертывании эти антенны уходят из поля обзора целевых антенн, предназначенных для обслуживания половины из всей зоны видимости. На стационарной орбите работа телеметрической системы обеспечивается двумя спутниковыми рупорными антеннами; команды с Земли принимаются на всенаправленную биконическую антенну.

Основные статистические зависимости и основные тактико-технические характеристики (ТХТ) спутников «Intelsat» приведены в прил. 5, 6.

3.4.5. Спутники связи «Intelsat» «седьмого» и «восьмого» поколений

В следующем столетии, по мнению специалистов, для удовлетворения всех потребностей в радиотелефонной связи, передаче различных данных и видеоинформации потребуется исключительно использование цифровых форматов.

Прямой и неиерархический доступ в системы спутниковой связи требует дальнейшего наращивания пропускной способности спутниковой аппаратуры и использования новых диапазонов частот, в частности диапазона 30 / 20 ГГц.

На спутниках седьмого поколения «Intelsat-7», пропускная способность которых выросла до 120 тысяч дуплексных телефонных каналов, в одном из вариантов введен диапазон 30 / 40 ГГц (кроме 4 / 6 и 11 / 14 ГГц). Это позволит уменьшить вес спутника с 3 386 кг до 2 693 кг по сравнению с вариантом без диапазона 30 / 40 ГГц.

Специалисты лаборатории Comsat предложили два возможных варианта спутников восьмого поколения «Intelsat-8»:

– в виде двухспутниковой группы с пропускной способностью 240 тыс. каналов и весом 2 273 кг;

– с использованием одного спутника с пропускной способностью 240 тысяч каналов и весом 3 582 кг.

Число ретрансляторов для каждого из вариантов спутников составило соответственно 74 и 144. Важной технической особенностью спутников «Intelsat-8» должна стать коммутация на борту двух узких зональных лучей диапазона 30 / 40 ГГц.

Развитие системы «Intelsat» происходило в следующих направлениях:

– использование диапазона 30 / 40 ГГц на спутниках седьмого и восьмого поколений «Intelsat» позволило увеличить общую пропускную способность почти на порядок, при этом для одного спутника пропускная способность возрастает в 4...8 раз;

– использование нового диапазона позволило снизить вес антенной системы на 40 %, что составит около 250 кг;

– три последующих поколения спутников «Intelsat» («Intelsat-7», «Intelsat-8» с системой из двух спутников, «Intelsat-8») позволяют обеспечить 5-е снижение удельной стоимости каналов связи (телефонных каналов).

3.4.6. Спутники связи «Inelsat» «девятого» поколения

Со стартового комплекса ELA-2 Гвианского космического центра с помощью р-н «Arian-44L» 23 февраля 2002 г. выведен на орбиту спутник связи «Intelsat-904».

Космический аппарат «Intelsat-904» имеет стартовую массу 4 680 кг, сухую массу – 2 350 кг. Габариты при запуске 2,8 × 3,5 × 5,56 м. После раскрытия на геостационарной орбите СБ максимальный размер составляет 31 м. КА оснащен трехосной системой ориентации. Мощность бортовой системы электропитания в начале работы – 8,5 кВт. Гарантийное время активного существования – 13 лет.

«Intelsat-904» будет обеспечивать услуги по передаче данных через Internet, непосредственному теле- и радиовещанию, телефонии, формированию корпоративных сетей. На КА установлены 76 транспондеров диапазона С и 22 диапазона Ku. Все транспондеры имеют полосу пропускания 36 МГц.

Расчетная точка стояния КА – 60° в. д. над Индийским океаном. В ней «Intelsat-904» заменит запущенный 27 октября 1989 г. КА «Intelsat-604», увеличив мощность передаваемого сигнала, зону охвата и число активных транспондеров в этой точке. «Intelsat-604» будет перемещен в новую точку стояния 157° в. д. для расширения спутниковых услуг в Тихоокеанском регионе.

В область охвата глобальных лучей транспондеров КА «Intelsat-904» попадут Европа, Центральная Азия, Центральная и Южная Африка, Дальний Восток, Юго-Восточная Азия и Австралия. Один из двух узконаправленных лучей Ku-диапазона будет обслуживать территорию Восточной Европы и европейской части России, второй – Центральную Азию и Урал.

Состояние спутниковой группировки Intelsat Ltd на ГСО (по состоянию на 23 февраля 2002 г.) представлено в табл. 3.7.

Таблица 3.7

Состояние спутниковой группировки Intelsat Ltd на ГСО

Западное полушарие		Восточное полушарие	
КА	Точка стояния	КА	Точка стояния
«Intelsat-805»	55,5° з. д.	«Intelsat-604»	60° в. д.
«Intelsat-705»	53° з. д.	«Intelsat-902»	62° в. д.
«Intelsat-706»	53° з. д.	«Intelsat-602»	64° в. д.
«Intelsat-709»	50° з. д.	«Intelsat-804»	64° в. д.
«Intelsat-601»	34,5° з. д.	«Intelsat-704»	66° в. д.
«Intelsat-801»	31,5° з. д.	«Intelsat-APR-1»	83° в. д.
«Intelsat-511»	29,5° з. д.	«Intelsat-APR-2»	110,5° в. д.
«Intelsat-605»	27,5° з. д.	«Intelsat-802»	174° в. д.
«Intelsat-603»	24,5° з. д.	«Intelsat-702»	176° в. д.
«Intelsat-901»	18° з. д.	«Intelsat-701»	180° в. д.
«Intelsat-707»	1° з. д.		

Пуски КА «Intelsat» в 2002–2003 гг. и положение старых КА в новых точках стояния представлены в табл. 3.8.

Таблица 3.8

Пуски КА «Intelsat» в 2002–2003 гг.

КА	Плановая точка стояния	Дата запуска	Находящийся пока в этой точке КА	Новая точка стояния старого КА
«Intelsat-904»	60° в. д.	23-02-2001	«Intelsat-604»	157° в. д.
«Intelsat-903»	34,5° з. д.	30-03-2002	«Intelsat-601»	33° в. д.
«Intelsat-905»	24,5° з. д.	2-й квартал 2002 г.	«Intelsat-603»	24,5° з. д.
«Intelsat-906»	27,5° з. д.	3-й квартал 2002 г.	«Intelsat-605»	20° з. д.
«Intelsat-907»	31,5° з. д.	1-й квартал 2003 г.	«Intelsat-801»	29,5° з. д.
«Intelsat-10-01»	50° з. д.	2-й квартал 2003 г.	«Intelsat-709»	157° в. д.
«Intelsat-10-02»	1° з. д.	3-й квартал 2003 г.	«Intelsat-707»	1° з. д.

Четвертый спутник «девятого» поколения – «Intelsat-903» запущен 30 марта 2002 г.

Стартовая масса «Intelsat-903» – 4 726 кг, сухая – 1 972 кг. Габариты при запуске 2,80 × 3,50 × 5,56 м; максимальный размер после раскрытия СБ – 31 м. Мощность бортовой системы электропитания – 10 кВт. Спутник имеет трехосную систему ориентации. Гарантийное время активного существования – 13 лет. «Intelsat-903» стал 28-м аппаратом, изготовленным SS/L для «Intelsat» начиная с 1980 г.

Назначение КА – услуги по передаче данных через сеть Internet, неосредственному теле- и радиовещанию, телефонии, формированию корпоративных сетей. Для этого на спутнике установлены 72 транспондера диапазона C (5 850...6 425 МГц – вверх, 3 625...4 200 МГц – вниз) и 22 диапазона Ku (14,00...14,50 ГГц – вверх, 10,95...11,20 ГГц и 11,45...11,70 ГГц – вниз). Все транспондеры имеют полосу пропускания 36 МГц. ЭИИМ для глобальных лучей C-диапазона 31,0...35,8 дБВт, перенацеливаемых – 37,0...41,3 дБВт, зональных – 37,0...47,6 дБВт. Для перенацеливаемых лучей Ku-диапазона ЭИИМ составляет до 54 дБВт. Эти показатели выше, чем у первых трех КА «девятой» серии «Intelsat».

Расчетная точка стояния КА – 34,5° з. д. над Атлантическим океаном. В ней «Intelsat-903» заменит запущенный 29 октября 1991 г. «Intelsat-601», увеличив мощность передаваемого сигнала, зону охвата и число активных транспондеров в этой точке. «Престарелый» «Intelsat-601» с законченным 10-летним гарантийным сроком будет перемещен в новую точку 33° в. д. для расширения спутниковых услуг в Тихоокеанском регионе.

В области охвата глобальных лучей транспондеров КА «Intelsat-903» попадут обе Америки, Европа, Африка и Ближний Восток. Антенны 903-го формируют три луча:

- глобальный C-диапазона с охватом стран региона Европы, Северной и Центральной Африки, Ближнего Востока;
- первый узкий перенацеливаемый Ku-диапазона с охватом Западной Европы;
- второй узкий перенацеливаемый Ku-диапазона с охватом Северной Америки.

