

Н. С. ДАНИЛИН
Д. М. ДИМИТРОВ
М. Д. ДИМИТРОВ

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ МАЛЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ И НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ИХ ВЫВОДА НА ОРБИТУ



Москва
Издательский дом “Спектр”
2020

Н. С. ДАНИЛИН
Д. М. ДИМИТРОВ
М. Д. ДИМИТРОВ

**СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ
И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ
МАЛЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ
И НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ИХ ВЫВОДА
НА ОРБИТУ**



Москва, 2020

УДК 629.7+681.2

ББК 34

Д18

Данилин Н. С., Димитров Д. М., Димитров М. Д.

Д18

Современное состояние и перспективы развития технологии малых спутниковых систем и носителей для их вывода на орбиту. – М.: Издательский дом «Спектр», 2020. – 198 с.

ISBN 978-5-4442-0154-1

Спутниковые системы бесспорно имеют большое значение для повседневной практической и научной деятельности современного мира, несмотря на большие инвестиции и расходы в космической промышленности. До недавнего времени Космос был доступен только нескольким странам мира, ведущее место среди которых занимает и наша страна. С появлением и бурным развитием технологий малых спутников космическая наука и техника стали доступны разным субъектам во многих странах со скромной экономикой, но с необходимым интеллектуальным потенциалом. Миссии малых спутников резко повернулись к бизнесу и одновременно стали доступным научным и исследовательским инструментом, а также и эффективным элементом в оборонных концепциях. Это вызвало ускоренное внедрение новых материалов и энергетических источников, ряда новых технологий в микроэлектронике, системной микроминиатюризации и т.п.

В настоящем информационно-справочном пособии представлено современное состояние технологий малых спутников во всех ее практических аспектах. Включен обширный литературный обзор по отдельным разделам пособия вместе с достаточным объемом иллюстративного материала.

Пособие предназначено для инженерно-технических и научных работников по тематике малых спутников, а также может быть использовано при формировании учебного материала для студентов вузов соответствующих специальностей.

УДК 629.7+681.2

ББК 34

ISBN 978-5-4442-0154-1

© Данилин Н. С., Димитров Д. М.,
Димитров М. Д., 2020

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	6
ВВЕДЕНИЕ	8
Библиографический список к введению	12
Глава 1. ПЛАТФОРМЕННЫЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ МАЛЫХ СПУТНИКОВ	13
1.1. Перспективы	21
Библиографический список к главе 1	22
Глава 2. СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ	24
2.1. Подсистема генерации электроэнергии	24
Библиографический список к главе 2	41
Глава 3. СИЛОВЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ	45
3.1. Введение	45
3.2. Химические силовые установки	46
3.3. Ракетное топливо гидразин	46
3.4. Нетоксичное ракетное топливо	47
3.5. Холодный и горячий газ	50
3.6. Твердотопливные установки	53
3.7. Электроэнергетические установки (ЭЭУ)	54
3.8. Ионные двигатели	56
3.9. Энергетические установки без применения топлива	60
3.10. Перспективы	61
Глава 4. НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ	64
4.1. Интегрированные системы ОВУ	64
4.2. Инерционные маховики	66
4.3. Магнитные стержни	67
4.4. Приводы	68
4.5. Звездные датчики	68
4.6. Магнитометры	68
4.7. Датчики положения Солнца	70

4.8. Датчик положения Земли	71	9.2. Специализированные носители для малых спутников	133
4.9. Гироскопы	71	9.3. Носители, несущие попутный груз	137
4.10. GPS	72	9.4. Обособленный попутный груз	148
4.11. Навигация в далеком космосе	73	9.5. Орбитальное маневрирование	149
4.12. Перспективы	74	9.6. Суборбитальные полеты	151
Библиографический список к главе 4	74	9.7. АдAPTERы для крепления микроспутников на борту	153
Глава 5. КОНСТРУКЦИИ, МАТЕРИАЛЫ И МЕХАНИЗМЫ. НЕСУЩИЕ КОНСТРУКЦИИ СПУТНИКА	76	9.8. АдAPTERы для малых спутников нестандартного формата	161
5.1. Моноконструкции	77	9.9. Перспективы	164
5.2. Модульные конструкции	77	9.10. Специализированные носители для малых спутников	165
5.3. Конструкция с посадочными местами для печатных плат	79	9.11. АдAPTERы для интеграции и орбитального маневрирования	177
5.4. Механизмы	79	Библиографический список к главе 9	181
5.5. Перспективы	83	Глава 10. НАЗЕМНАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ И УПРАВЛЕНИЕ МИССИЕЙ	185
Библиографический список к главе 5	86	10.1. Текущее состояние технологии наземных терминалов	187
Глава 6. СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫМ РЕЖИМОМ (СКУТР)	87	10.2. Перспективы	194
6.1. Пассивные системы термоконтроля	87	Библиографический список к главе 10	196
6.2. Активные системы термоконтроля	95		
6.3. Перспективы	100		
Библиографический список к главе 6	103		
Глава 7. КОМАНДЫ И ОБРАБОТКА ДАННЫХ НА БОРТУ	105		
7.1. Текущее состояние	105		
7.2. Перспективы	113		
Библиографический список к главе 7	113		
Глава 8. ТЕЛЕКОММУНИКАЦИИ НА БОРТУ	114		
8.1. Текущее состояние	117		
8.2. Перспективы	125		
Библиографический список к главе 8	127		
Глава 9. ИНТЕГРАЦИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА БОРТУ И ВЫВОД НА ОРБИТУ	129		
9.1. Текущее состояние	131		

ПРЕДИСЛОВИЕ

В данном информационно-справочном пособии излагаются основные результаты исследования авторов по современному состоянию и перспективам развития малых спутниковых систем и носителей для их вывода на орбиту.

Сегодня космическое пространство стали делить на «традиционное» и «новое». Традиционное космическое пространство связывают с классическими космическими аппаратами, которые выпускаются ограниченным числом производителей (в основном по госзаказам) на дорогостоящей радиационно стойкой компонентной базе. Новое космическое пространство – это то, в котором оперируют малые спутниковые системы для решения различных коммерческих, научных, технологических и специальных задач. Компонентная база малых спутников включает в основном коммерчески доступные компоненты (COTS). В список фирм-производителей включены не только ведущие и давно известные космические компании, но и участники из малого и среднего бизнеса, университеты и т.п.

Рынок традиционных спутников всегда был небольшим, но стабильным с высокой прибавочной стоимостью, на котором «цена вопроса» редко являлась движущей силой за счет требований к высокой надежности, долговечности и радиационной стойкости аппаратов.

Новое космическое пространство рассматривается сегодня как большой и перспективный рынок для малых спутников, их кластеров и носителей для их вывода на орбиту.

Данные в настоящем пособии отражают прежде всего результаты разработок и практических достижений ведущих на рынке малых спутников и их носителей компаний из США, ЕС, Япония и др. на базе публичных данных, представленных в официальных источниках, на конференциях и выставках.

На результаты исследования существенное влияние оказали опыт и информация, которые были получены авторами в результате постоянного участия в ежегодной конференции и выставке «Small

Satellite, Logan, USA», а также при участии в SSAT Symposium, COMACTech и Space Tech Expo.

Вместе с приведенными данными по текущему состоянию технологии малых спутников и носителей для их вывода на орбиту важное место в работе занимает и литературный анализ.

Пособие состоит из десяти глав. Во введении приведены основные положения технологии малых спутниковых систем. В главах – с первой по девятую – рассмотрены все подсистемы и конструктивные особенности малых спутников, вопросы интеграции полезного груза и возможности носителей для их вывода на орбиту. В десятой главе обсуждаются вопросы, связанные с наземной системой обработки данных и управлением миссии.

Представленные иллюстративные материалы позволяют легче ориентироваться в изложении.

Пособие предназначено для инженерно-технических и научных работников по тематике малых спутников, а также может быть использовано при формировании учебного материала для студентов вузов соответствующих специальностей.

ВВЕДЕНИЕ

На современном этапе развития космических технологий произошло радикальное изменение понимания понятия «космическое пространство» с точки зрения космических аппаратов, которые в нем оперируют. Космос стали рассматривать как «традиционное» и «новое» космическое пространство. Традиционное космическое пространство связывают с традиционными космическими аппаратами, которые выпускают ограниченное число поставщиков (в основном по госзаказам) на дорогостоящей и долговечной компонентной базе. Новое космическое пространство – это то, в котором оперируют малые спутниковые системы, разработанные для выполнения различных коммерческих, научных, технологических и специальных миссий. Компонентная база малых спутников включает также и коммерческие компоненты (COTS). Список организаций, выпускающих такие спутники, уже включает не только ведущие и давно известные космические фирмы, но и компании малого и среднего бизнеса, университеты и т.п.

Традиционный космос исторически являлся небольшим, но стабильным рынком, на котором стоимость редко являлась движущей силой, а высокая надежность, долговечность и радиационная стойкость были движущими факторами при реализации проектов.

Новое космическое пространство представляет собой большой и перспективный рынок для малых спутников и группировок на их базе, которые в состоянии покрыть поверхность Земли беспроводной передачей голоса и данных, обеспечить глобальный доступ к Интернету, сбор и обработку данных с новых видов датчиков наблюдения Земли.

Основными вариантами космических аппаратов для освоения нового космического пространства являются разные конструкции малых спутниковых систем. В настоящем пособии понятие «малый спутник» связано с его массой в соответствии с принятой NASA в 2015 г. классификацией по программе SSTP (Small Spacecraft Technology Program) для миссии на низких околоземных орбитах. Малым считается спутник с массой меньше 180 кг на низких около-

земных орbitах. До этого по классификации, действующей до 2013 г. в США, класс малых спутниковых систем включал следующие подклассы:

- миниспутники – масса от 100 до 500 кг;
- микроспутники – масса от 10 до 100 кг;
- наноспутники (CubeSat) – масса от 1 до 10 кг;
- пикоспутники – масса меньше 1 кг.

Системным общепринятым стандартом для малых спутников сегодня считается спутник типа CubeSat, который принадлежит подклассу наноспутников, с каркасной базовой конструкцией в виде куба с ребром 100 мм (формат 1U) и позволяет расширять конструкцию с помощью соединения таких базовых модулей, как: форматы 2U, 3U и т.д. до 6U соответственно, сохраняя при этом общую массу спутника в пределах до 10 кг.

Задача данной книги – решить следующие задачи:

- представить текущее состояние технологий малых спутников в части интегрированных платформенных решений, систем электропитания, силовых двигательных установок, систем навигации и контроля, систем температурного контроля, конструкционных решений, систем обработки команд и данных, систем коммуникаций, а также обсудить актуальные вопросы вывода на орбиту и уборки космического мусора;
- обозначить перспективы развития технологий по указанным системным направлениям на базе многолетнего изучения зарубежного опыта и активного участия в конференциях и семинарах в США и ЕС;
- привести достаточно полный с практической точки зрения обзор публикаций по рассмотренным направлениям.

При рассмотрении текущего состояния технологий малых спутниковых систем принята во внимание степень ее готовности к применению TRL (Technology Readiness Level) в соответствии с классификацией NASA (рис. В.1):

- TRL1 – разработка проекта;
- TRL2 – проверка работоспособности разработанных решений;
- TRL3, 4, 5 – реализация макетных образцов;
- TRL6, 7 – реализация полетных узлов, подсистем и систем;
- TRL8, 9 – системные тесты, запуск и работа на орбите.

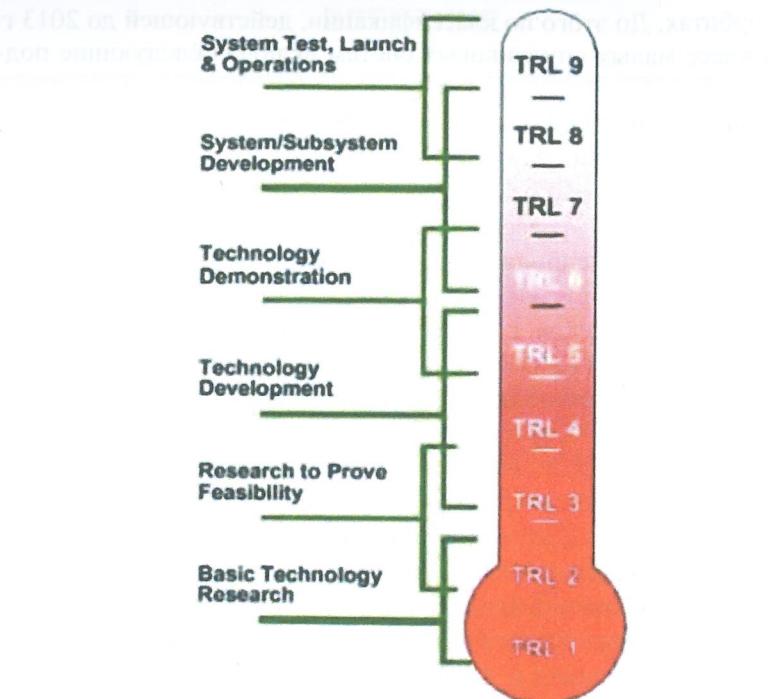


Рис. В.1. Степень готовности проекта по классификации NASA

В книге не рассмотрены технические решения и проекты, у которых технологический статус ниже TRL3.

Необходимо подчеркнуть, что из-за желания представить современные тенденции в развитии технологий для малых спутников некоторые уже устаревшие, но хорошо известные технические решения на уровнях реализации TRL6 и выше естественным образом не были представлены.

Данные, использованные в настоящей книге, в основном связаны с публикациями по линии SIA (Satellite Industry Association), США, куда входят ряд ведущих в области малых спутников компаний, таких как: Boeing, Comsat, Eutelsat, Hughes, Inmarsat, DRS Technologies, Glowlink, Iridium, Lockheed Martin, Northrop Grumman, Trustcomm, SSL, ViaSat, Intelsat, iDirect, PlanetLabs, XTAR и др.