До этого запуска «флот» «Intelsat Ltd» составлял 22 КА на геостационаре. Благодаря этому компания обеспечивает предоставление услуг своим клиентам, расположенным в более чем 200 странах мира.

3.4.7. Спутники Intelsat «десятого» поколения

В официальном сообщении международной компании «Intelsat Ltd» объявлено, что подписаны контракты на запуски двух первых спутников нового, «десятого» поколения на РН «Протон-М» и «Зенит-3SL».

КА семейства Intelsat X изготавливает компания Astrium на основе базовой платформы Eurostar 3000. Полезная нагрузка этой серии почти в два раза тяжелее, чем на КА «девятой» серии, которую изготавливала американская компания Space Systems/Logan (г. Паль-Альто, штат Калифорния) на основе своей модернизированной базовой платформы 1300. «Десятые» «будут весить около 5 700 кг – это на тонну больше «девяток». Дополнительная масса полезной нагрузки может использоваться для обеспечения большего количества транспондеров или их большей мощности. Но-

вые КА оснащены плазменными двигателями для коррекции своего положения как по широте, так и по долготе. Система электропитания обеспечивает энергоснабжение полезной нагрузки мощностью до 8 кВт. Гарантийный срок их существования составит 13 лет.

«Десятые» аппараты будут обеспечивать услуги связи, телекоммуникации и передачи данных в регионе Атлантического океана: расчетная точка стояния КА «Intelsat-10-01» – 50° з. д., а «Intelsat-10-02» – 1° з. д. «Intelsat-10-01» будет нести 23 транспондера Ku-диапазона и 56 транспондеров C-диапазона (ширина полосы пропускания 36 МГц). На КА «Intelsat-10-02» намечено установить 36 транспондеров Ku-диапазона и 70 – C-диапазона (ширина полосы пропускания тоже 36 МГц).

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назвать двигатели, используемые для коррекции точки стояния на спутниках серии «Астра».
2. Перечислить состав системы электропитания спутника «Астра».
3. Назвать ракеты-носители для спутников серии «PAS».
4. Назвать ракеты-носители для спутников серии «Intelsat».
5. В чем особенность компоновки спутников «Intelsat-4»?
6. Какое бортовое энергопитание у «Intelsat-4»?
7. В чем особенность компоновки спутников «Intelsat-4A»?
8. В чем особенность компоновки спутников «Intelsat-6»?
9. Какие усилители ретрансляторов используют на спутниках серии «Intelsat-6».
10. Назвать основные характеристики спутников серии «Intelsat» девятого и десятого поколений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Создание спутников связи, используемых как в международных глобальных и региональных, так и в национальных ССС, стало одним из наиболее весомых достижений развития космической техники. У миллионов людей появилась возможность прямого использования спутниковых систем для индивидуальной связи с помощью маломощных и малогабаритных приемопередающих устройств. В повседневной жизни и хозяйственной деятельности всех стран наряду с космическими системами навигации и метеорологии используются спутниковые системы по исследованию природных ресурсов Земли и экологическому контролю.

Анализ современного состояния и тенденций развития космических систем показывает, что космическая связь является одной из наиболее динамично развивающихся областей применения космической техники.

Предлагаемое пособие своим содержанием отвечает на вопросы по особенностям движения спутников связи на орбите, устройству спутников и бортовому составу систем в него входящих. В двух главах пособия приводятся сведения о современных российских и зарубежных спутниковых системах.

Информация, предлагаемая в пособии, поможет студентам при освоении курса «Основы устройства летательных аппаратов» и в подготовке к экзамену по курсу.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Мишин, В. П. Основы авиационной и ракетно-космической техники : учеб. пособие / В. П. Мишин. – М. : МАИ, 1998.
2. Гупцин, В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учебник / В. Н. Гупцин. – М. : Машиностроение, 2003. – 272 с.
3. Гэтланд, К. Космическая техника / К. Гэтланд. – М. : Мир, 1986. – 600 с.
4. Космонавтика : энцикл. – М. : Сов. энцикл., 1985. – 325 с.
5. Фаворский, В. В. Космонавтика и ракетно-космическая промышленность : в 2 кн. / В. В. Фаворский. – М. : Машиностроение, 2003.
Кн. 1 : Зарождение и становление (1946–1975). – 344 с.
Кн. 2 : Сотрудничество в космосе (1976–1992). – 430 с.
6. Феодосьев, В. И. Основы техники ракетного полета / В. И. Феодосьев. – М. : Наука, 1981. – 494 с.
7. Спутниковая связь и вещание: справ. / В. А. Бартнев, Г. В. Болотов, В. Л. Быков и др. ; под ред. Л. Я. Кантора. – М. : Радио и связь, 1997. – 528 с.
8. Тяпичев, Г. А. Спутники и цифровая радиосвязь / Г. А. Тяпичев. – М. : Изд-во «ТехБук», 2004. – 288 с.
9. Спутниковые системы персональной и подвижной связи для обслуживания абонентов на территории Российской Федерации / под ред. А. А. Кучейко. – М. : Радиотехника, 2001. – 88 с.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение 1

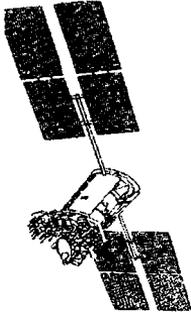
Хронология запусков спутников связи «Молния»

Наименование КА	Дата старта	Орбита	Состояние
Молния-3	21-11-1974	717,77-685 × 39 668	Сошел с орбиты 15-05-1986
Молния-3	14-11-1975	717,60-499 × 39 846	на орбите
Молния-3	27-12-1975	717,73-505 × 39 846	Сошел с орбиты 12-08-1986
Молния-3	12-05-1976	717,73-613 × 39 738	Сошел с орбиты 04-02-1990
Молния-3	28-12-1976	717,73-627 × 39 724	Сошел с орбиты 06-02-1990
Молния-3	28-04-1977	717,67-487 × 39 861	На орбите
Молния-3	28-10-1977	718,07-378 × 39 990	На орбите
Молния-3	24-01-1978	718,01-674 × 39 691	Сошел с орбиты 24-04-1990
Молния-3	13-10-1978	717,67-442 × 39 906	На орбите
Молния-3	18-01-1979	717,67-467 × 39 881	Сошел с орбиты 02-12-1998
Молния-3	05-06-1979	717,93-464 × 39 897	Сошел с орбиты 26-09-1992
Космос-1175	18-04-1980	919,6-306 × 435	Сошел с орбиты 29-09-1980
Молния-3	18-07-1980	717,81-445 × 39 910	На орбите
Молния-3	09-01-1981	717,75-489 × 39 864	Сошел с орбиты 03-07-1999
Молния-3	24-03-1981	717,77-637 × 39 716	Сошел с орбиты 19-10-1992
Молния-3	09-06-1981	717,79-476 × 39 878	Сошел с орбиты 10-02-1998
Космос-1305	11-09-1981	263,70-627 × 13 859	На орбите
Молния-3	17-10-1981	717,79-609 × 39 745	Сошел с орбиты 09-01-1997
Молния-3	24-03-1982	717,75-629 × 39 724	Сошел с орбиты 23-06-1992
Молния-3	27-08-1982	717,75-497 × 39 855	Сошел с орбиты 13-01-2002
Молния-3	11-03-1983	717,81-439 × 39 917	На орбите
Молния-3	30-08-1983	717,71-476 × 39 874	Сошел с орбиты 22-05-2001
Молния-3	21-12-1983	717,97-609 × 39 754	Сошел с орбиты 18-08-1993
Молния-3	16-01-1985	717,81-638 × 39 718	Сошел с орбиты 05-12-1994

Наименование КА	Дата старта	Орбита	Состояние
Молния-3	29-05-1985	717,79-486 × 39 868	На орбите
Молния-3	17-07-1985	717,67-456 × 39 892	Сошел с орбиты 21-09-2002
Молния-3	03-10-1985	717,62-602 × 39 745	Сошел с орбиты 22-02-2001
Молния-3	24-12-1985	717,60-500 × 39 845	На орбите
Молния-3	18-04-1986	717,71-600 × 39 750	Сошел с орбиты 25-02-1999
Молния-3	19-06-1986	717,79-651 × 39 703	Сошел с орбиты 10-11-1996
Молния-3	20-10-1986	717,65-611 × 39 736	Сошел с орбиты 15-10-1999
Молния-3	22-01-1987	717,75-460 × 39 892	На орбите
Молния-3	26-05-1988	717,73-576 × 39 776	Сошел с орбиты 15-03-2002
Молния-3	29-09-1988	717,83-611 × 39 745	Сошел с орбиты 04-02-2002
Молния-3	22-12-1988	717,79-479 × 39 876	На орбите
Молния-3	08-06-1989	717,75-581 × 39 772	Сошел с орбиты 14-12-2001
Молния-3	28-11-1989	717,83-659 × 39 697	Сошел с орбиты 19-05-2000
Молния-3	23-01-1990	717,60-591 × 39 754	Сошел с орбиты 23-06-2003
Молния-3	13-06-1990	717,71-494 × 39 857	На орбите
Молния-3	20-09-1990	717,79-488 × 39 866	На орбите
Молния-3	22-03-1991	717,75-452 × 39 900	На орбите
Молния-3	17-09-1991	717,73-492 × 39859	На орбите
Молния-3	14-10-1992	717,75-495 × 39 858	На орбите
Молния-3	02-12-1992	717,73-407 × 39944	На орбите
Молния-3	21-04-1993	717,93-642 × 39 719	На орбите
Молния-3	04-08-1993	717,75-449 × 39904	На орбите
Молния-3	23-08-1994	717,91-607 × 39 753	На орбите
Молния-3	09-08-1995	717,93-447 × 39 914	На орбите
Молния-3	24-10-1996	717,77-628 × 39 725	На орбите
Молния-3	01-07-1998	717,69-464 × 39886	На орбите
Молния-3	08-07-1999	717,79-469 × 39885	На орбите
Молния-3	25-10-2001	717,77-474 × 39 880	На орбите
Молния-3	19-06-2003	717,58-641 × 39 704	На орбите