К настоящему моменту SIA выпустила 21 годовой обзор по состоянию рынка малых спутников, в том числе с большим числом анализа технологий.

В периоде 2015 – 2019 гг. число малых спутниковых систем увеличилось на 39 % по сравнению с периодом 2011 – 2015 гг. Если рассмотреть спутники, которые работают на низких околоземных орbitах, по состоянию на 2018 г., то будет видно резкое уменьшение «железа» в Космосе, несмотря на преобладающее число малых космических аппаратов на орбите:

- число спутников с массой от 1 до 6700 кг – 215 (общая масса 68 т);
- число спутников с массой от 10 до 500 кг – 195 (общая масса 8,2 т);
- число спутников с массой от 1 до 10 кг – 140, в том числе 90 CubeSat (общая масса 0,7 т).

Современной тенденцией также стала разработка и запуск группировок из малых спутников. В табл. В.1 представлены характерные миссии для современных малых спутников.

В табл. В.2 представлены данные о некоторых группировках спутников и фирмах-производителях.

При анализе представленных проектов группировок выясняется, что по крайней мере девять из них предлагают глобальные коммуникационные возможности, т.е. везде на поверхности Земли.

Таблица В.1

Тип спутника	Зондирование Земли и метеорология	Телекоммуникации	Другие миссии
CubeSat/ nanoспутники (<20 кг)	Planet Lab Perseus Spire	Outernet	QB50 ESDN S-Net
Микроспутники/ миниспутники	Skysat BlackSky OmniEarth PlanetIQ AxelGlobe	OneWeb SpaceX/Google LeoSat	Cygnss

Таблица В.2

	OneWeb	Нет имени	LeoSat	Steml &2	Constellation	MCSat	CANPOL	3ECOM	ASK
Фирма	Qualcomm Virgin Galactic Honeywell	SpaceX Google Fidelity	TAS		Thales				
Группировка	648 шт. 200 кг 1200 км	4025 шт. 300 кг 1100 км	120...140 шт. 1800 км	4257 шт.	794 шт.	4000 шт.	72 шт.	264 шт.	10 шт.

Один из этих проектов может быть реализован в обозримом будущем, так как связан с потребностями компании Google. Другие два проекта – OneWeb и LeoSat – разрабатываются коммерческими компаниями с большим опытом в этой области – O3d и Кумета.

В «новом космосе» конкуренция, скорее всего, будет происходить на уровне коммерческих реализаций, а не на уровне соперничества между странами, как было раньше. В этих условиях роль космических технологий будет связана прежде всего с решениями вопросов по цифровизации индустрии и всех областей социальной сферы (Индустрия 4.0/5.0, Цифровое управление государством и т.п.), которые являются основой для роста экономики в целом.

Библиографический список к введению

1. National Aeronautics and Space Administration (2015a). NASA's Small Satellite Missions. URL: http://www.nasa.gov/mission_pages/smallsats (Accessed: 2015-10-28).
2. National Aeronautics and Space Administration (2015b). Technology Readiness Level. URL: <http://www.nasa.gov/content/technology-readiness-level> (Accessed: 2015-10-28).

Глава 1. ПЛАТФОРМЕННЫЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ МАЛЫХ СПУТНИКОВ

С развитием рынка малых спутниковых систем (особенно после появления стандарта CubeSat) широкое применение стали находить коммерчески готовые (off-the-shelf) интегрированные платформенные решения. Это связано с необходимостью сконцентрировать усилия и расходы на разработку нестандартной потребительски ориентированной нагрузки спутника, что приводит к быстрым коммерческим результатам его миссии. Такие платформы могут быть реализованы из ряда составляющих готовых модулей с различными техническими характеристиками в соответствии с требованиями к известным типам миссий. Вместе с этим модули конструкции платформы позволяют проще проводить системную микроминиатюризацию, в том числе и за счет технологии «система в корпусе».

Millenium Space Systems разработала платформу Altair Small Spacecraft Platform (рис. 1.1).

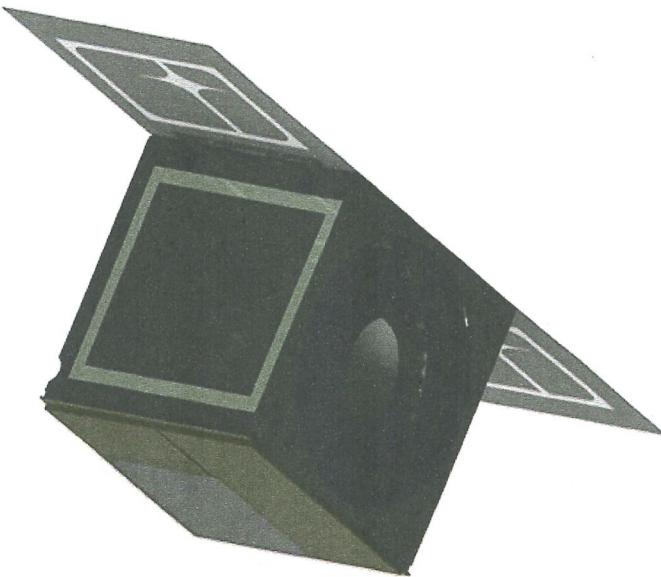


Рис. 1.1. Общий вид платформы Altair Small Spacecraft Platform

Это микроверсия ее платформ серии Aquila (массой до 3000 кг). При разработке было учтено, что решения по Aquila были тестиированы на вакуум, вибрации и т.п. Первый запуск Altair был реализован с помощью воздушной базированной пусковой системы F15.

Astro und Feinwerktechnik выпустила платформу TET-1 (рис. 1.2), которая была запущена ракетой «Союз-ФГ/Фрегат» в 2012 г. в качестве вторичной нагрузки. Габариты TET-1 составляют 670×580×880 мм, и хотя платформа меньше по габаритам, чем Altair, то полезная нагрузка также – 50 кг. Система навигации является модификацией навигационной системы миссии DRL (2001 г.).

Berlin Space Technologies произвела серию малых спутников: LEOS-30 TRLX, LEOS-50 TRL (рис. 1.3) и LEOS-100. Платформа LEOS базирована на разработках ESA в связи с миссиями TUBSAT и LAPAN (2015 г.). LEOS-30 – это 20-килограммовый спутник с полезной нагрузкой 5...8 кг. Платформа предусматривает коммуникации в диапазонах S-band и СВЧ. Предусмотренный срок активного существования (CAC) 2 года. LEOS-50 – это 50-килограммовый спутник с полезной нагрузкой 15...25 кг. Для телеметрии и управления предусмотрен СВЧ-коммуникационный канал, а для 100 Мб/с потока данных – коммуникационный канал в диапазоне X-band. Габариты спутника 600×600×300 мм, а пространство для полезной нагрузки составляет 400×400×200 мм с бюджетом по мощности 20 Вт.

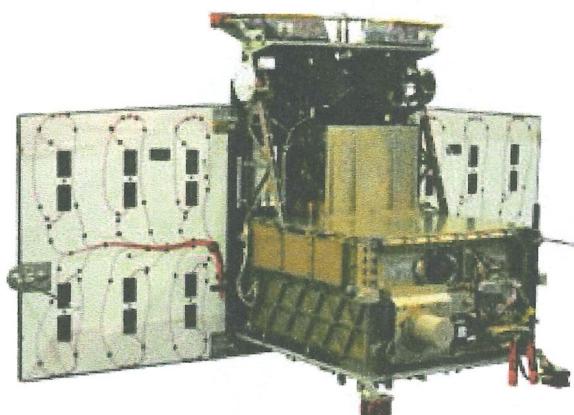


Рис. 1.2. Общий вид платформы ТЕТ-1

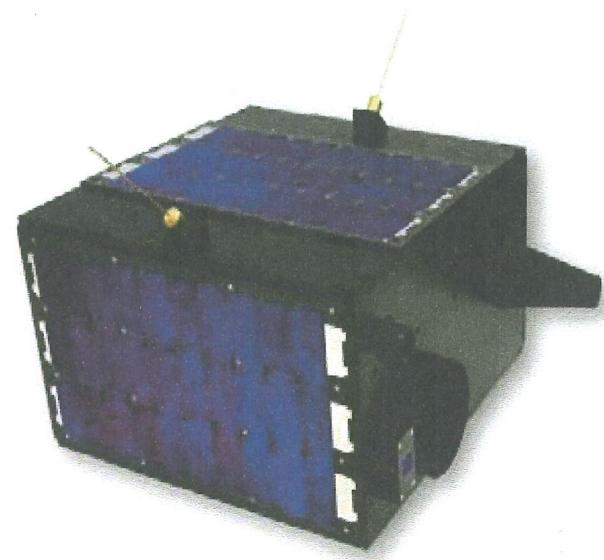


Рис. 1.3. Общий вид платформы LEOS-50 TRL

Система позиционирования обеспечивает точность наведения (pointing accuracy) в пределах 1 угловой минуты с порогом чувствительности к отклонениям (pointing knowledge slew rate) в 10 угловых секунд при частоте скольжения 10 градусов/секунд и дребезжании (jitter) 15 угловых секунд/секунд. САС спутника 5 лет. LEOS-100 имеет габариты 600×600×800 мм и массу 65 кг. Полезная нагрузка составляет 30...50 кг. Бюджет энергии полезной нагрузки в рамках 60 Вт. Канал данных позволяет прохождение потоков со скоростью 400 Мб/с. У спутника предусмотрена возможность подключения оптического канала данных со скоростью 2 Гб/с. Точность наведения 1 угловая минута с порогом чувствительности к отклонениям в 2,5 угловых секунд при частоте скольжения 5 градусов/секунд и дребезжании 5 угловых секунд/секунд. Двигательная установка – газовая (на холодном газе) или электрическая.

SSTL давно разрабатывает малые спутники. Восемь SSLT-100, десять SSLT-150 и SSLT-150 ESPA уже работают на орбите. Низкоорбитальная версия SSLT-150 (рис. 1.4), названная SSLT-X50, проходит тестирование.

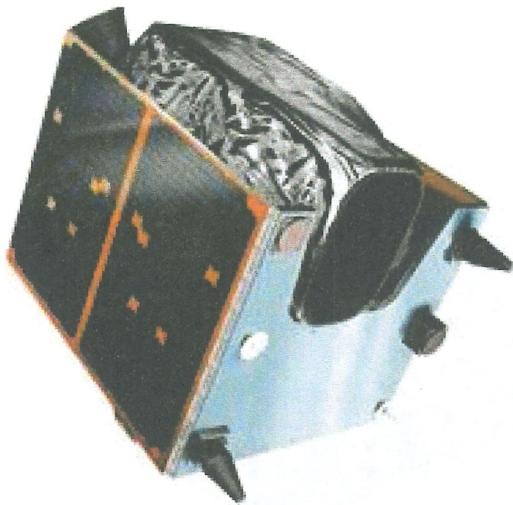


Рис. 1.4. Платформа SSLT-150

В табл. 1.1 систематизированы основные характеристики некоторых интегрированных платформенных решений до ориентации производителей на CubeSat.

После ориентации к стандарту CubeSat появилось множество новых малых спутниковых систем.

Таблица 1.1

Изделие	Габариты, мм	Масса полезной нагрузки, кг	Потребление полезной нагрузки, Вт	Точность наведения, угл. мин
MSS Altair	300×300×300	50	90	0,3
AF TET-1 BST	670×580×880	50	—	2,0
LEOS-30	600×600×300	50	20	1,0
LEOS-100	600×600×800	65	60	1,0
SSTL-150	600×600×300	50	20	1,0
SLI SCOUT	400×460×840	55	95	3,0

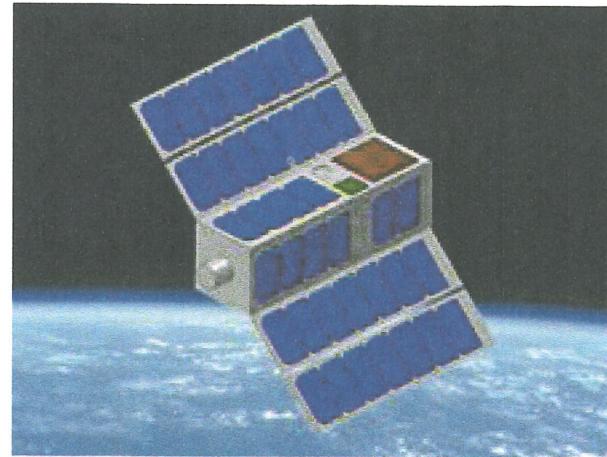


Рис. 1.5. Платформа Endeavour

Tyvak NanoSatellite Technology Inc заменила свою платформу Interpid на новую Endeavour в конструктивных форматах от 3U до 12U (рис. 1.5). В 2016 г. по программе CPOD (NASA) полетели два спутника Endeavour формата 3U массой 5,99 кг. Они обеспечивали конструктивное пространство под нагрузку в формате 2U с бюджетом по мощности 15 Вт. Точность наведения составила 0,06 градусов с порогом чувствительности к отклонениям в 25 угловых секунд при частоте скольжения 3 градуса/секунд и была обеспечена с применением маховичков и магнитных стержней. При общем бюджете по мощности в 70 Вт спутник предлагал коммуникационный канал со скоростью 10 Мб/с в диапазоне S-band и канал связи в СВЧ-диапазоне. САС спутника 2 года.

ComSpace ApS разработала серию спутников типа CubeSat под названием GOMX в формате 1U, 2U и 3U (рис. 1.6). Точность наведения составила 5 градусов с порогом чувствительности к отклонениям в 10 градусов. Коммуникация предлагала СВЧ/ВЧ-каналы связи. GOMX-1 в формате 2U был запущен в 2013 г. на носителе «Днепр». GOMX-3 в формате 3U был запущен в 2016 г. на японском носителе H-IIIB. В связи с миссией NanoEye фирма подготовила вариант 1U этого спутника с оптической полезной нагрузкой.



Рис. 1.6. Платформа GOMX

Blue Canyon Technologies LLC предложила инновационный формат 0.5U и реализовала модуль XB1, который можно присоединять к любому формату CubeSat вплоть до 27U (рис. 1.7). Модуль выполняет различные функции, как например: дополнительное питание, термоконтроль, полезная нагрузка, управление силовыми установками и т.п. Модуль полностью сертифицирован и в 2016 г. полетел в миссии RAVAN, и с того же года находится на орбите в формате 3U в составе группировки Planet IQ GPSRO Constellation и участвует в миссии GERES (NASA).

SST Ltd сфокусировалась на спутники массой 50+ кг, но тем не менее предлагает две платформы CubeSat – Cube-X и Nano-X (рис. 1.8) в формате 3U, 6U, 12U, 24U и с массой от 5 до 20 кг.

Некоторые производители, такие как Pumpkin Inc, предлагают набор модулей для построения разных платформ. Например, набор MISC 2 Mk II позволяет строить платформы в формате 3U с про-

странством для полезной нагрузки размером 100×100×165 мм и с двумя вариантами навигационной системы MAI-100 ADACS фирмы Maryland Aerospace Inc или BCT XACT ADCS фирмы Blue Canyon Technologies.

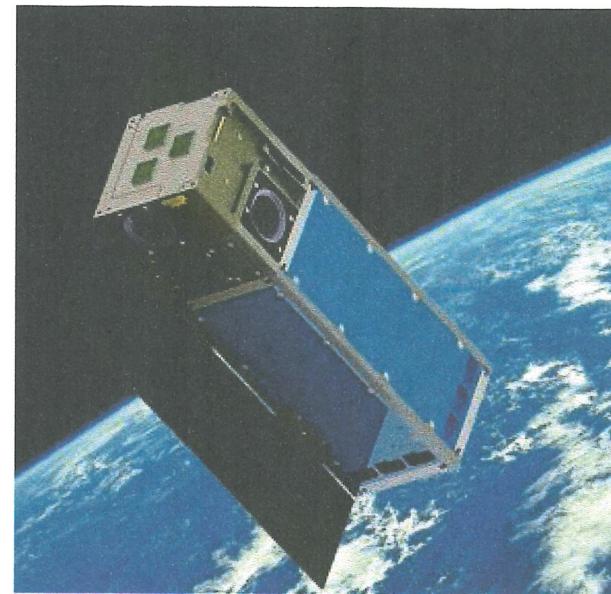


Рис. 1.7. Платформа XB1

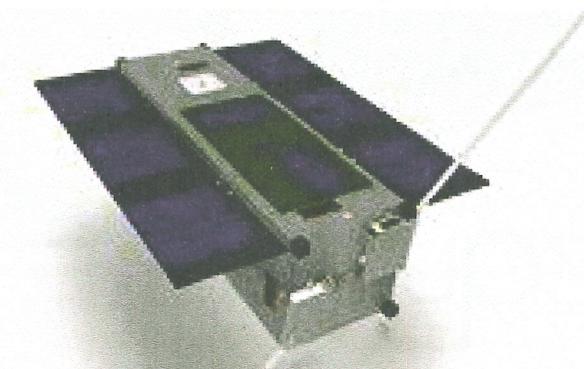


Рис. 1.8. Платформа Nano-X

Другие производители, такие как Clyde Space Ltd, ISIS B.V. и Nukak (рис. 1.9. 1.10), изготавливают потребительски ориентированные наборы модулей для построения заказных платформ.

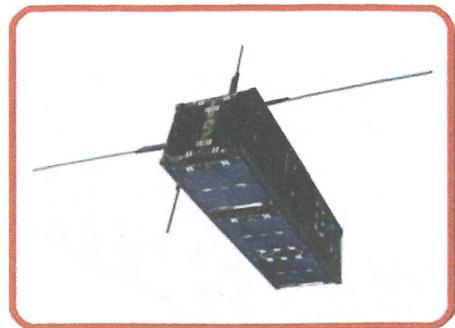


Рис. 1.9. Платформа фирмы ISS B.V.



Рис. 1.10. Платформа фирмы Nukak

Таблица 1.2

Платформа	Производитель	Статус	Радиационная стойкость
Endeavour	Tyvak NanoSatellite Systems Inc	TRL8	10 крад
GOMX	GomSpace ApS	TRL9	10 крад
XB1	Blue Canyon Technologies LLC	TRL8	
Complete CubeSat Kits	Pumpkin Inc	Нет данных	Модули платформы тестираны на низкой околоземной орбите
Nukak	Sequoia Space	Нет данных	Нет данных

В табл. 1.2 представлены некоторые распространенные интегрированные платформенные решения.

1.1. ПЕРСПЕКТИВЫ

Поскольку платформа представляет собой комбинацию различных подсистем, то какие-то существенные изменения в платформах не могут произойти без инноваций в ее подсистемах. В связи с этим все крупные производители проводят перспективные разработки по улучшению платформенных решений. Так, например, SSTL Ltd разрабатывает две инновационные платформенные решения – Next Generation Microsatellite (акцент на снижение общей стоимости платформы) и FeatherCraft (акцент на улучшение тяговой установки), которые находятся пока на технологическом уровне TRL3.

Возрастает значение анализа возможных платформенных решений с точки зрения применения электрорадиоизделий (ЭРИ) класса COTS, радиационно-толерантные или радиационно стойкие, или под формой готовых модулей. Это особенно положительно при разработке малых спутников для миссии в дальнем космосе. Несмотря на то, что некоторые подсистемы радиационно стойкие, а в платформу входят и другие подсистемы, то среднее время между отказа-

ми для всей платформы в контексте ее радиационной стойкости остается открытым вопросом при проектировании малых спутников с заданной надежностью для некоторых специфических миссий.

Библиографический список к главе 1

1. **Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH.** TET-1 Satellite Bus. URL: http://www.astrofein.com/2728/dwnld/admin/33_Prospekt_TET-1.pdf (Accessed: 2015-09-14).
2. **Berlin Space Technologies GmbH** (2015). URL: http://www.berlin-space-tech.com/index.php_id33.html (Accessed: 2015-07-30).
3. **Blue Canyon Technologies.** URL: <http://bluecanyontech.com/space-missions/#spacebuses>. (Accessed: 2015-07-30).
4. **Buhl M., Danziger B. & Segert T.** (2015). Small Satellites Made in Berlin (Tech. Rep.). Berlin, Germany: Berlin Space Technologies GmbH.
5. **Clyde Space Ltd. Eisele, S.** (2015). Personal correspondence. (2 September 2015) European Space Agency. (2015a). LAPAN-A2 – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/l/lapan-a2> (Accessed: 2015-07-30).
6. **European Space Agency.** TUBSAT – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/tubsat> (Accessed: 201510-05).
7. **GomSpace ApS.** URL: <http://gomspace.com/index.php?p=products-platforms> (Accessed: 2015-07-30).
8. **Innovative Solutions In Space B.V.** URL: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=38&category_id=9&option=com_virtuemart&Itemid=71 (Accessed: 2015-07-30).
9. **Millenium Space Systems, Inc.** AdvTechI/2/. URL: <http://digitalcommons.usu.edu/smallssat/2014/> (Accessed: 2015-09-14).
10. **Millenium Space Systems, Inc.** altair. URL: <http://www.millennium-space.com/platforms.html#> (Accessed: 2015-07-30).
11. **Millenium Space Systems, Inc.** URL: <http://www.millennium-space.com/pressreleases/ALTAIR01-20150805.pdf> (Accessed: 2015-09-14).
12. **Puig-Suari J.** Tyvak Nanosatellite Systems Response to NASA RFI: NNA15ZRD001L (Tech. Rep.). Irvine, California: Tyvak NanoSatellite Systems Inc.
13. **Pumpkin, Inc.** URL: <http://www.cubesatkit.com/> (Accessed: 2015-07-30).
14. **Segert T.** Personal correspondence (1 September 2015).
15. **Sequoia Space.** URL: <http://www.sequoiospace.com/en/satellite-missions/> (Accessed: 2015-07-30).
16. **Stafford G.** Personal correspondence (5 August 2015).
17. **Surrey Satellite Technology Ltd.** Platforms. URL: <http://www.sstl.co.uk/Products/EO---Science> (Accessed: 2015-07-30).
18. **Tyvak NanoSatellite Systems Inc.** Endeavour: The product suite for next generation cubesat mission / MacGillivray_Endeavour.pdf. URL: <http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/SummerWorkshop2012> (Accessed: 2015-09-14).
19. **Tyvak NanoSatellite Systems Inc.** CubeSat Proximity Operations Demonstration (CPOD) Overview. URL: http://www.nasa.gov/sites/default/files/files/A_Williams-A_Tsuda-CPO_Overview.pdf (Accessed: 2015-09-14).
20. **Tyvak NanoSatellite Systems Inc.** URL: <http://tyvak.com/endeavour/> (Accessed: 2015-07-30).

Глава 2. СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Система электропитания обеспечивает полностью все потребители электрической энергии на борту спутника. Бортовое электропитание является одной из самых крупных бортовых подсистем, занимает при этом до 30 % от общей массы спутника. Технология производства электроэнергии на борту может включать различные генерирующие системы как на базе фотовольтаических элементов, панелей и массивов на их базе, так и на базе систем с применением радиоизотопов или на основе реакторов для управляемых термоядерных реакций. Накопление и сохранение электроэнергии на борту реализуется в батареях, которые либо заряжаются до пуска спутника, либо включены в соответствующих цепях, генерирующих электроэнергию системы. Управление генерацией, накоплением и распределением электроэнергии на борту реализуется выделенной подсистемой (СУРЭ). Эта система всегда потребительски ориентированная из-за специфики каждой миссии, для которой разработан спутник. Как правило, основной вопрос при создании СУРЭ – это соотношение мощности бортовой энергетики к общей массе спутника (кВт/кг), что существенно для минимизации стартовой массы аппарата.

2.1. ПОДСИСТЕМА ГЕНЕРАЦИИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Фотовольтаические элементы (ФЭ)

Большинство малых спутников используют в своих миссиях технологию генерирования энергии на базе фотовольтаического эффекта. ФЭ представляют собой полупроводниковые элементы, которые при облучении солнечным светом выдают на выходе соответствующее напряжение. Интенсивность облучения уменьшается по квадратической зависимости при увеличении расстояния от спутника до Солнца, что непосредственно влияет на величину генерируемой энергии. Вместе с этим на процесс генерации влияет и угол, под которым излучение падает на ФЭ. Производимые для коммерческих целей ФЭ, ввиду использования недорогих кристаллов с одним полупроводниковым переходом, обладают эффективностью порядка 20 %. Для по-

вышения эффективности ФЭ применяются многослойные полупроводники, которые обеспечивают преобразование более широкого спектра солнечного излучения. В теории (при неограниченном числе полупроводниковых переходов в кристалле) эффективность ФЭ может достигнуть предельной величины 86,6 % при условии дополнительного фокусирования солнечного излучения. Следует отметить, что в космической промышленности из-за стоимости ФЭ применяются кристаллы с тремя полупроводниковыми переходами, эффективность которых выше, чем у коммерческих. Практическая эффективность ФЭ в космосе зависит также от других факторов, таких как миссия и габариты спутника, орбитальное положение, конструкция панелей, на которых располагаются ФЭ, система управления позиционированием панелей и др. На рис. 2.1 (по данным NASA) представлена эффективность в процентах для ФЭ от различных производителей.

AzurSpace выпускает соларные панели на базе ФЭ с одним полупроводниковым переходом типа Silicon Solar Space Cell S32, у которой энергетическая эффективность составляет 16,9 %, но с малым удельным весом 32 мг/см².

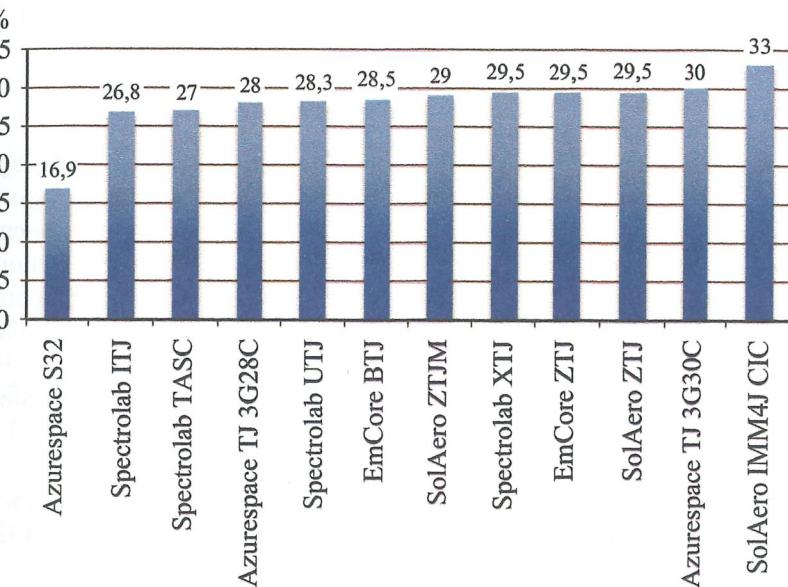


Рис. 2.1. Эффективность в процентах для ФЭ от различных производителей

Компания также выпускает набор ФЭ с эффективностью в пределах 28...30 %. ФЭ снабжены встроенным диодным байпасом.