СПУТНИКИ СВЯЗИ НПО ПМ

СПУТНИК СВЯЗИ «АРКОС»



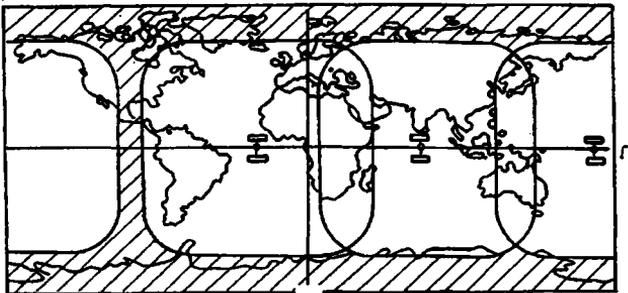
Спутник связи «Аркос» обеспечивает:

- телефонно-телеграфную связь и передачу данных;
- на морские и речные суда, нефтяные платформы;
- на воздушные суда;
- на сухопутные транспортные комплексы (автомобильные и железнодорожные);
- сбор и передачу геологических данных с полевых объектов в вычислительные центры для их обработки;
- оперативную связь в районе бедствия.

Характеристики спутника

Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковых точек (планируемые)	13,5° з. д.; 40° з. д.; 85° в. д.; 145,5° з. д.; 160° з. д.
Масса, кг	2 500
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	2 400
Точность ориентации в пространстве	±0,1°
Точность удержания на орбите	
– долготе;	±0,2°
– широте	±0,2°
Ресурс, лет	5...7
Габаритные размеры на орбите, мм	5 300 × 5 000 × 21 000

На орбиту спутник связи «Аркос» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Зоны радиовидимости КА

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

количество ретрансляторов – 2;

– диапазон рабочих частот:

– центральная станция – абонент – от 6 до 1,5 ГГц;

– абонент – центральная станция – от 1,6 до 4 ГГц;

– центральная станция – зональная станция – от 6 до 4 ГГц;

– ЭИИМ:

– при частоте 1,5 ГГц – от 35 до 43 дБВт;

– при частоте 4 ГГц – 31,5 дБВт;

– G / T:

– при частоте 1,6 ГГц – –11 / 5 дБ / °К;

– при частоте 6 ГГц – –8,5 дБ / °К;

– информативность – 250...300 телефонных каналов;

– ширина диаграмм направленности приемных и передающих антенн:

– в диапазоне С – 5° × 11°;

– в диапазоне L – 5° × 6° (3 луча) и 17° × 17°.

Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых предоставлены ниже.

Абонентские станции

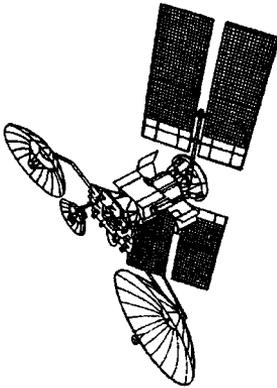
Тип станции	Характеристики станции	Тип станции	Характеристика станции
«Кварк-Б» Самолетная АС: – ЭИИМ – G / T	25 дБ / Вт –13 дБ / °К	«Волна-С», «Айсберг» Судовая АС: – ЭИИМ – G / T	36 дБ / Вт –4 дБ / °К
«Колибри» Железнодорожная АС: – ЭИИМ – G / T	26 дБ / Вт –10 дБ / °К	«Звезда-А» Автомобильная АС: – ЭИИМ – G / T	12 дБ / Вт –23 дБ / °К

Примечание. К этой категории относятся все станции, разработанные для системы «Инмарсат».

2. СПУТНИК СВЯЗИ «ЛУЧ»

Спутник связи «Луч» обеспечит:

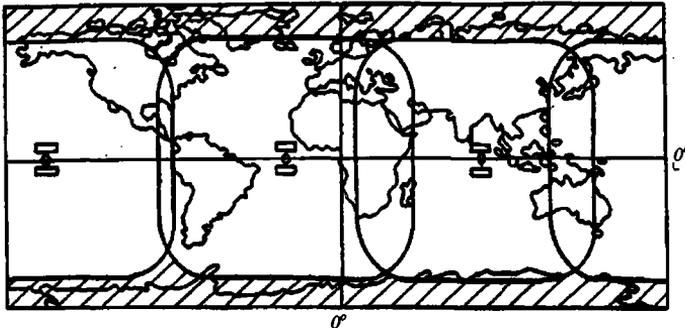
- возможность проведения телеконференций;
- организацию телерепортажей из любой точки мира в реальном масштабе времени;
- двухсторонний обмен видеоинформацией, организацию телемостов;
- оперативную организацию телефонной связи в чрезвычайных условиях, при стихийных бедствиях в труднодоступных районах, в том числе за пределами России.



Характеристики спутника

Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковых точек	16° з. д., 95° в. д., 160° з. д.
Масса, кг	2 400
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	1 800
Точность ориентации в пространстве	$\pm 0,1^\circ$
Точность удержания на орбите	0,5°
Ресурс, лет	5
Габаритные размеры на орбите, мм	8 500 × 11 000 × 16 000

На орбиту спутник связи «Луч» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Зоны радиовидимости КА

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

- количество ретрансляторов – 3.

Абонентские радиолинии

- рабочие частоты:
 - радиолиния ТВ информации – 13 / 15 ГГц;
 - радиолиния телефонной связи – 0,7 / 0,9 ГГц;
- ЭИИМ:
 - телевизионный ствол – 56,2 дБ / Вт;
 - телефонный ствол – 40,7 дБ / Вт;
- G / T:
 - телевизионный ствол – 14,8 дБ / °К;
 - телефонный ствол – -5,2 дБ / °К;
- диаграмма направленности антенн:
 - при рабочих частотах 13 / 15 ГГц – 0,5°;
 - при рабочих частотах 0,7 / 0,9 ГГц – 5°.

Магистральная радиолиния спутника имеет следующие характеристики:

- рабочие частоты – 11 / 14 ГГц;
- ЭИИМ:
 - ТВ – 42,3 дБ / Вт;
 - ТЛФ – 34,2 дБ / Вт;
- G / T – 4,5 дБ / °К;
- диаграмма направленности – 1°.

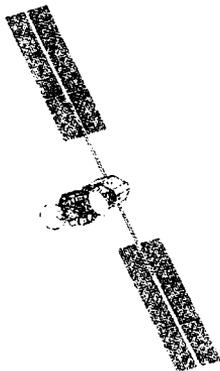
Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых предоставлены ниже.

Абонентские станции

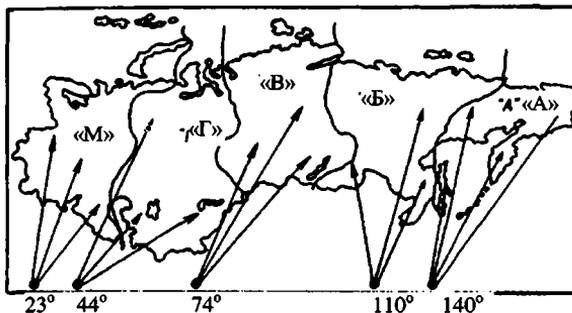
Станция	Диаметр антенны, м	ЭИИМ, дБ / Вт	G / T, дБ / °К	Масса, кг
<i>Телерепортажная</i>	2	63,8	19,8	
<i>Радиотелефонная</i>	0,8	23	-11,5	15...20

3. СПУТНИК НЕПОСРЕДСТВЕННОГО ТЕЛЕВЕЩАНИЯ «ГЕЛИКОН»

Спутник создан для обеспечения общесоюзного, республиканского и регионального ТВ вещания.