SpectroLab предлагает несколько ФЭ с тремя полупроводниками переходами в диапазоне эффективности 26...30 %. Самые эффективные ФЭ обладают коэффициентом 29,3 % и имеют площадь от 26,62 до 59,65 см². Существует возможность выпуска и заказа ФЭ с другими размерами. Работа ФЭ компании на орбите показывает расхождение с наземными тестовыми данными в рамках 1,5 %.

Emcore разработала два типа ФЭ с тремя полупроводниковыми переходами с эффективностью 28,5 и 29,5 %, которые предлагаются в стандартном или заказном размерном формате. Эти ФЭ являются элементами второго и третьего поколений и установлены на спутниках миссии CYGNUS (NASA).

SolAero Technologies предлагает самые эффективные на рынке ФЭ с коэффициентом 33 %. Масса элемента всего 49 мг/см², что на 40 % меньше массы традиционных ячеек с тремя переходами. Однако стоимость изделия высокая и технологический процесс их производства еще не завершен. Поэтому их применение на малых спутниках под вопросом. Компания выпускает также ФЭ с эффективностью 29 и 29,5 %, которые полностью сертифицированы для космического применения.

Солнечные панели

Панели COBRA и COBRA-1U компании SolAero Technologies (рис. 2.2) разработаны для малых спутников и используют ФЭ компании с эффективностью 29,5 %. COBRA позволяет реализовать энергетическую плотность до 30 кВт/м³ и вместе с этим достигает отношения масса/энергетическая мощность меньше 7 г/Вт. Конструктивно панель оформлена с учетом технологии монтажа «plug-and-play». COBRA-1U специально разработана для спутников формата 1U – 3U.

DHV Technologies выпускает панели формата 1U с размерами 100×100 мм, массой в 39 г и возможностью генерации 2,24 Вт (рис. 2.3).

Панели с защитным стеклом могут при необходимости достигать 30 % эффективности. Панели для спутников формата 3U (132 г) генерируют 8,48 Вт.

Компания также выпускает и микропанели с размерами 50×50 мм и массой 23 г, которые генерируют 272 мВт.



Рис. 2.2. Общий вид панелей COBRA и COBRA-1U от компании SolAero Technologies для применения на малых спутниках

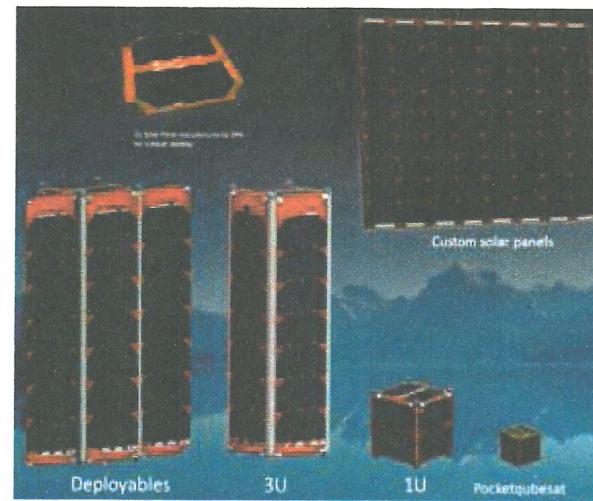


Рис. 2.3. Набор солнечных панелей для малых спутников от компании DHV Technologies

ComSpace разработала две наноэнергетические системы с эффективностью 30 % и встроенным гироскопом и солнечным датчиком. Панели генерируют максимум 6,2 и 7,1 Вт при массе порядка 56...65 г.

Clyde Space выпускает панели для спутников формата 0.5U – 12U. Панели компании летают на спутниках формата 1U и 3U.

SpectroLab предлагает гамму изделий для разных спутников с миссиями на околоземных и геостационарных орбитах. На ячейках компании типа ITJ, UTJ, XTJ выпускаются панели для малых спутников с площадью 30 см².

MMA разработала панель HAWR (High watts per Kilogram) для спутников формата 3U – 12U с мощностью 36 Вт и напряжением 14,2 В. Эта панель построена на модульном принципе и позволяет конструктивное расширение для спутников формата 6U. В этой панели достигается мощность 72 Вт и используются ФЭ от SpectroLab типа UTJ с эффективностью 28,3 % и массой 600 г. Технологический уровень этих разработок TRL7 и их применение предусмотрено в миссиях BioSentinel и MarCO (NASA). На рис. 2.4 показан общий вид панели HAWR.

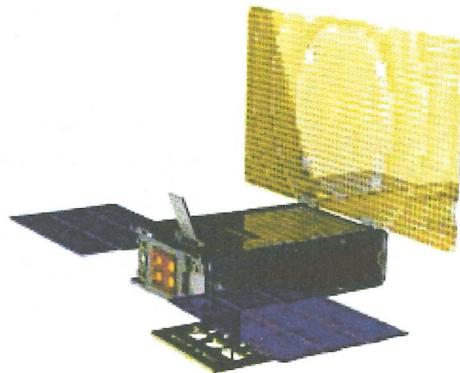


Рис. 2.4. Общий вид панели HAWR компании MMA

В табл. 2.1 представлены основные характеристики соларных панелей для малых спутников.

Таблица 2.1

Изделие	Производитель	Эффективность, %	ФЭ	Статус
Solar Panel (0.5 – 12U) Deployable Solar Panel (1U, 3U)	Clyde Space	28,3	SpectroLab UTJ	TRL9
Solar Panel (0.5 – 12U) Deployable Solar Panel (1U, 3U)	Clyde Space	29,5	SpectroLab XTJ	TRL9
Solar Panel (0.5 – 12U) Deployable Solar Panel (1U, 3U)	Clyde Space	30	AzurSpace 3G30A	TRL9
Solar Panel (50×50 mm, 1U, 3U, custom design)	DHV	30	–	TRL8
Nano Power (CubeSat, custom design)	ComSpace	30	AzurSpace 3G30A	TRL9
HAWK	MMA	28,3	SolAero ZTJ	TRL7
eHAWK	MMA	28,3	SolAero ZTJ	TRL7
COBRA	SolAero	29,5	SolAero ZTJ	–

Продолжение табл. 2.1

Изделие	Производитель	Эффективность, %	ФЭ	Статус
COBRA-1U	SolAero	29,5	SolAero ZTJ	-
Space Solar Panel	Spectrolab	26,8	SolAero ITJ	TRL9
Space Solar Panel	Spectrolab	28,3	SolAero UTJ	TRL9
Space Solar Panel	Spectrolab	29,5	SolAero XTJ	TRL9

Сохранение энергии

Энергия, генерируемая солнечными панелями, не всегда наличная в соответствии с требованиями во время работы спутника на орбите. Факторы, такие как тип орбиты, длительность миссии, отстояние от Солнца или требуемая моментная мощность питания, требуют хранения накопленной энергии на борту. Для этого используются незаряжаемые и заряжаемые батареи. Незаряжаемые батареи применяются для миссии длительностью от одного дня до одной недели. Как правило, это серебряно-цинковые батареи из-за простоты обслуживания и режима быстрой зарядки. Используются и разновидности батарей на основе лития с более высокой энергетической плотностью, такие как LiSO₂, LiCF_x, LiSOCL₂.

Заряжаемые батареи, в основном никель-кадмиеевые (NiCd), никель-водородные (NiH₂), литиево-ионные (Li-ion) и литиево-полимерные (Li-po), широко используются на малых спутниках. Батареи на основе лития массово применяются в переносных коммерческих устройствах из-за возможности многократной перезарядки, малой массы и высокой энергетической плотности и по этой причине нашли свое место на малых спутниках. Выбор типа батареи зависит от соотношения цена/качество, допустимой энергетической плотности, жизненного цикла и надежности. Сравнение между батареями по типам и энергетической плотности представлено на рис. 2.5 и 2.6, а их список по производителям показан в табл. 2.2.

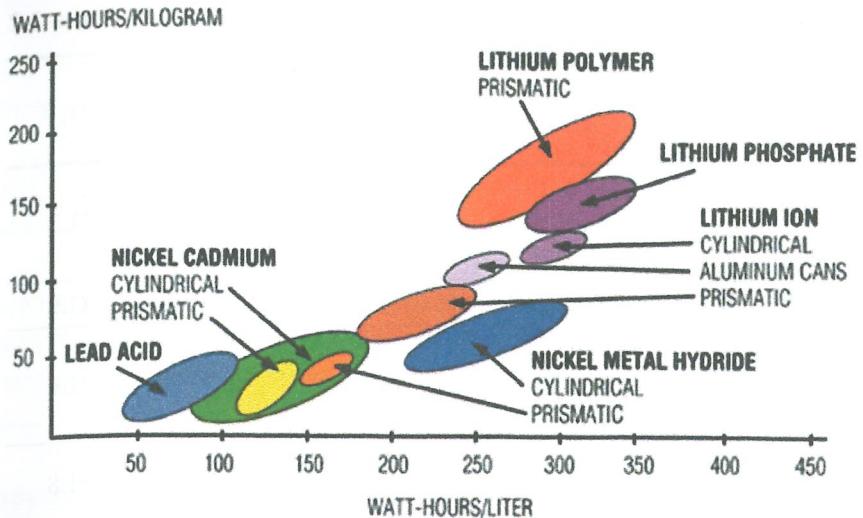


Рис. 2.5. Сравнение между батареями по типам

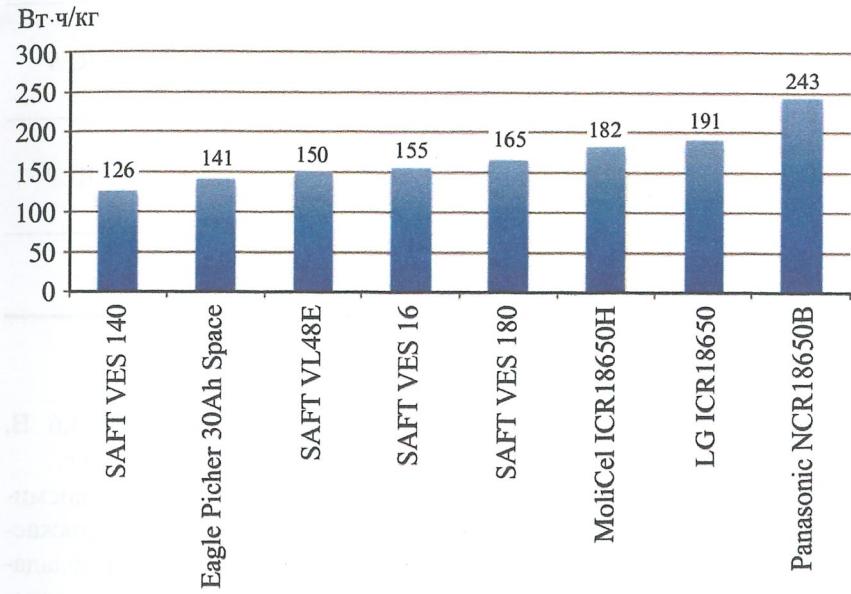


Рис. 2.6. Сравнение между батареями по энергетической плотности

Таблица 2.2

Изделие	Производитель	Энергоплотность, Wh/kg	Элемент батареи	Статус
COTS 18650 Li-ion battery	ABSL	90 243	Sony, MoliCell Samsung	TRL8
BP-930s	Canon	132	18650 Li-ion	TRL9
Li-polymer, 8.2 V, 1.2 Ah – 20 Ah	Clyde Space	150	Clyde Space Li-polimer	TRL9
Li-polymer, 32 V, 6.2 Ah	Clyde Space	150	Clyde Space Li-polimer	TRL8
Rechargeable Space Battery (NPD-002271)	EaglePicher	153.5	EaglePicher Li-ion	TRL7
NanoPower BP4	ComSpace	160	Comspace NanoPower Li-ion	TRL9
NanoPower BPX	ComSpace	157 171	Comspace NanoPower Li-ion	TRL9
Li-ion battery Block VLB-X	Vectronic	–	SAFT Li-ion	–

Батареи Li-ion

Типичное напряжение для батареи Li-ion составляет 3,6 В, а максимальная энергетическая плотность достигает 150 Вт·ч/кг.

EaglePicher выпускает серию изделий с приложением в космической и военной аппаратуре, в том числе и два типа перезаряжаемых батарей Li-ion космического применения. Эти изделия обладают высокой энергетической плотностью 153,5 Вт·ч/кг при напряжении 28,8 В, а их статус соответствует TRL7.

SAFT – производитель с длительным присутствием на рынке космических изделий. Изделия фирмы Li-ion обладают энергетической плотностью в пределах 126...165 Вт·ч/кг.

ABSL выпускает изделия 18650 (Li-ion) с энергетической плотностью в пределах 90...243 Вт·ч/кг, которые сертифицированы для космического применения (рис. 2.7).

Vectronic Aerospace предлагает батарея Li-ion VLB-16 специально для применения на малых спутниках на базе сертифицированных SAFT-ячеек. В этих изделиях встроены датчики измерения тока, напряжения и температуры, а также схема динамической балансировки заряда составляющих ячеек (рис. 2.8).

LG-батарея ICR18650 B3 (Li-ion) с энергетической плотностью 191 Вт·ч/кг полетела в миссии PhoneSat (NASA).

Panasonic выпускает изделие 18650B (3400 мА·ч) с энергетической плотностью 243 Вт·ч/кг, которое использовано во многих миссиях NASA, как например: GeneSat, SporeSat, O/OREOS, PharmaSat и др.

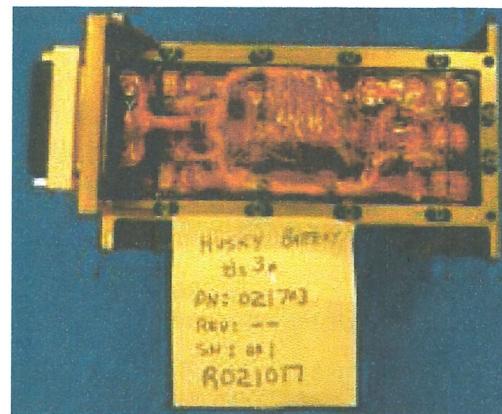


Рис. 2.7. Изделие 18650 (Li-ion) от ABSL



Рис. 2.8. Общий вид VLB-4, 8, 16 от Vectronic Aerospace

Molicel производит ICR18650H (Li-ion) с энергетической плотностью 182 Вт·ч/кг.

BatterySpace выпускает изделие 18650 (Li-ion) в комбинации с ICR18650 B3, которое было использовано в миссии NASA EDSN.

Canon выпускает BP-930, которая апробирована в миссии NASA TechEdSat.

Clyde Space разработала два варианта батареи для применения на малых спутниках формата CubeSat. Их энергетическая плотность 150 Вт·ч/кг, а напряжение в пределах 8,2...32,0 В. Параметры, такие как ток, напряжение и температура, могут быть подключены к telemetry с помощью специализированного интерфейса. В изделие встроен нагреватель. Эти батареи используются широко на малых спутниках от разных производителей.

Управление и распределение энергопотоков (УРЭ)

Система УРЭ всегда является потребительски ориентированной и определяется требованиями к миссии и спутникам. Несмотря на это, многие производители предлагают различные устройства УРЭ (PMAD) для малых спутников.

Вместе с ними предлагаются и простые устройства электропитания (УЭП) (EPS) или преобразователи напряжения (ПН) (Power Converter).

Как правило, эти устройства включают шину на 8,2 В и могут поставлять к отдельным бортовым подсистемам стабилизированное напряжение 5,0 и 3,3 В, обеспечивая при этом защиту от перенапряжения. Поскольку производители электронных компонентов стандартизовали диапазон напряжений питания, то и УРЭ, и УЭП стали более стандартизованными. Производители УРЭ и УЭП, которые сфокусированы на малые спутники, – это Pumpkin, GomSpace, StarSpace и Clyde Space. Список некоторых производителей и их изделий приведен в табл. 2.3.

Таблица 2.3

Изделие	Производитель	Тип устройства	Статус
DPCU-2100, 2200, 2300	AAC Microtec	PMAD	–
BCT CubeSat Electrical Power System	Blue Cayon Tech	EPS	–
Small Satellite PCDU	Clyde Space	PMAD	TRL9
NanoSatellite EPS	Clyde Space	EPS	TRL8
P1U «Vasik»	Cristal Space	EPS	TRL8
DNE Energy Storage Module	Design Net Engineering	EPS	–
NanoPower P31us	GomSpace	PMAD	–
Series 3699 DC-DC Converter	Modular Devices Inc	Power Converter	–
Drop-In Power Converter	Stras Space	Power Converter	TRL9
LEO PCDU	Surrey	PMAD	TRL9
Vetronic PCDU	Vetronic	PMAD	–

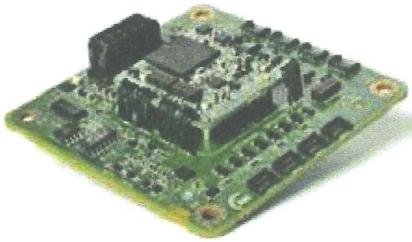


Рис. 2.9. DPCU-2112 от Microtec

AAC Microtec предлагает три УРЭ-модуля с разными потребительскими интерфейсами I2C, USB, SpaceWire (рис. 2.9). Они предназначены для интеграции с бортовыми подсистемами, модулями полезной нагрузки, сенсорами и др. при реализации малых спутников.

Blue Canyon Tech выпускает BCT CubeSat EPS с возможностями питания от солнечных источников или внешней батареи. В системе встроена возможность сбора и накопления данных о функционировании питания.

Clyde Space производит УРЭ и УЭП для малых спутников (рис. 2.10).

УРЭ включают несколько узлов, построенных по технологии системы в корпусе из радиационно-стойких компонентов и обладают статусом TRL9. УЭП предназначена для спутников формата 1U – 12U и является ветераном многих миссий, несмотря на статус TRL8.

Cristal Space производит УЭП P1U для спутников формата 1U и 2U. Напряжения выхода 3,3; 5 и 12 В.

Design Net Engineering предлагает как модуль УРЭ, так и УЭП.

GomSpace разработала УЭП NanoPower P31us для спутников с энергобюджетом от 1 до 30 В (рис. 2.11).

Modular Device Inc разработала гибридный преобразователь с мощностью от 7,5...20,0 Вт для применения в CubeSat и со стойкостью по накопленной дозе больше 100 крад.

Stars Space спроектировала конвертер с широким диапазоном напряжений – от 3,3...40,0 В с коэффициентом эффективности 90 %.



Рис. 2.10. PMAD Small Sat от Clyde Space

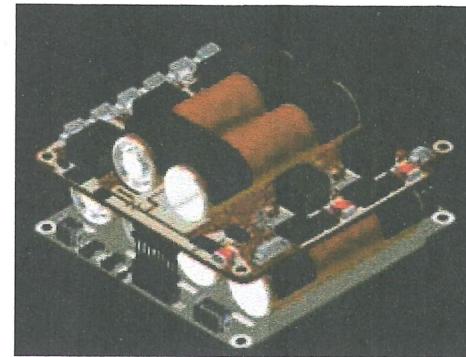


Рис. 2.11. NanoPower P31us

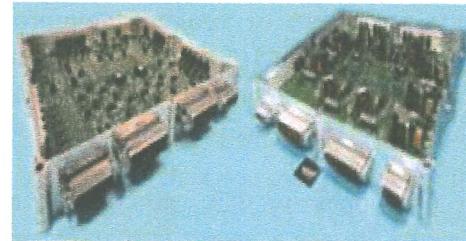


Рис. 2.12. LEO PCDU

Surrey Satellite Technology предлагает модуль УРЭ LEO PCDU. Изделие с модульной конструкцией позволяет выполнение заказных версий. LEO PCDU летал в более чем 30 миссиях (рис. 2.12).

Vecronic также предлагает УРЭ специально для малых спутников. Оно может быть подключено как к солнечному источнику энергии, так и к батареям. Устройство позволяет автоматическое или дистанционное управление своей конфигурации в случае перегрузки или короткого замыкания. На данный момент восемь модулей компании находятся на орбите.

2.2. ПЕРСПЕКТИВЫ

Продолжается разработка новых технологий с космической квалификацией в области генерирования электроэнергии. В этом плане перспективными являются исследования в области ФЭ-ячеек с множеством полупроводниковых переходов в гибком исполнении, органических ФЭ, гидрогенных топливных ячеек, а также разных вариантов термоядерных и атомных батарей.

Компания Fraunhofer Society разрабатывает ФЭ с четырьмя полупроводниковыми переходами, которые достигают эффективности 46 % в лабораторных условиях. Boeing Spectrolab проводит эксперименты с ячейкой, содержащей пять и шесть полупроводниковых переходов. Ожидаемая эффективность должна быть больше 70 %.

Гибкие и тонкопленочные ФЭ представляют собой очень тонкий слой полупроводника, который нанесен на подложке из стекла или пластика. Толщина традиционного фотовольтаического слоя составляет 350 мкм в отличие от тонкопленочного покрытия для ФЭ, у которого толщина 1 мкм. Это делает ФЭ гибкими, легкими и дешевыми из-за материала подложек и технологии производства. В 2014 г. First Solar объявила о гибкой ФЭ-ячейке с эффективностью 20,4 % (рис. 2.13).

MIT работает над проектом ФЭ, где соларно преобразующий материал печатается на бумаге и может сгибаться много раз без потери функциональности.

Другая важная перспектива – это органические ФЭ. Они разработаны на принципах органической электроники – полимер с молекулами, которые абсорбируют свет и производят электричество. Результаты по эффективности показывают 4 %.

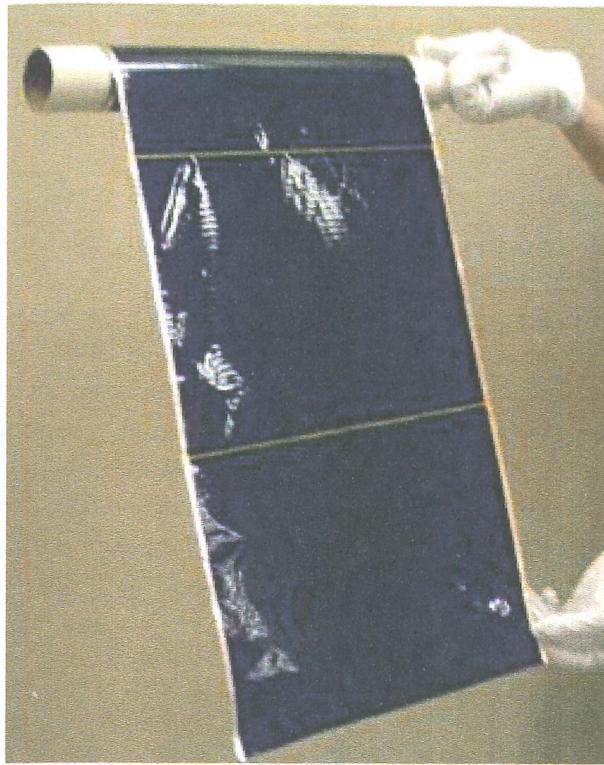


Рис. 2.13. Массив гибких ФЭ на полимерной пленке с полупроводниковым покрытием 1,2 мкм

Гидрогенные топливные ячейки обладают хорошей эффективностью преобразования энергии при малых габаритах, небольшой массе и высокой надежности. University of Illinois разработал экспериментальную ячейку с применением гидрогенного пероксида с энергетической плотностью в 1000 Вт·ч/кг, которая теоретически может достичь 2580 Вт·ч/кг. Эти характеристики позволяют применение в миссиях для дальнего космоса, но в отличие от электрохимических ячеек их нельзя перезаряжать на орбите. Проводятся исследования по разработке топливных ячеек с возможностью перезарядки.

Другой источник энергии для спутника – это радиоизотопный термоэлектрический генератор (RTG). У него длинный жизненный цикл, высокая надежность и устойчивые характеристики генерируемой энергии. Масса такого генератора от компании New Horizons 56 кг, а мощность 300 Вт при эффективности 6,3 % в начале жизненного цикла. До настоящего момента такие системы не были использованы на борту малого спутника, но их применение рассматривается для миссии в дальнем космосе.

Термофотовольтаические батареи (TPV) трансформируют фотоны в электрическую энергию (рис. 2.14). В 2012 г. на конференции Photovoltaic Conference была представлена такая батарея с эффективностью 10 % и энергетической плотностью 1000 Вт·ч/кг. Эта плотность в 6,5 раза выше, чем у литиево-ионных батарея. Проблема этих батарей – необходимость применения радиоизотопов в качестве топлива для создания температуры выше 1273 К, в то время как для фотовольтаической ячейки требуется среда с температурой менее 233 К.

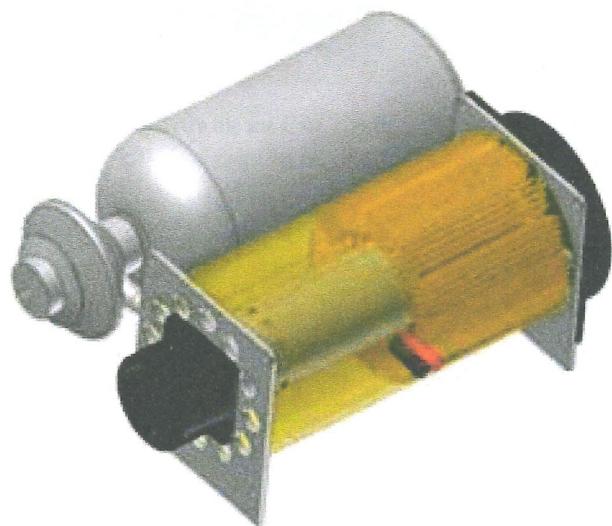


Рис. 2.14. Общий вид портативной батареи TPV

Альфа- и бета-вольтаические энергетические системы используют вторичный материал для абсорбции энергии частиц и вторично эмитированную энергию в результате люминесценции. Полученные электроны потом абсорбируются фотовольтаическими ячейками. Методы извлечения электроэнергии из радиоактивных источников включают бета-вольтаические, альфа-вольтаические, термофотовольтаические, пьезоэлектрические и механические методы извлечения. Эти технологии находятся на этапе ОКР.