На орбиту спутник «Геликон» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Зоны радиовидимости КА

Характеристики спутника

Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковых точек	23° в. д.; 44° в. д.; 44° в. д.; 110° в. д.; 140° в. д.
Масса, кг	2 500
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	5 200
Точность ориентации в пространстве по:	
- долготе	±0,1°
- широте	±0,1°
Ресурс, лет	10
Габаритные размеры на орбите, мм	26 900 × 6 800 × 6 200

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

- количество стволов – 12;
- диапазон рабочих частот – 11,7...12,5 ГГц;
- ЭИИМ – 53...54 дБ / Вт;
- диаграмма направленности передающих лучей:
 - для регионов – $1,25^\circ \times 1,25^\circ$;
 - для вещательных поясов – контурный луч;
- G / T – 0 дБ / °К;
- наведение лучей на заданные регионы вещательного пояса.

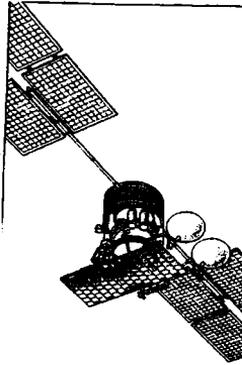
Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых предоставлены ниже.

Абонентские станции

Тип станции	Характеристика станции
1 класс: диаметр антенны G / T, м качество ТВ, дБ / °К профессиональный прием, дБ	2,5 27,0 55
2 класс: диаметр антенны G / T, м качество ТВ, дБ / °К профессиональный прием, дБ	1,5 18,0 48
3 класс: диаметр антенны G / T, м индивидуальный прием, дБ / °К	0,6...0,9 16,0

4. СПУТНИК СВЯЗИ «МАЯК»

Спутник связи «Маяк» обеспечивает в высокоширотных северных районах:

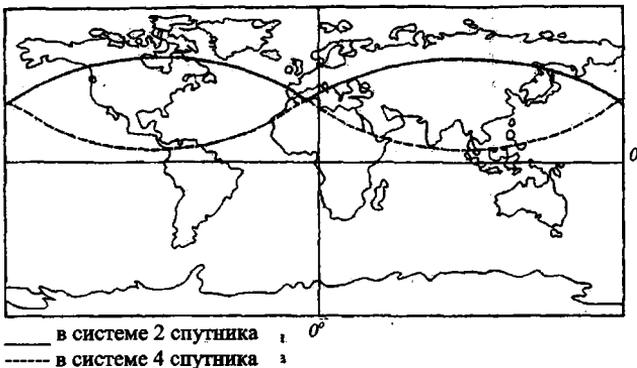


- телефонно-телеграфную связь и передачу данных на суда и нефтяные платформы;
- высококачественные каналы для передачи цифровой информации в сетевых системах АСУ подвижных объектов;
- оперативное управление воздушными судами;
- оперативную связь в районе бедствия.

Характеристики спутника

Орбита:	Высокоэллиптическая
– наклонение	63°
– период обращения, ч	12
Масса спутника, кг	2 700
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	2 700
Точность ориентации в пространстве	0,5°
Ресурс, лет	5
Габаритные размеры на орбите, мм	4 700 × 5 900 × 19 500

На орбиту спутник связи «Маяк» выводится ракетой-носителем «Протон» с космодрома Байконур.



Зоны радиовидимости КА

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

- диапазон рабочих частот:
 - центральная станция – абонент от 6 до 1,5 ГГц;
 - абонент – центральная станция от 1,6 до 4 ГГц;
 - центральная – базовая станция от 6 до 4 ГГц;
- ЭИИМ:
 - в диапазоне 1,5 ГГц – 41,0 дБ / Вт;
 - в диапазоне 4 ГГц – 33,0 дБ / Вт;
- G / T:
 - в диапазоне 1,6 ГГц – -1 дБ / °К;
 - в диапазоне 6 ГГц – -3 дБ / °К;
- информативность – 100 телефонных каналов;
- ширина диаграмм направленности приемных и передающих антенн:
 - в диапазоне 1,5 / 1,6 ГГц – изменяемая;
 - в диапазоне 4 / 6 ГГц – 5° × 5°.

Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых предоставлены ниже.

Абонентские станции

Тип станции	Характеристика станции
«Кварк-Б»	
Самолетная АС:	
- ЭИИМ, дБ / Вт	26,5
- G / T, дБ / °К	-12
«Волна-С», «Айсберг»	
Судовая АС:	
- ЭИИМ, дБ / Вт	36
- G / T, дБ / °К	-4
«Звезда-А»	
Автомобильная АС:	
- ЭИИМ, дБ / Вт	12
- G / T, дБ / °К	-23

Примечание. К этой категории относятся все станции, разработанные для системы «Инмарсат».

5. СПУТНИК СВЯЗИ «ГОРИЗОНТ»

Спутник связи «Горизонт» обеспечивает:

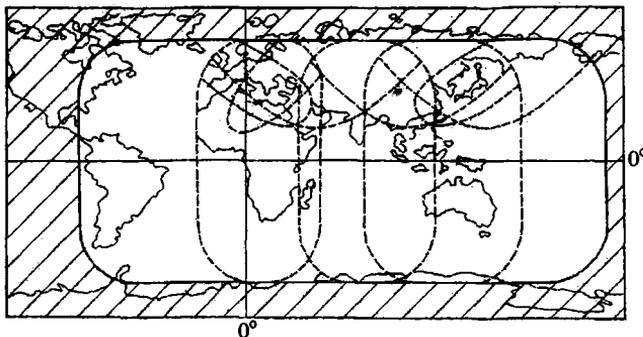
- передачу программ центрального, республиканского и регионального телевидения;
- телефонно-телеграфную связь;
- связь судов Министерства Морского флота с береговыми станциями



Характеристика спутника

Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковых точек	14° з. д., 11° з. д., 40° в. д., 53° в. д., 80° в. д., 90° в. д., 96,5° в. д., 103° в. д., 140° в. д., 145° в. д.
Масса, кг	2 200
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	1 280
Точность ориентации в пространстве по:	
– долготе	±0,5°
– широте	±0,5°
Ресурс, года	3
Габаритные размеры на орбите, мм	5 450 × 3 300 × 9 460

На орбиту спутник связи «Горизонт» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Зоны радиовидимости КА

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

- количество ретрансляторов – 8;
- центральная частота:
 - на прием от 6 000 до 6 250 МГц через 50, 14 325 и 1 637,8 МГц;
 - на передачу от 3 675 до 3 925 МГц через 50, 11 525 и 1 536,4 МГц;
- полоса частот:
 - 1 ретранслятор – 0,5 МГц;
 - 7 ретрансляторов – 34 МГц;
- ширина диаграмм направленности приемных и передающих антенн – $180 \times 18^\circ$; $17^\circ \times 17^\circ$; $9^\circ \times 18^\circ$; $6^\circ \times 12^\circ$; $5^\circ \times 5^\circ$;
- ЭИИМ:
 - в диапазоне 4 ГГц – 32,6...43,1 дБ / Вт; 31, 27,5 и 25,5 дБ / Вт;
 - в диапазоне 11 ГГц – 36,2 дБ / Вт;
 - в диапазоне 1,5 ГГц – 26 дБ / Вт;
- G / T:
 - в диапазоне 6 ГГц – –13; –18,5 дБ / °К;
 - в диапазоне 14 ГГц – –3,5 дБ / °К;
 - в диапазоне 1,6 ГГц – –20 дБ / °К.

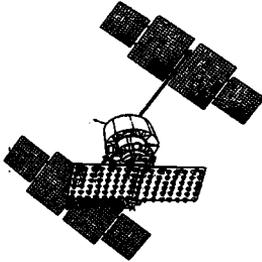
Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых предоставлены ниже.

- диапазон частот:
 - на прием – 1,5; 4; 11 ГГц;
 - на передачу – 1,6; 6; 13 ГГц;
- ЭИИМ:
 - в диапазоне 1,6 ГГц – 36 дБ / Вт;
 - в диапазоне 6 ГГц от 52 до 65 дБ / Вт;
 - в диапазоне 14 ГГц от 67 до 82 дБ / Вт;
- G/T:
 - в диапазоне 4 ГГц – 4 дБ / °К;
 - в диапазоне 4 ГГц от 7 до 20 дБ / °К;
 - в диапазоне 11 ГГц от 15 до 24 дБ / °К;
- диаметр антенн:
 - в диапазоне 1,5 – 176 ГГц – 1,2 м;
 - в диапазоне 4 – 6 ГГц от 2,5 до 12 м;
 - в диапазоне 11 – 14 ГГц от 4 до 7 м;
- скорость передачи информации: 2,4; 9,6; 512; 1 024; 2 048 кбит / с.