Библиографический список к главе 2

1. **AAC Microtec.** Bp-930 material safety data sheet (Tech. Rep.). Author. URL: http://www.aacmicrotec.com/images/Products/Components/RIA/AAC_DPCU_www.pdf (Accessed: 11 November 2015).
2. **ABSL** (2007). Absl's cots li-ion cell suite development (Tech. Rep.). Author. URL: https://batteryworkshop.msfc.nasa.gov/presentations/14_ABSL_COTS_Li-Ion_Cell_Suite_Dev_TMax.pdf (Accessed: 4 November 2015).
3. **AZUR SPACE.** AZUR SPACE Space Solar Cells. URL: <http://www.azurspace.com/index.php/en/products/products-space/space-solar-cells> (Accessed: 12 October 2015).
4. **Barr M. C., Rowehl J. A., Lunt R. R., Xu J., Wang A., Boyce C. M., Gleason K. K.** Direct monolithic integration of organic photovoltaic circuits on unmodified paper. Advanced Materials, 23. doi: 10.1002/adma.201101263.
5. **Beernink K., Guha S., Yang J., Banerjee A., Lord K., DeMaggio G., Wolf D.** Lightweight, flexible solar cells on stainless steel foil and polymer for space and stratospheric applications. In 19th Space Photovoltaic Research and Technology Conference. URL: http://www.researchgate.net/publication/237442007_LIGHTWEIGHT_FLEXIBLE_SOLAR_CELLS_ON_STAINLESS_STEEL_FOIL_AND_POLYMER_FOR_SPACE_AND_STRATOSPHERIC_APPLICATIONS (Accessed: 26 October 2015).
6. **Blue Canyon Tech.** Bp-930 material safety data sheet (Tech. Rep.). Author. URL: http://bluecanyontech.com/wp-content/uploads/2015/05/EPS-Data-Sheet_1.0.pdf (Accessed: 16 October 2015).
7. **Canon.** Bp-930 material safety data sheet (Tech. Rep.). Canon Asia. URL: [http://support-asia.canon-asia.com/fuseaction/support/safetyinformation/pdf/digitalcamera/BP-930-\(Rev27May11\)-SO.pdf](http://support-asia.canon-asia.com/fuseaction/support/safetyinformation/pdf/digitalcamera/BP-930-(Rev27May11)-SO.pdf) (Accessed: 11 November 2015).
8. **Casey T.** First solar knocks it out of the park with new solar cell efficiency record. Clean Technica. URL: <http://cleantechnica.com/2014/02/27/first-solar-knocks-park-new-solar-cell-efficiency-record/> (Accessed: 26 October 2015).

9. **Chandler D. L.** While you're up, print me a solar cell. MIT News. URL: <http://news.mit.edu/2011/printable-solar-cells-0711> (Accessed: 26 October 2015).
10. **Clyde Space.** Clyde Space Third-Generation (3G) EPS Range. URL: http://www.clyde-space.com/3g_eps_range (Accessed: 3 December 2015).
11. **Clyde Space.** CubeSat Lab. URL: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop (Accessed: 20 September 2015).
12. **Crystal Space.** Crystalspace P1U?Vasik? Power Supply. URL: <http://crystalspace.eu/products/crystalspace-plu-vasik-power-supply/> (Accessed: 3 December 2015).
13. **DHV** (2015). Solar panels for aerospace applications (Tech. Rep.). DHV Technology. URL: <http://dhwtechnology.com/wp-content/uploads/2013/04/DHV-Tech-Solar-Panel-TDS-2015-v2-june-2015web-version.pdf> (Accessed: 23 September 2015).
14. **EMCORE.** Ztj photovoltaic cell (Tech. Rep.). Author. URL: <http://www.emcore.com/wp-content/uploads/ZTJ-Cell.pdf> (Accessed: 1 October 2015).
15. **EMCORE.** BTJ Space Solar Cell. URL: <http://www.emcore.com/btj-space-solar-cell/> (Accessed: 1 October 2015).
16. **Ethier V., Paritsky L., Moser T., Slostad J. & Hoyt R.** Development of a cubesat water-electrolysis propulsion system. URL: <http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2013/all2013/30/> (Accessed: 26 October 2015).
17. **Fraas L., Avery J., Minkin L. & Huang H.** Soda-can sized thermophotovoltaic battery replacement. In 37th IEEE Photovoltaic Specialists Conference (PVSC). Seattle, WA. doi: 10.1109/PVSC.2011.6186356.
18. **Fraunhofer Society.** New world record for solar cell efficiency at 46 percent French-German cooperation confirms competitive advantage of European photovoltaic industry. URL: <https://www.ise.fraunhofer.de/en/press-and-media/press-releases/press-releases-2014/new-world-record-for-solar-cell-efficiency-at-46-percent> (Accessed: 26 October 2015).
19. **GomSpace.** Nanopower p110 series solar panels datasheet (Tech. Rep.). Author. URL: <http://nativesat.com/wp-content/uploads/2014/07/P110-Series-Solar-Panels.pdf> (Accessed: 21 September 2015).
20. **GomSpace.** GomSpace NanoPower Modules. URL: <http://gomspace.com/index.php?p=products-p3lus> (Accessed: 1 November 2015).
21. **GomSpace.** NanoPower Modules. URL: <http://gomspace.com/index.php?p=products-bpx> (Accessed: 6 December 2015).
22. **Green M. A.** Third generation photovoltaics: Advanced solar energy conversion (Vol. 12). Springer. doi: 10.1007/b137807.
23. **Jung D. S. & Manzo M. A.** (2010). NASA Aerospace Flight Battery Program (NESC-RP-08-75 ed.) (No. NASA/TM-2010-216728/Volume I). URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100027573.pdf> (Accessed: 26 October 2015).
24. **King R.** Raising the Efficiency Ceiling in Multijunction Solar Cells. In Stanford Photonics Research Center Symposium. Stanford, CA. URL: http://www.spectrolab.com/DataSheets/PV/pv_tech/msce.pdf (Accessed: 2015-11-06).
25. **LG Chem.** Product specification rechargeable lithium ion battery model: Icr18650 b3 2600mah (Tech. Rep.). LG. URL: <http://lib.store.yahoo.net/lib/theshorelinemarket/LG-18650-2600.pdf> (Accessed: 4 December 2015).
26. **Luo N., Miley G. H., Shrestha P. J., Gimlin R., Burton R., Rusek J. & Holcomb F.** Hydrogen-peroxide-based fuel cells for space power systems. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, 24(3). doi: 10.2514/1.31522.
27. **MMA** (2015a). E-HAWK (PAT.) NANOSAT SOLAR ARRAYS. URL: <http://www.mmadesignllc.com/products/hawk-and-e-hawk-nanosat-solar-arrays> (Accessed: 20 September 2015) MMA. (2015b). HAWK (PAT.) CUBESAT SOLAR ARRAYS. URL: <http://www.mmadesignllc.com/products/hawk-and-e-hawk-nanosat-solar-arrays> (Accessed: 13 September 2015).
28. **Modular Devices Inc.** Series 3699 7.5? 20 watt hybrid for cubesats and miniaturized satellites (Tech. Rep.). Author URL: <http://www.mdipower.com/content/SelectionTree/pdf/3699-Series.pdf> (Accessed: 4 November 2015).
29. **Molicel.** Panasonic lithium ion ncr18650b (Tech. Rep.). Author. URL: <http://www.meircell.co.il/files/Moli%20ICR18650H.pdf> (Accessed: 2 November 2015).
30. **National Aeronautics and Space Administration.** Radioisotope Power Systems (RPS) Program. URL: <https://tec.grc.nasa.gov/rps/> (Accessed: 26 October 2015).
31. **Nelson R. A.** (199). Spacecraft battery technology. URL: http://www.aticourses.com/sampler/Spacecraft_Battery_Technology.pdf (Accessed: 18 November 2015).
32. **Panasonic.** Panasonic lithium ion ncr18650b (Tech. Rep.). Author. URL: <http://industrial.panasonic.com/lecs/www-data/pdf2/ACA4000/ACA4000CE417.pdf> (Accessed: 2 December 2015).
33. **SAFT.** Market Solutions: Space. URL: <http://www.saftbatteries.com/market-solutions/space> (Accessed: 20 September 2015).
34. **Scharber M. & Sariciftci N.** Efficiency of bulk-heterojunction organic solar cells (Vol. 38). doi: 10.1016/j.progpolymsci.2013.05.001.
35. **SolAero Technologies.** Integrated Solar Products. URL: <http://solaerotech.com/products/35integrated-solar-products/> (Accessed: 3 October 2015).

36. **SolAero Technologies.** Space Solar Cells / Coverglass Interconnected Cells (CIC). URL: <http://solaerotech.com/products/space-solar-cells-coverglass-interconnected-cells-cic/> (Accessed: 3 October 2015).

37. **SpectroLab.** Spectrolab space solar panels (Tech. Rep.). Author. URL: <http://www.spectrolab.com/DataSheets/Panel/panels.pdf> (Accessed: 3 September 2015).

38. **Spectrolab.** Spectrolab Space Products: Cells. URL: <http://www.spectrolab.com/solarcells.htm> (Accessed: 7 October 2015).

39. **Stras Space.** Stras space drop in power converter (Tech. Rep.). Author. URL: <http://www.stras-space.com/strasspace-products> (Accessed: 14 November 2015).

40. **Surrey Satellite Technology Ltd.** Leo pcdu (Tech. Rep.). Author. URL: [http://www.sstl.co.uk/getattachment/fb984708-a8d0-4cc5-9253-49541bf85151/Power-Control-Distribution-Unit-PCDU](http://www.sstl.co.uk/getattachment/fb984708-a8d0-4cc5-9253-49541bf85151/) (Accessed: 12 November 2015).

41. **Vecronic Aerospace.** Li-Ion Battery Block VLB-4/-8/-16. URL: <http://www.vecronic-aerospace.com/space.php?p=battery> (Accessed: 4 November 2015).

42. **Wagner R.** Battery fuel gauges: Accurately measuring charge level (Tech. Rep. No. 3958). Maxim Integrated. URL: <https://www.maximintegrated.com/en/app-notes/index.mvp/id/3958> (Accessed: 26 October 2015).

Глава 3. СИЛОВЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

3.1. ВВЕДЕНИЕ

Существует большое число технологий для реализации силовых двигательных установок, но проблема их миниатюризации в связи с малыми спутниками является настоящим вызовом. Задача этого раздела связана с рассмотрением и в какой-то мере анализом текущего состояния основных направлений реализации силовой установки малого спутника. Большинство рассмотренных решений пригодны для большого класса платформ.

Так как системы на холодном газе или на плазменном импульсе обеспечивают относительно малое удельное изменение скорости, то для достижения необходимой маневренности спутника требуются их дальнейшие доработка и развитие. Малые спутники в отличие от спутников класса CubSat более гибкие с точки зрения применения разнообразных конфигураций силовых установок, что обеспечивает более эффективное управление на орбите. В табл. 3.1 приведены основные характеристики двигательных установок для малых спутников.

Таблица 3.1

Топливный агент	Тяга	Тяговый импульс, с	Технологический статус
Гидразин	0.5...4 N	150...250	TRL6
Холодный газ	10 mN...10N	65...70	GN2/Butane TRL9
Нетоксическая установка	0.1...27 N	220...250	HAN TRL8 ADN TRL6
Импульсная плазма и вакуумная дуга	1...1300 mkN	500...3000	Teflon TRL8 Titanium TRL6
Эффект Холла	10...50 mN	1000...2000	Xenon TRL8 Iodine TRL4
Электроспрей	10...120 mkN	500...5000	TRL6
Ионный двигатель	1...10 mN	1000...3500	Xenon TRL8 Iodine TRL4
Солнечный парус	0.25...0.6 mN	N/A	TRL6 (85 m^2) TRL7 (35 m^2)

Установки на электрическом и химическом принципе достаточно хорошо исследованы с учетом их долгого периода развития. Проведено множество тестов в вакууме, а также на длительность безотказной работы, в результате чего накоплено большое число характеристических данных.

Токсичное ракетное топливо всегда создает дополнительные проблемы в связи с его обработкой и транспортировкой, что в свою очередь удороожает миссию. Применение нетоксического топлива различного происхождения упрощает процессы обработки и вместе с этим позволяет в некоторых случаях достигать более высокого значения тягового импульса.

Электрические силовые установки типа электроспрей и импульсная плазма позволили достичь высокой степени миниатюризации и возможности интеграции во многих платформах. Для миссий, где требуется более значительное удельное изменение скорости, предусмотрены ионный двигатель и установки на эффекте Холла. Следует отметить и акцент на применении бестопливных установок – например запуск LightSail, использующий технологию солнечный парус на малом спутнике.

3.2. ХИМИЧЕСКИЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

Химические силовые установки предназначены для обеспечения скоростных импульсных маневров на орбите. У них тяговые импульсы при маневрах уступают электрическим установкам, но значительно выше отношение тяги к мощности.

3.3. РАКЕТНОЕ ТОПЛИВО ГИДРАЗИН

Существует большое число силовых установок на гидразине, которые применяются на больших спутниках. Накопленные характеристические данные и опыт в этом направлении являются основанием для их применения на некоторых малых спутниках. Установки на гидразине включают двойной контур регулирования давления потока топлива и температуры нагрева катализатора, что повышает их эффективность при холодных стартах платформ с ограниченным бюджетом по мощности и с малым сроком активного существования. Типовое значение тягового импульса установки на гидразине в пределах 150...250 с.

Airbus Defense and Space разработала установку на гидразине 1N для малого спутника ALSAT-2. Aerojet Rocketdyne разработала установки MR-103, MR-106, MR-111 для применения на перспективных платформах New Horizons.

Миниатюрные установки на гидразине типа CHAMPS разработаны для платформ класса CubeSat. Эти установки удовлетворяют требованиям к широкому классу маневров, такие как стабилизация спутника, коррекция орбиты и т.п.

Так, например, установка MPS-120 позволяет контролировать положение спутника по всем осям и по тяговому вектору. Серия MPS включает и разработки установок на холодном газе (MPS-110), на нетоксичном топливе (MPS-130 на топливе AF-M315E) и на электричестве (MPS-160). MPS-120 была заказана NASA и проходит тестирование. Титановая изоляция и топливный бак были реализованы технологией 3D-печати. На спутнике Soil Moisture Active Passive полетела силовая установка Monarch-5, которая обеспечила тягу в 4,5 Н. Monarch-1 и Monarch-22 нашли применение на разных платформах малых спутников.

3.4. НЕТОКСИЧНОЕ РАКЕТНОЕ ТОПЛИВО

На данный момент большинство нетоксичных топлив находятся на этапе разработки. В связи с этим установки, которые их используют, характеризуются пока большим расходом и требуют технических решений в высокотемпературном диапазоне. Планируется применение ионной жидкости типа LMP-103S и AF-M215E. В табл. 3.2 приведены основные характеристики некоторых нетоксических видов топлива.

Таблица 3.2

Топливо	Производитель	Тяга, N	Тяговый импульс, с	Технологический статус
GR-1	Aerojet Rocketdyne	0.26...1.42	231	TRL6
GR-22	Aerojet Rocketdyne	5.70...26.9	248	TRL5
1N HPGP	ECAPS	0.25...1.00	204...235	TRL8
HYDROS	Tehers Unlimited Inc.	0.2...0.6	258	TRL5
BGT-X5	Busek	0.5	220	TRL5

На рис. 3.1 показаны установка GR-1 фирмы Aerojet Rockerdyne, а на рис. 3.2 установка HPGP фирмы ECAPS на топливе MLP-103S. Установка HPGP была успешно применена в миссиях PRISMA, Skybox Imaging, Dyer, Dinardi, Skysat (Skysat-1, Skysat block-1).

Установка HPGP создана в трех вариантах тяги: 1, 5 и 22 Н. Разрабатывается вариант HPGP с тягой до 1808 Н для платформ формата 0.5U и 1U. Установка MiPS той же фирмы разработана для применения на платформах CubeSat с 4 AND двигателями по 100 мН каждый.

Топливо AF-M315E апробировано в миссии GPIM на установках GR-1 и GR-22 (рис. 3.3). Это топливо использует и установка компании Busek.

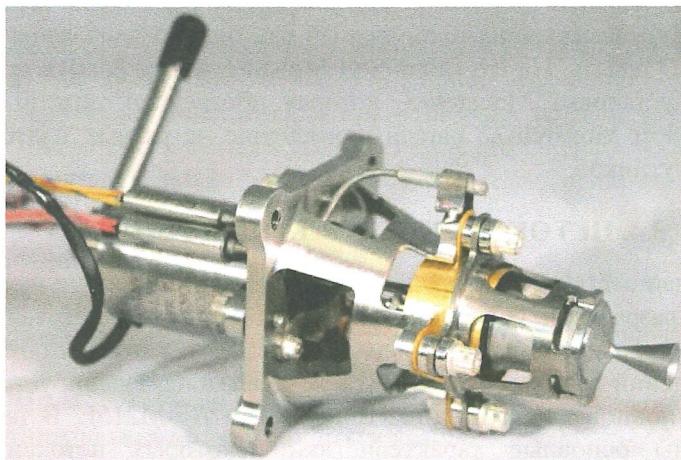


Рис. 3.1. Установка GR-1 фирмы Aerojet Rockerdyne

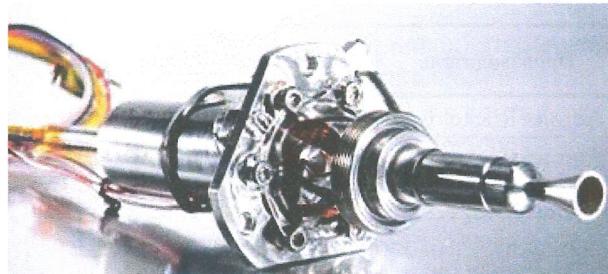


Рис. 3.2. Установка HPGP фирмы ECAPS

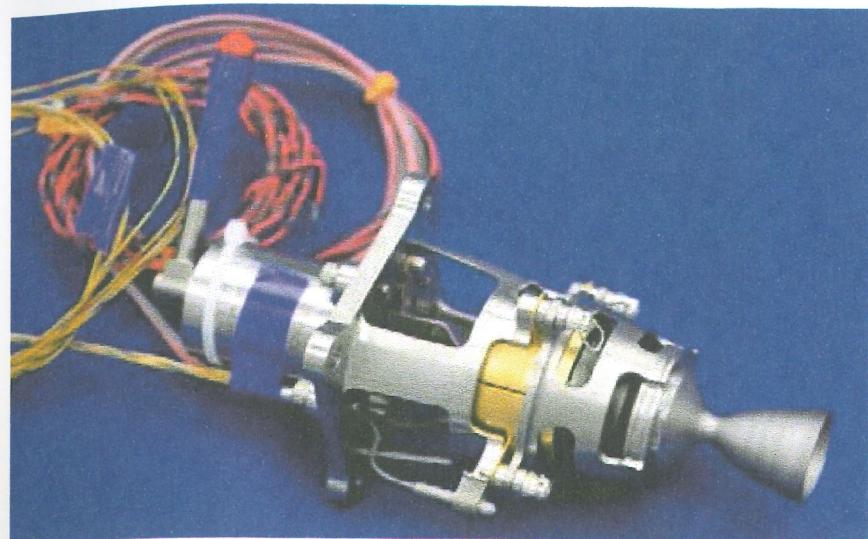


Рис. 3.3. Установка GR-22 фирмы Aerojet Rockerdyne

Компания Tethers Unlimited Inc. разработала установку HYDROS на базе электролиза воды (рис. 3.4). Она предназначена для платформ формата 1U и работает на воде. На орбите происходит электролиз воды, и полученные при этом водород и кислород являются энергетической смесью.

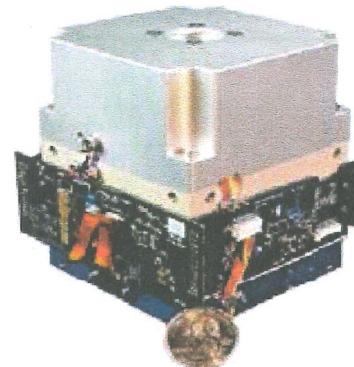


Рис. 3.4. Установка HYDROS компании Tethers Unlimited Inc.

3.5. ХОЛОДНЫЙ И ГОРЯЧИЙ ГАЗ

Холодный газ является самым простым и недостаточно эффективным вариантом в качестве топлива для малых спутников. Тяга получается за счет вытекания газа под давлением или в сжиженной форме. Горячий газ по сути действует по тому же принципу, как и холодный газ, с некоторым улучшением тяговых характеристик.

Газовое топливо применяется на микроплатформах, где сложность компоновки достаточно высокая. В табл. 3.3 представлены установки, которые работают на газе.

На рис. 3.5 показана установка на азоте фирмы Marotta с мощностью около 1 Вт. Она была применена в миссии ST-5. При этом время реакции на воздействие было менее 5 мс. SSTL разработала подобную установку на бутане, которая применялась на нескольких малых спутниках компании, работающих на низких и средних орбитах (рис. 3.6).

На рис. 3.7 показан общий вид малого спутника компании UTIAS с установкой CNAPS на гексафлуориде.

NanoSpace разработала установку на холодном газе с применением MEMS-технологии для спутников класса CubeSat на азоте (рис. 3.8). Масса системы составляет 220 г, а потребляемая мощность во время работы около 2 Вт. Система апробирована в миссиях PRISMA. Этую установку применяют на платформе TW-1.

Таблица 3.3

Установка	Производитель	Тяга	Тяговый импульс, с	Топливо	Технологический статус
Micro-Thruster	Marotta	0.50...2.36 N	65	Nitrogen	TRL9
Butane	SSTL	0.5 N	80	Butane	TRL9
Propulsion System MEMS	Nano-Space	0.01...1.00 mN	50...75	Butane	TRL8
POPSAT-HIP1	Micro-Space	0.083...1.100 mN	32...43	Argon	TRL8
CNAPS	UTIAS/SFL	12.5...40.0 mN	40	Sulfur hexafluoride	TRL9
CPOD	VACCO	25 mN	40	R134a	TRL6



Рис. 3.5. Установка на холодном газе фирмы Marotta

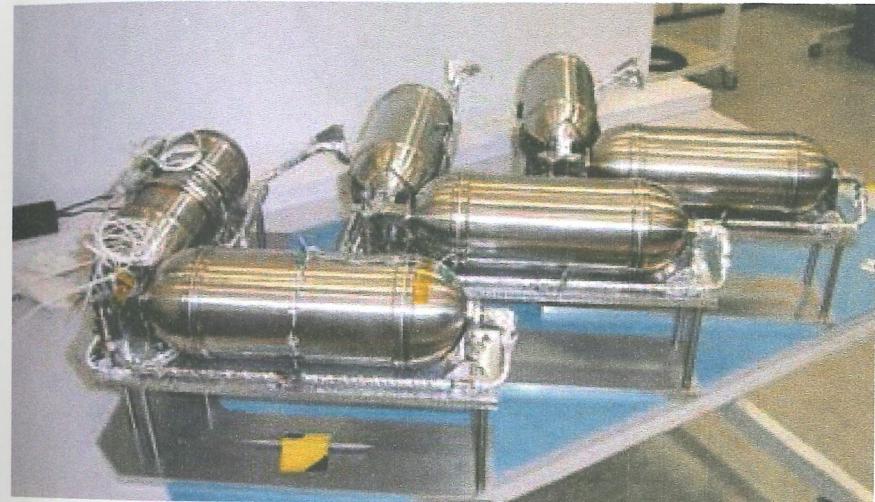


Рис. 3.6. Установка SSTL на бутане

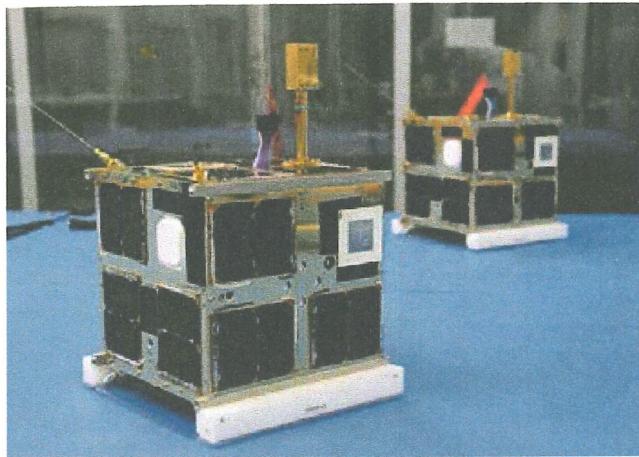


Рис. 3.7. Общий вид малого спутника компании UTIAS с установкой CNAPS на гексафлуориде



Рис. 3.8. Установка на холодном газе с применением MEMS-технологии для спутников класса CubeSat от компании NanoSpace

Компания Tyvak NanoSatelite Systems применяет на своих спутниках установки на холодном газе (R-134a) от фирмы VACCO с тяговым импульсом до 186 Н. При тестировании установка выдержала больше 70 000 запусков.

3.6. ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ УСТАНОВКИ

Твердотопливные установки используются при необходимости проведения резких маневров спутника как вход на орбиту или переход на другую орбиту и т.п. Существует несколько разработок с применением твердого топлива в mN-диапазоне. В табл. 3.4 представлены основные характеристики существующих твердотопливных установок.

Спутник SPINSAT (массой 57 кг) включал несколько установок на твердом топливе (рис. 3.9) от фирмы Digital Solid State Propulsion LLC (DSSP).

Таблица 3.4

Изделие	Производитель	Общая масса, kg	Тяга, N	Тяговый импульс, с	Технологический статус
ISP 30	Industrial Solid Propulsion	0.95	37	187	TRL7
STAR 4G	Orbital ATK	1.5	285	277	TRL6
CAPS-3	DSSP	2.33	0.3	900	TRL8

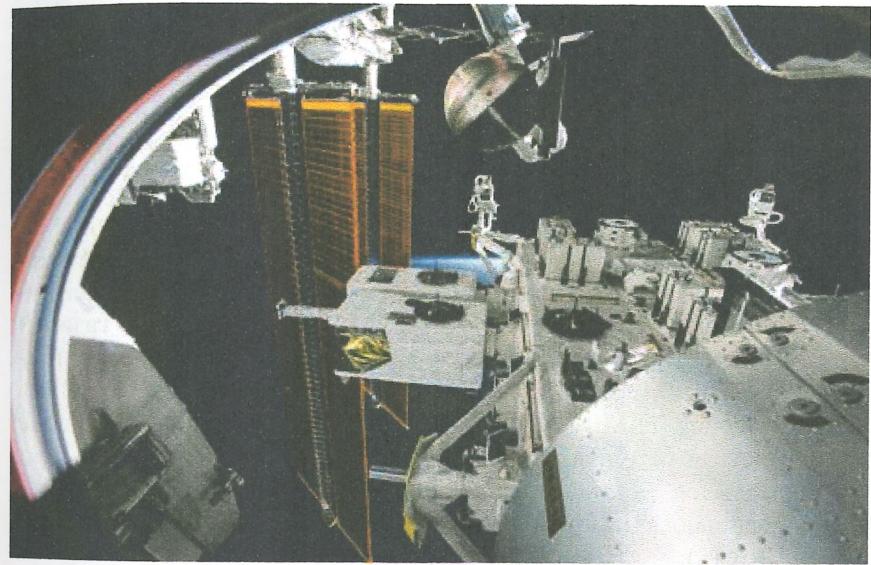


Рис. 3.9. Установка на твердом топливе от фирмы Digital Solid State Propulsion LLC (DSSP)

3.7. ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ (ЭЭУ)

Эти силовые установки достаточно подробно изучены и давно применяются на борту малых спутников. Тяговый импульс у них находится в рамках 700...3000 с, но тяга недостаточная при относительно длительных маневрах. В качестве топлива предложено множество агентов. При необходимости достижения больших относительных изменений вектора скорости применяется иодин (iodine), а в случае небольших таких изменений – политетрафлуоретилен (PTFE). PTFE в основном заправляют импульсные плазменные установки, а иодином – установки, работающие по принципу электроспрея.

Резистореактивные установки

Простейший вид ЭЭУ – это резистореактивные (PP) установки (resistojet). Тяга реализуется за счет вытекания газа из дюзы, полученного после нагрева соответствующего агента. Компания SSTL разработала PP-установку, которая работала в нескольких миссиях. Тяга составляла 100 мН, а тяговый импульс в зависимости от агента находился в пределах от 48 (ксенон) до 99 с (азот). Потребляемая мощность установки находилась в границах от 30 до 50 Вт.