**6. СПУТНИК НЕПОСРЕДСТВЕННОГО
ТЕЛЕВИЗИОННОГО ВЕЩАНИЯ «ЭКРАН-М»**

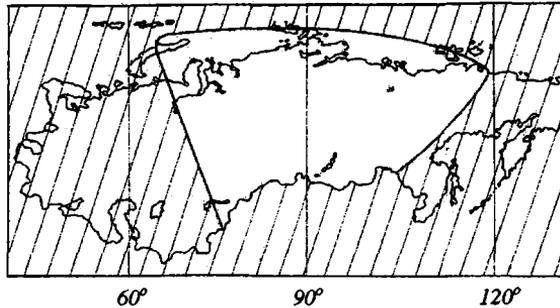
Спутник вещания «Экран-М» обеспечивает круглосуточное телевизионное вещание и радиовещание.

Характеристика спутника



Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковой точки	99° в. д
Масса, кг	2 000
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	1 800
Точность удержания на орбите: – по долготе	±0,5°
Ресурс, года	3
Габаритные размеры на орбите, мм	7 630 × 7 630 × × 12 500

На орбиту спутник «Экран-М» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Зоны радиовидимости КА

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

- количество стволов ретранслятора – 2;
- центральная частота:
 - на прием – 6 000; 6 200 МГц;
 - на передачу – 714; 754 МГц;
- ЭИИМ – 49,5 дБ / Вт;
- ширина диаграммы направленности антенн:
 - на прием – $3,5^\circ \times 3,5^\circ$;
 - на передачу – $3,2^\circ \times 8,5^\circ$;
- G / T – 14 дБ / °К.

Приемные станции

Профессиональный прием

«ШСТ1-78»

$T_{ш}$ – 500...800 °К;

$G_{ант}$ – 28 дБ.

Коллективный прием:

«Экран-КР1», «Экран-КР10»

$T_{ш}$ – 300 °К;

$G_{ант}$ – 21...23 дБ.

ТВ-передатчики:

$P_{вых}$ – 1; 10 Вт;

Радиус действия – 2; 7 км.

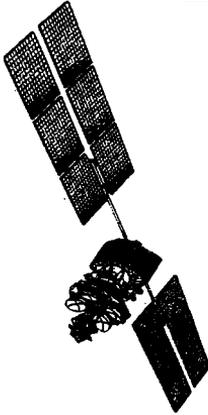
Абонентский прием «ПА»

$T_{ш}$ – 500...800 °К;

$G_{ант}$ – 21 дБ.

7. СПУТНИК СВЯЗИ «СОВКАНСТАР»

Предназначен для создания международных и национальных сетей связи с целью обеспечения:

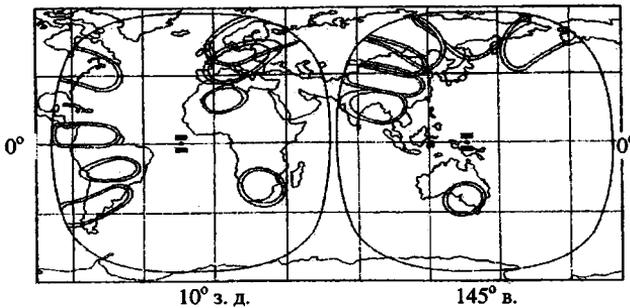


- телевизионного вещания;
- телефонно-телеграфной связи и передачи данных в составе ЕАСС;
- телефонно-телеграфной связи и передачи данных в интересах различных ведомств;
- передачи данных в составе цифровых сетей с интеграцией служб.

Характеристика спутника

Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковых точек (планируемые)	14° з. д., 145° в. д.
Масса, кг	2 570
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	6 000
Точность ориентации в пространстве	±0,1°
Точность удержания на орбите по:	
— долготе	±0,1°
— широте	±0,1°
Ресурс, лет	10
Габаритные размеры на орбите, мм	6 280 × 3 800 × 26 600

На орбиту спутник связи «Совканстар» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Зоны радиовидимости КА

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

- количество ретрансляторов – 28;
- диапазон рабочих частот:
 - на прием – 14 000...14 500 МГц;
 - на передачу – 10 950...11 240 МГц; 11 450...11 690 МГц;
- полоса частот каждого ретранслятора – 36 МГц;
- количество приемо-передающих антенн – 4;
- ширина диаграмм направленности антенн – $2,5^\circ \times 3,5^\circ$;
- антенны перенацеливаются в любую точку в пределах зоны обслуживания;
- ЭИИМ – 47,8 дБ / Вт;
- G / T – +3,2 дБ / °К.

Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых предоставлены ниже:

- рабочие частоты:
 - на прием – 10,95...11,7 ГГц;
 - на передачу – 14...14,5 ГГц;
- ЭИИМ – 54; 57 дБ / Вт;
- G / T – 19; 22 дБ / °К;
- диаметр антенн – 1,5; 2,5 м;
- скорость передачи информации – 2,4 ~ 1 024 кбит / с.

8. СПУТНИК СВЯЗИ «ЭКСПРЕСС-М»

Предназначен для создания сетей связи с целью обеспечения:

- телевизионного вещания;
- телефонно-телеграфной связи и передачи данных в составе ЕАСС;
- телефонно-телеграфной связи и передачи данных в интересах различных ведомств;
- передачи данных в составе цифровых сетей с интеграцией служб.

Характеристики спутника

Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковых точек (планируемые)	40° в. д.; 103° в. д.; 140° в. д.
Масса, кг	2 570
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	6 000
Точность ориентации в пространстве	±0,1°
Точность удержания на орбите по	
- долготе	±0,1°
- широте	±0,1°
Ресурс, лет	10
Габаритные размеры на орбите, мм	6 280 x 3 800 x 26 600

На орбиту спутник связи «Экспресс-М» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

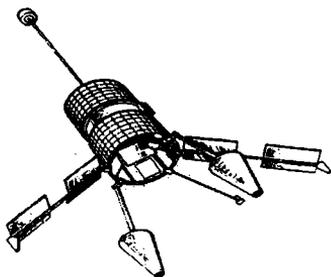
- количество ретрансляторов – 20;
- диапазон рабочих частот:
 - на прием – 14 000...14 250 МГц; 14 340...14 500 МГц;
 - на передачу – 10 950...11 200 МГц, 11 540...11 700 МГц;
- полоса частот каждого ретранслятора:
 - для 8 стволов с $R_{\text{вых}} = 50 \text{ Вт}$ – 72 МГц;
 - для 12 стволов с $R_{\text{вых}} = 32 \text{ Вт}$ – $2 \times 36 \text{ МГц}$;
- количество приемопередающих антенн – 4;
- ширина диаграмм направленности антенн – $3^\circ \times 3^\circ$;
- антенны перенацеливаются в любую точку в пределах зоны обслуживания;
- ЭИИМ – 44,9 дБ / Вт и 46,9 дБ / Вт;
- G / T – +3,1 дБ / °К.

Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых предоставлены ниже.

- рабочие частоты:
 - на прием – 10,95...11,7 ГГц;
 - на передачу – 14...14,5 ГГц;
- G / T – 19; 22 дБ / °К;
- диаметр антенн – 1,5; 2,5 м;
- скорость передачи информации – 2,4...1 024 кбит / с.

9. СИСТЕМА СВЯЗИ «ГОНЕЦ»

Создается на базе малогабаритных низкоорбитальных космических аппаратов.



Область использования:

- передача экстренных сообщений и координация работ в зонах стихийных бедствий;
- сбор экологической информации;
- обмен информацией между базами данных и связь «компьютер-компьютер»;
- обмен научной и общеобразовательной информацией;
- передача медицинской информации;
- обмен деловой информацией.

Доступ пользователей:

- непосредственный доступ через портативные терминалы;
- по наземным линиям связи через региональные станции.

Режимы работы:

- «электронная почта» – с регистрацией сообщений в бортовом ЗУ, хранением и последующей передачей пользователю;
- в реальном времени, когда отправитель и получатель находятся в зоне радиовидимости одного и того же КА (диаметр зоны 3 000 км).

Организация связи:

маркерный сигнал:

- для установления наличия спутника в зоне радиовидимости, содержит информацию для вхождения в связь;

режимы работы:

- пакетный (протокол доступа ALOHA);
- передачи данных (по запросу);
- время доставки информации:
- в глобальной зоне – не более 3 ч;
- в зоне севернее 65° с. ш. – не более 23 мин;
- время ожидания сеанса связи не превышает 20 мин.

Космический сегмент

- круговая орбита с наклоном 82,5° высотой 1 400 км;
- 6 плоскостей орбит по 6 спутников в каждой;
- формирование и восполнение орбитальной группировки запусками по 6 КА одним носителем (см. рис. ниже)



Орбитальная группировка КА

Космический аппарат:

- масса – 230 кг;
- технический ресурс – 5 лет;
- магнито-гравитационная система ориентации с точностью: $\pm(5-10)^\circ$;

система электропитания:

- солнечная батарея площадью – 5,0 м²;
- никель-водородная аккумуляторная батарея емкостью – 25 Ач;

бортовой радиотехнический комплекс:

- диапазон частот:
 - на передачу – 387...390 МГц;
 - на прием – 312...315 МГц;
- скорость передачи данных – 4,8; 9,6 и 64 бит / с;
- емкость бортовой памяти – 8 Мбайт (5 000 страниц формата А4);
- выходная мощность передатчика – 10 Вт.

Используется полная обработка сигналов на борту.

Земные станции:

носимый абонентский терминал:

- масса – 3 кг;
- мощность передатчика – 10 Вт;
- скорость обмена информацией – 4,8 кбит / с;
- питание – от сети или аккумуляторной батареи;

стационарный абонентский терминал:

- масса – 10 кг;
- мощность передатчика – 40 Вт;
- скорость обмена информацией – 9,6 кбит / с;
- питание – от сети или автомобильного аккумулятора.

экологический терминал:

- масса – 15 кг;
- мощность передатчика – 10 Вт;
- скорость обмена информацией – 4,8 кбит / с;
- питание – автономный источник на солнечных или аккумуляторных батареях.

Абонентские терминалы обеспечивают:

- накопление информации от внешних источников;
- ввод и редактирование информации при помощи встроенной клавиатуры;
- накопление графической информации (ФАКС);
- отображение информации на встроенном дисплее;
- вывод информации на печатающее устройство;
- сопряжение с внешними устройствами через стандартный последовательный интерфейс RC-232.

Максимальный объем информации, передаваемый за сеанс связи:

- носимым и экологическим терминалами – 1 Мбит;
- стандартным терминалом – 2 Мбит.

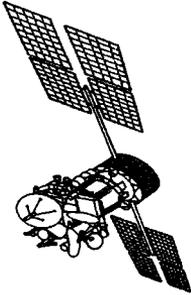
Региональная станция:

- масса – 60 кг;
- мощность передатчика – 50 Вт;
- скорость обмена информацией – 64 кбит / с;
- питание – от промышленной сети переменного тока 110 / 220 В.

Используется как узловая станция (концентратор) для создания сетей спутниковой связи. Имеет в составе персональный компьютер и средства сопряжения с существующими сетями связи и передачи данных.

10. СПУТНИК СВЯЗИ «ЭКСПРЕСС»

Спутник связи «Экспресс» обеспечивает:

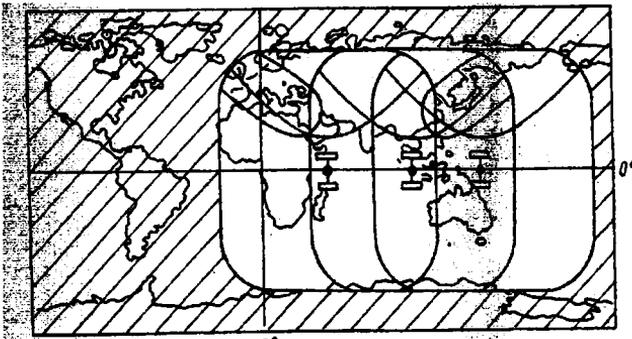


- телевизионное вещание;
- телефонно-телеграфную связь и передачу данных в составе ЕАСС;
- телефонно-телеграфную связь и передачу данных в интересах различных ведомств;
- передачу данных между вычислительными центрами.

Характеристика спутника

Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковых точек (планируемые)	11° з. д., 14° з. д., 40° в. д., 53° в. д., 80° в. д., 90° в. д., 96,5° в. д., 103° в. д., 140° в. д., 145° в. д.
Масса, кг	2 500
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	2 400
Точность ориентации в пространстве	±0,1°
Точность удержания на орбите	
– долготе	±0,2°
– широте	±0,2°
Ресурс, лет	5–7
Габаритные размеры на орбите, мм	6 100 × 3 600 × 21 000

На орбиту спутник связи «Экспресс» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Зоны радиовидимости КА

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие параметрами:

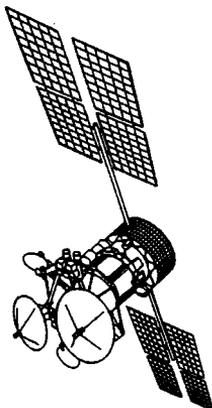
- количество ретрансляторов – 12;
- центральная частота:
 - на прием – 6 000...6 450 МГц через 50; 14 325 и 14 475 МГц;
 - на передачу – 3 675...4 125 МГц через 50; 11 525 и 11 675 МГц;
- полоса частот каждого ретранслятора – 34 МГц;
- ширина диаграмм направленности приемных и передающих антенн – $17^\circ \times 17^\circ$; $15^\circ \times 15^\circ$; $5^\circ \times 11^\circ$; $5^\circ \times 5^\circ$;
- антенны с ДН $5^\circ \times 11^\circ$; $5^\circ \times 5^\circ$ перенацеливаемые в пределах зоны обслуживания;
- ЭИИМ:
 - при частоте 4 ГГц – 32,6...43,7; 31,7 и 25,9 дБ / Вт;
 - при частоте 11 ГГц – 36,2 дБ / Вт;
- G / T:
 - при частоте 6 ГГц – -14; -7 дБ / °К;
 - при частоте 14 ГГц – -7 дБ / °К.

Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых представлены ниже:

- рабочие частоты:
 - на прием – 4; 11 ГГц;
 - на передачу – 6; 14 ГГц;
- ЭИИМ:
 - при частоте 6 ГГц – 52...65 дБ / Вт;
 - при частоте 14 ГГц – 67...77 дБ / Вт;
- G / T:
 - при частоте 4 ГГц – 7...20 дБ / °К;
 - при частоте 11 ГГц – 15...24 дБ / °К;
- диаметр антенн:
 - при частотах 4 / 6 ГГц – 1,5...4 м;
 - при частотах 11 / 14 ГГц – 1,5...4,5 м;
- скорость передачи информации: 2,4...512 кбит / с.

11. СПУТНИК НЕПОСРЕДСТВЕННОГО ТЕЛЕВИЗИОННОГО ВЕЩАНИЯ «ГАЛС»

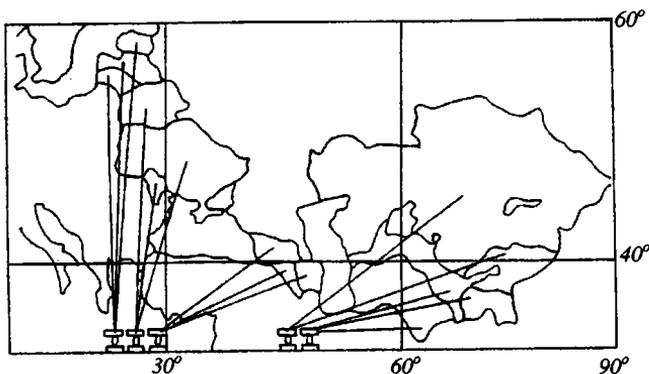
Спутник непосредственного телевизионного вещания «Галс» обеспечивает: республиканское и региональное ТВ вещание.



Характеристики спутника

Орбита	Геостационарная
Координаты подспутниковых точек	23° в. д.; 44° в. д.
Масса, кг	2 500
Электрическая мощность системы электропитания, Вт	2 400
Точность ориентации в пространстве	$\pm 0,1^\circ$
Точность удержания на орбите	
– долготе	$\pm 0,2^\circ$
– широте	$\pm 0,2^\circ$
Ресурс, лет	5–7
Габаритные размеры на орбите, мм	21 000 × 6 600 × 4 100

На орбиту спутник связи «Галс» выводится ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «Д».



Зоны радиовидимости КА

Состав бортового ретрансляционного комплекса спутника имеет следующие характеристики:

- количество стволов – 3;
- диапазон рабочих частот – 11 804,2...12 283,7 МГц;
- ЭИИМ – 55...56 дБ / Вт;
- ширина диаграммы направленности антенн – $2,5^\circ \times 1,25^\circ$; $1,25^\circ \times 0,9^\circ$;
- G / T – 0 дБ / °К;
- наведение антенн в любую точку зоны обслуживания.

Спутник передает информацию на ряд абонентских станций, характеристики которых представлены ниже:

1 класс

- диаметр антенны – 2,5 м;
- G / T – 27,0 дБ / °К;
- качество ТВ – 55 дБ;
- профессиональный прием.

2 класс

- диаметр антенны – 1,5 м;
- G / T – 18,0 дБ / °К;
- качество ТВ – 48 дБ;
- коллективный прием.

3 класс

- диаметр антенны – 0,6...0,9 м;
- G / T – 16,0 дБ / °К;
- индивидуальный прием ТВ.

**Основные характеристики специальных российских
и зарубежных спутников связи**

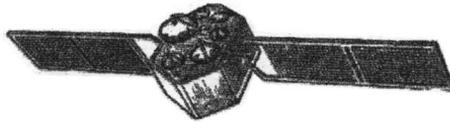
Характеристика	КА России				Зарубежные КА		
	«Радуга-1»	«Радуга-1М»	«Молния-ЗМ»	«Радуга-2»	ДСЦС-3	«Милстар-1,2,3»	«НАТО-3,4»
Орбита	ГСО	ГСО	ВЭО	ГСО	ГСО	ВЭО, ГСО	ГСО
Частотный диапазон, ГГц	4 / 6; 7 / 8; 0,2 / 0,4	4 / 6; 7 / 8; 0,2 / 0,3; 0,5 / 0,4	4 / 6; 7 / 8; 0,2 / 0,3; 0,5 / 0,4	4 / 6; 7 / 8; 0,2 / 0,4; 0,8 / 1; 20 / 40	7 / 8; 0,2 / 0,4	7 / 8; 0,2 / 0,4; 20 / 44; 60	7 / 8; 0,2 / 0,4
Число стволов БРТК	6	8	7	8	7	12	4
Суммарная мощность БРТК, Вт	135 / 165	300	385	320	135	380	220
Потребляемая мощность, Вт	1 800	3 300	3 000	4 000	950	4 000	1 200
Точность ориентации, °	0,5	0,1...0,2	0,7	0,1	0,1	0,1	0,1
Время автономного функционирования, сутки	30	90	30	90	–	90...180	90
Срок активного существования, годы	5	10	7	10	7...10	10	10
Масса КА, кг	2 600	2 600	2 100	2 600	1 100	3 600... 4 500	1 700
Конструктивное исполнение	Герметичный	Негерметичный	Герметичный	Негерметичный	Негерметичный	Негерметичный	Негерметичный

Характеристики зарубежных спутников связи

ИСЗ спутниковой системы связи	Масса ИСЗ (кг)	Стабилизация ИСЗ	Пропускная способность одного ИСЗ системы
«Intelsat-4»	700 (после отделения апогейного двигателя)	Вращением	7 500 телефонных каналов + каналы в режиме S РАДЕ + телевизионная программа
«Intelsat-4A»	790 (после отделения апогейного двигателя)	Вращением	12 000 телефонных каналов + каналы в режиме S РАДЕ + телевизионная программа
«Anik»	272,2	Вращением	12 ретрансляторов с шириной полосы частот 36 МГц каждый
«OTS» и «ECS» (рис. а)	324	По трем осям	Ретрансляторы с полосой частот шириной 5; 40 и 120 МГц
«ATS-6» (рис. б)	1356	По трем осям	2 видеоканала на частоте 2,6 ГГц или 1 видеоканал на частоте 860 МГц. Ширина полосы ретранслятора диапазона 40 МГц
«Simphonie» (рис. з)	230	По трем осям	1200 односторонних телефонных каналов или 2 телевизионные программы
«CTS» (рис. е)	350	По трем осям	1 телевизионный канал, 1 канал радиовещания, 10 дуплексных телефонных каналов
«SIRIO»	188	Вращением	12 телефонных каналов с полосой по 100 кГц; 1 телевизионный канал с полосой 4 МГц
«NATO»	340	Вращением	
«FLITSATROM»	862	По трем осям	19 каналов в диапазоне дециметровых волн (по 25 кГц каждый), 1 канал в диапазоне сантиметровых волн
«MARISAT»	326	Вращением	9 телефонных и 110 телеграфных двухсторонних каналов
«Anik-C»	551	Вращением	16 ретрансляторов, работающих в диапазоне 12 ... 14 ГГц



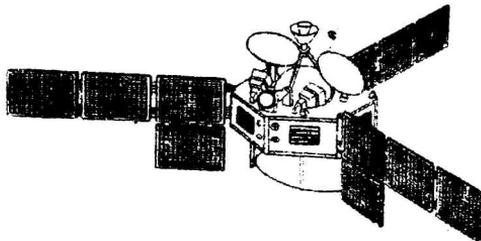
a



б



в



г

Зарубежные связные спутники: *a* – «ATS-6» (США); *б* – «OTS» (западноевропейский); *в* – «CTS» (Канада); *г* – «Симфония» (ФРГ-Франция)

Основные статистические зависимости и основные тактико-технические характеристики (ТХТ) спутников «Intelsat»

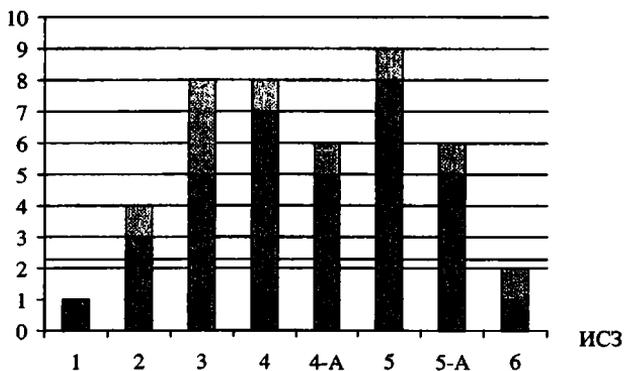


Рис. 1. Запуски СС «Intelsat»: ■ – успешный запуск; ▨ – неуспешный запуск

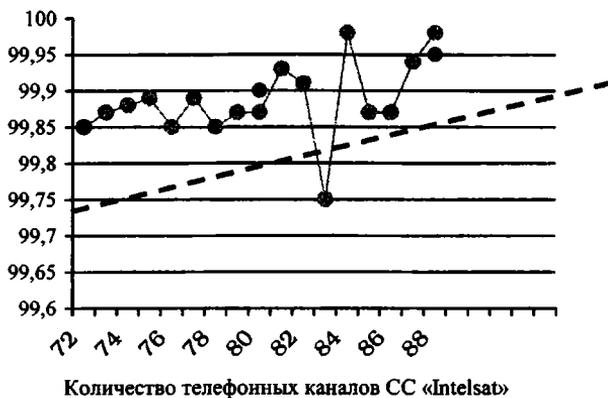


Рис. 2. Надежность СС «Intelsat»

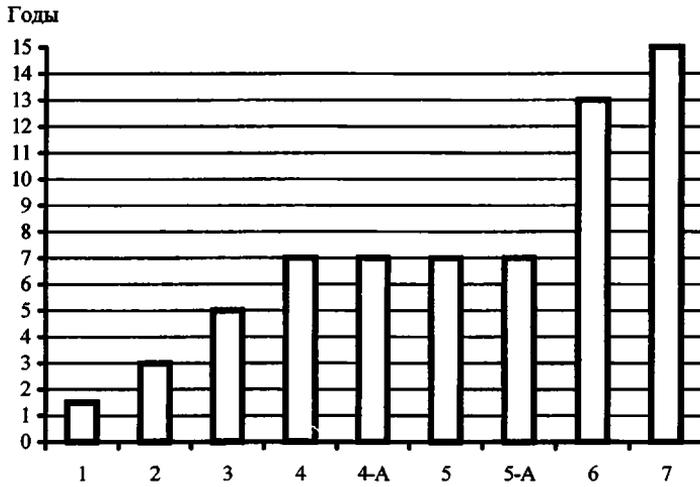


Рис. 3. Срок активного использования СС «Intelsat»

Тыс. телеф.
канал.

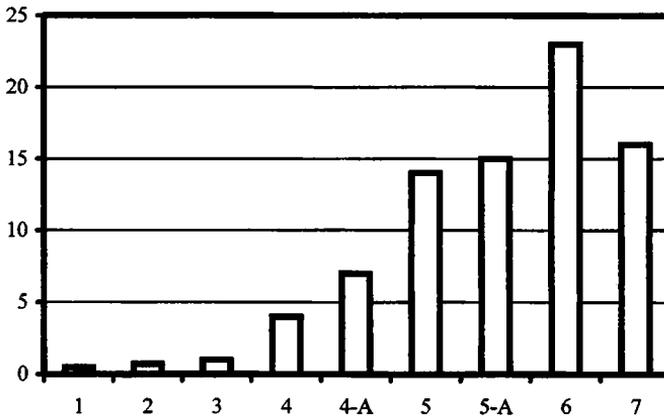


Рис. 4. Количество телефонных каналов на ИСЗ «Intelsat»

Удельная стоимость (\$)

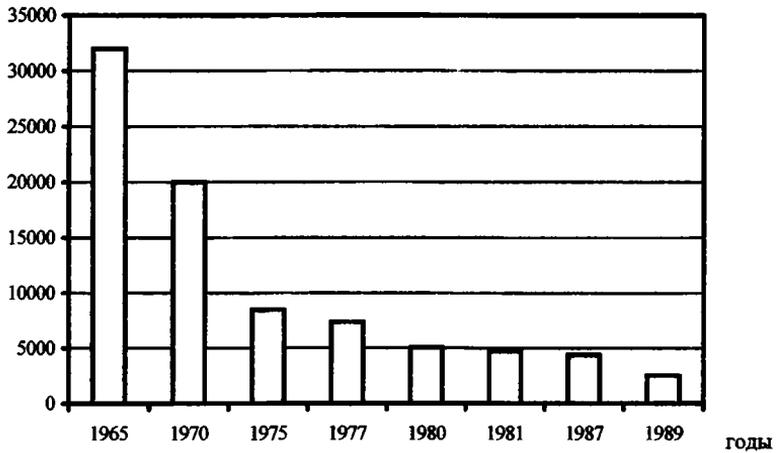


Рис. 5. Удельная стоимость на односимплексный телефонный канал в год

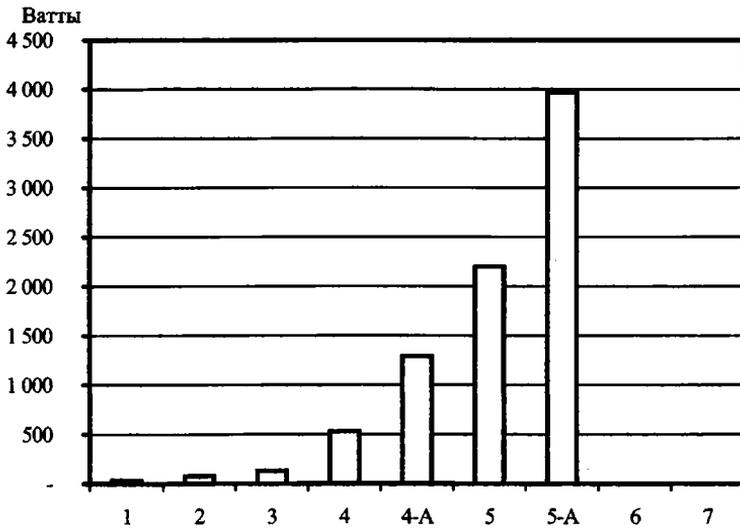


Рис. 6. Мощность солнечных батарей СС «Intelsat»

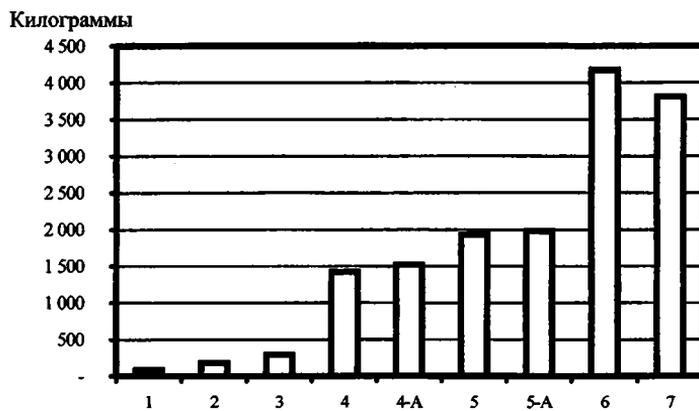


Рис. 7. Масса ИСЗ «Intelsat»

Таблица 1

Основные характеристики спутников связи «Intelsat»

Наименование спутника	Назначение	Дата первого запуска	Диапазон частот ГГц	Количество стволлов	Количество тлф. каналов	Выходная мощность РТР, Вт	Масса орбит, кг
«Intelsat-4A»	Связной коммерческий	09-05-1975	4 / 6	20	6 250	120	825
«Intelsat-5»	Связной коммерческий	12-06-1980	4 / 6; 11 / 14; 1,5 / 1,6	27	13 200	198	1 020
«Intelsat-5A»	Связной коммерческий	05-03-1985	4 / 6; 11 / 14	32	15 200	220	1 160
«Intelsat-6»	Связной коммерческий	01-01-1989	4 / 6; 11 / 14	48	33 000	340	2 004
«Intelsat-7»	Связной коммерческий	01-01-1992	4 / 6; 11 / 14	38	19 000	280	1 300

Примечание. РТР – ретранслятор КА.

Таблица 2

Расчет отношения рабочей (орбитальной) массы и стартовой массы

Название КА	Первый запуск	М орб, кг.	М старт, кг	М орб / М старт
«Intelsat-4A»	09-05-1975	825	1 515	0,54
«Intelsat-5»	12-06-1980	1 020	1 950	0,52
«Intelsat-5A»	05-03-1985	1 160	2 141	0,54
«Intelsat-6»	01-01-1989	2 004	3 920	0,51
«Intelsat-7»	01-01-1992	1 300	2 010	0,62

Таблица 3

Расчет энерговооруженности КА (Р ртр. / М ка)

Название КА	Первый запуск	Рсэп, Вт	Мка, кг	Рсэп / М ка
«Intelsat-4A»	09-05-1975	490	825	0,59
«Intelsat-5»	12-06-1980	1 320	1 020	1,29
«Intelsat-5A»	05-03-1985	1 320	1 160	1,14
«Intelsat-6»	01-01-1989	2 100	2 004	1,05
«Intelsat-7»	01-01-1992	1 800	1 300	1,38

Примечание. СЭП – система электропитания КА.

Таблица 4

Расчет удельной эффективности КА (№/М ка, тлф. кан. / год)

Название КА	№, тлф. кан.	М ка, кг.	№/М ка, (тлф. кан. / год)
«Intelsat-4A»	6 250	825	7,58
«Intelsat-5»	13 200	1 020	12,94
«Intelsat-5A»	15 200	1 160	13,10
«Intelsat-6»	33 000	2 004	16,47
«Intelsat-7»	19 000	1 300	14,62

Таблица 5

Расчет энергетического КПД КА (Р ртр / Р сэл)

Имя КА	Первый запуск	Вых. Мощность Р ртр, Вт.	Мощность СЭП, Р сэл, Вт.	Р РТР / Рсэл
«Intelsat-4A»	09-05-1975	120	490	0,24
«Intelsat-5»	12-06-1980	198,5	1 320	0,15
«Intelsat-5A»	05-03-1985	220	1 320	0,17
«Intelsat-6»	01-01-1989	340	2 100	0,16
«Intelsat-7»	01-01-1992	280	1 800	0,16

Таблица 6

Некоторые характеристики СС «Intelsat», использующих диапазон частот 4 / 6 ГГц

Название КА	Диапазон частот ГГц	Кол-во ствол-лов РТР	№ тлф. кан.	М орб., кг	САС, лет
«Intelsat-4A»	4 / 6	20	6 250	825	7
«Intelsat-5»	4 / 6; 11 / 14; 1,5 / 1,6	27	13 200	1 020	7
«Intelsat-5A»	4 / 6; 11 / 14	32	15 200	1 160	7
«Intelsat-6»	4 / 6; 11 / 14	48	33 000	2 004	10
«Intelsat-7»	4 / 6; 11 / 14	38	19 000	1 300	12

Примечание. САС – срок активного существования КА.

Таблица 7

Массовые характеристики СС «Intelsat»

Название КА	Стартовая масса, М старт. кг.	Рабочая масса, М орб. Кг.	Масса БРК, кг.	Кoeff. полезн. нагр. Масса БРК / М орб.
«Intelsat-4A»	1 515	825	186,5	0,226
«Intelsat-5»	1 950	1 020	234,5	0,230
«Intelsat-5A»	2 141	1 160	278,5	0,240
«Intelsat-6»	3 920	2 004	525	0,262
«Intelsat-7»	2 100	1 300	373	0,287

Примечание. БРК – бортовой ретрансляционный комплекс.

Таблица 8

Стоимость спутников связи «Intelsat»

Название КА	Назначение	Страна, фирма	Кол-во телеф. кан.	Стоим. КА, млн долл.	Стоим. запуска, млн долл.
«Intelsat-4A»	Связной коммерческий	США HUGHES AIR-CRAFT	6 250	20,0	24,0
«Intelsat-5»	Связной коммерческий Морской	США FORD AERO-SPACE	13 200	34,0	24,0
«Intelsat-5A»	Связной коммерческий	-	15 200	38,0	45,0
«Intelsat-6»	Связной коммерческий	США HUGHES AIR-CRAFT	33 000	140,0	60

Таблица 9

Расчет стоимости 1 кг орбитальной массы КА «Intelsat»

Название КА	Первый запуск	Стоим. КА, млн. долл.	М орб., кг	Стоимость 1 кг. орб. массы КА, млн долл.
Intelsat-4A	09-05-1975	20,0	825	0,02
Intelsat-5	12-06-1980	34,0	1 020	0,03
Intelsat-5A	05-03-1985	38,0	1 160	0,03
Intelsat-6	01-01-1989	140,0	2 004	0,07

Исключительно важную роль в развитии народного хозяйства за последние годы сыграли спутниковые информационные системы. Для спутниковой системы связи, передающей качественно и быстро значительные объемы различной информации на очень дальние расстояния, не требуется большое количество ретрансляционных или усилительных пунктов в виде радиорелейных и кабельных линий. В отличие от наземных коммуникаций здесь не имеют значения такие природные препятствия, как моря, океаны, горы, болота и тайга. Передача информации через спутник становится экономически выгодней, чем по земным каналам, уже с расстояния в 1 500 и более километров. Это особенно важно для нашей страны с ее огромной территорией и необходимостью обеспечивать для развития хозяйства надежную информативную связь.



СИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика М. Ф. Решетнева