VACCO разработала установку CHIPS на агенте R-134a. Она нацелена на спутники формата 1U, 2U, 6U. В режиме горячего газа тяга составляет около 563 Н, а в режиме холодного газа – до 323 Н.

BUSEK Co Ink провела миниатюризацию PP-установки для применения на микроспутниках. При этом тяга достигла 404 Н.

Установки на принципе электроспрея

Данные установки работают на базе электростатического распыления паров (ионов) топливного агента. Самое большое преимущество этих установок в том, что не требуется ионизации газовой фазы, так как реализуется процесс испарения. В качестве топливного агента применяется жидкость 1-Ethyl-3-Methyl-Imidazolium Tetrafluoroborate (EMI-BF₄). В табл. 3.5 представлены основные характеристики установок на принципе электроспрея.

Технология установок на принципе электроспрея развивается в основном компанией MIT (Space Propulsion Laboratory) (рис. 3.10, 3.11).

Компании Accion Systems и Busek Inc также предлагают системы по принципу энергоспрея для спутников класса CubeSat. Уста-

новка IMPACT при массе 0,5 кг предлагает тягу до 60 мкН на ось, а MAX-1 при массе 0,3 кг предлагает тягу до 120 мкН.

Busek выпускает установки с тягой в мН-диапазоне. Они нашли применение на спутниках ST-7 (NASA) и LISA Pathfinder (ESA).

Micro Devices Lab разработала и предлагает установку MEP (рис. 3.12). Масса установки без топлива 10 г, а тяга в диапазоне 20...100 мкН. В качестве топлива используется металл индий, который подвергается нагреву. Длительность непрерывной работы установки на данном этапе около 10 ч.

Таблица 3.5

Изделие	Производитель	Тяга	Мощность потребления, Вт	Тяговый импульс, с	Технологическое состояние
S-iESP	MIT	74 мкН	1.5	1160	TRL6
IMPACT	Accion Systems Inc	60 мкН per axis	0.75 per axis	1200	TRL5
MAX-1	Accion Systems Inc	120 мкН	1.6	2000	TRL5
1 мН Electrospray	Busek	0.7 мН	15	800	TRL5
100 мк	Busek	0.1 мН	5	2300	TRL5

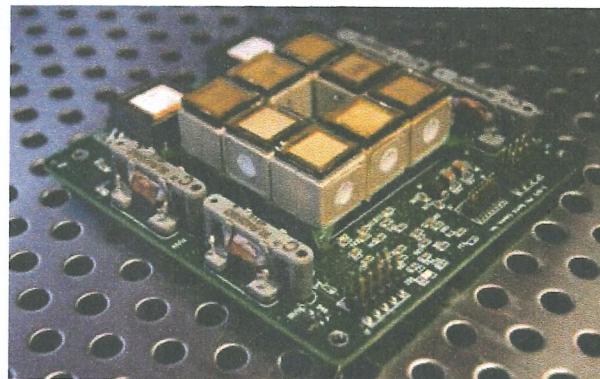


Рис. 3.10. Общий вид установки на принципе электроспрея, разработанной MIT (Space Propulsion Laboratory)



Рис. 3.11. Распылитель установки, разработанной MIT (Space Propulsion Laboratory)

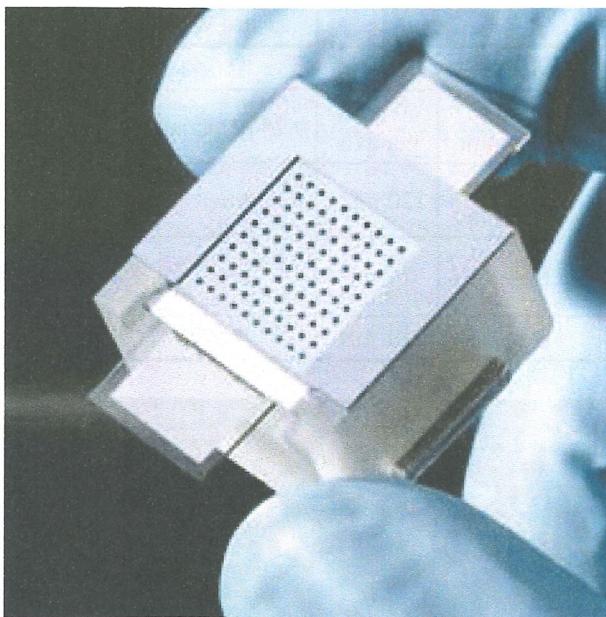


Рис. 3.12. Установка MEP от Micro Devices Lab

3.8. ИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

В этих двигателях топливный агент ионизируется с помощью плазмы, которая получается различными способами. В двигателях на радиочастотном принципе ионизация реализуется за счет без-

электродных разрядов на частоте 1 МГц. Затем полученные ионы разгоняются до больших скоростей электростатическим полем. У этих двигателей эффективность выше по сравнению с другими электроэнергетическими установками. В табл. 3.6 представлены основные характеристики ионных двигателей.

Для применения в микроспутниках Airbus разработала двигатель с радиочастотной генерацией ионов RIT mkX (рис 3.13). При этом возможны варианты конфигурации, в результате чего тяга может изменяться в пределах от 50 до 500 мкН с тяговым импульсом от 300 до 3000 с. Масса двигателя без топлива составляет 440 г.

Таблица 3.6

Изделие	Производитель	Тяга	Мощность потребления	Тяговый импульс, с	Топливный агент	Статус
BIT-3	Busek	1.4 мН	60 Вт	3500	Xenon-Iodine	TRL5
BIT-1	Busek	0.1 мН	10 Вт	2250	Xenon	TRL5
I-COPUS	University of Tokio	0.3 мН	N/A	1000	Xenon	TRL8
RIT mkX	Airbus	50...500 мкН	50 Вт	300...3000	Xenon	TRL5

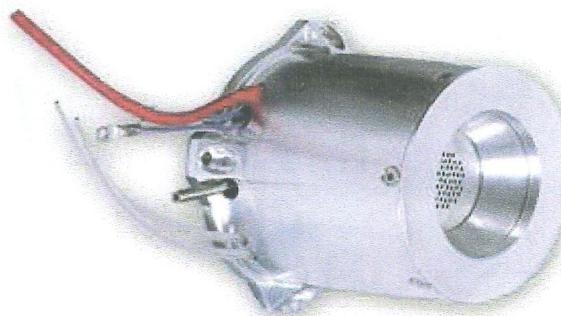


Рис. 3.13. Ионный двигатель RIT mkX

Толкатели на принципе плазменного импульса (ТПИ) и вакуумной дуги (ТВД)

ТПИ и ТВД создают тягу за счет плазмы, которая образуется в результате разряда между двумя электродами под высоким напряжением. В качестве топливного агента, как правило, используется некий металл. Основная проблема при работе этих установок – это износ электродов и неравномерное сгорание топливных стержней. В табл. 3.7 представлены толкатели ТПИ и ТВД.

Общий вид установок PPTCUP и BmP-220 представлен на рис. 3.14 и 3.15 соответственно.

Таблица 3.7

Изделие	Производитель	Тяга, mN	Мощность потребления, W	Тяговый импульс, с	Топливный агент	Статус
PPTCUP	Mars Space and Clyde Space	40	2	665	PTEF	TRL6
NanoSat	Mars Space and Clyde Space	90	5	640	PTEF	TRL5
mCAT	GWU and USNA	1...50	2...14	2500...3000	Titanium	TRL7
BmP-220	Busek	20	1.5	536	PTEF	TRL5
MPACS	Busek	80	10	827	PTEF	TRL8

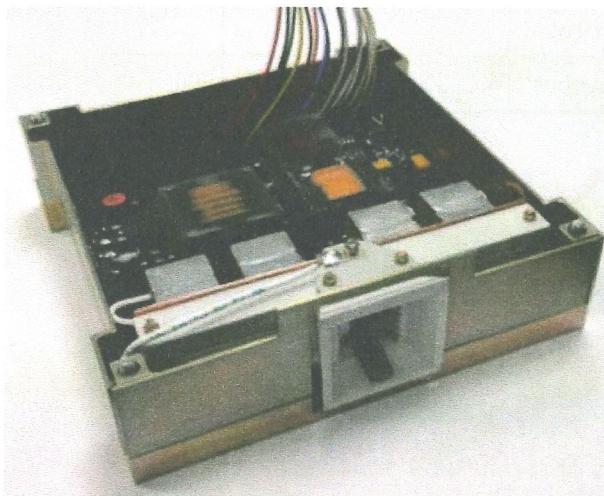


Рис. 3.14. Общий вид установки PPTCUP



Рис. 3.15. Общий вид установки BmP-220

Толкатели на принципе эффекта Холла

В табл. 3.8 представлены характеристики толкателей на базе эффекта Холла.

Общий вид толкателя компании UTIAS SFL и толкателя BHT-200 показаны на рис. 3.16 и 3.17 соответственно.

Таблица 3.8

Изделие	Производитель	Тяга, mN	Мощность потребления, W	Тяговый импульс, с	Технологическое состояние
BHT-200	Busek	13	200	1390	TRL8 (Xenon) TRL4 (Iodine)
HT100	SITAEL	5...15	175	1350	TRL6 (Xenon)
CHT	UTIAS SFL	6.2	200	1139	TRL5 (Xenon)



Рис. 3.16. Общий вид толкателя компании UTIAS SFL

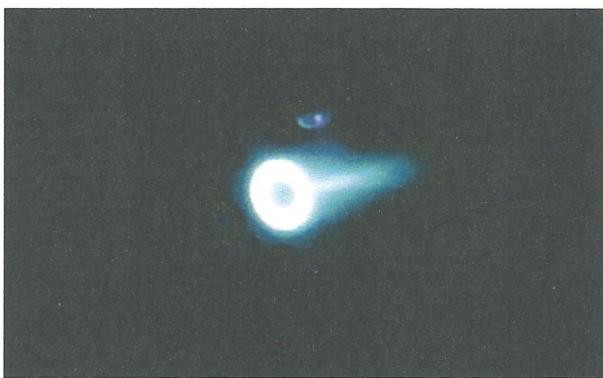


Рис. 3.17. Общий вид толкателя ВНТ-200

3.9. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ ТОПЛИВА

Системы без применения топлива – идеальный вариант для малых спутников. Они значительно упрощенные и не добавляют веса к спутнику. Они весьма перспективные при освоении дальнего космоса.

Самая популярная технология в этом плане – это солнечный парус (эффект использования давления солнечного излучения). Несколько миссий больших спутников, как, например, IKARUS, показали состоятельность этой технологии. Для демонстрации применимости технологии солнечного паруса к малым спутникам NASA запустила наноспутник NanoSail-D2. Площадь паруса этого спутника составляла 10 м^2 при массе 4,2 кг. Материал для паруса с высокой степенью отражения известен как CP-1 (Marshall Space Center).

Один из последних запусков малого спутника с солнечным парусом был произведен фирмой The Planetary Society. Спутник LightSail-A в формате 3U с парусом в 32 м^2 (квадрат со стороной 5,6 м) был выведен на низкую околоземную орбиту. Технологическую демонстрацию продолжил спутник LightSail-B, который был выведен на орбиту с удаленностю 720 км с помощью ракеты Falcon.

3.10. ПЕРСПЕКТИВЫ

Университет University of Michigan проводит перспективную разработку толкателя The Cubesat Ampibolar Thruster (CAT). В нем используется эффект магнитного низкочастотного разряда для ионизации топливного агента. Общий вид CAT показан на рис. 3.18.

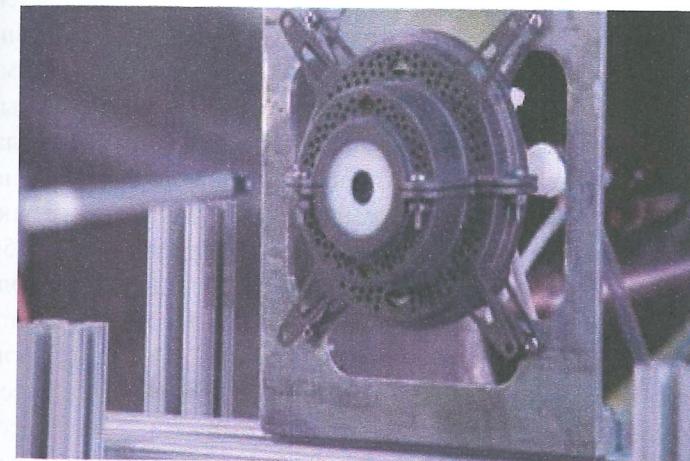


Рис. 3.18. Общий вид толкателя САТ

CAT не требует отдельного источника электронов и не создает в результате работы магнитного диполя. Плазма высокой плотности создается за счет низкочастотной магнитной волны, которая впоследствии ускоряется в электрическом поле. CAT позволяет использовать широкий набор топливных агентов в твердом и жидком состояниях благодаря отсутствию электродов в его конструкции. Йод (iodine) рассматривается как один из самых перспективных агентов из-за низкой себестоимости и большой допустимой плотности при сохранении. Установка позволит иметь тяговый импульс порядка 1010 с при использовании йода. Проведены тесты на применение ксенона и аргона. На ксеноне потребляемая мощность в пределах 10...50 Вт, а тяга составляет от 0,5...4,0 мН. На следующем этапе ОКР (TRL4) обеспечивается тяговый импульс порядка 400...800 с.

Вместе с этим рассматриваются и несколько других технологий. Фирма Ventions LLC разрабатывает силовую установку на нетоксичном топливе для спутников формата 3U. Orbital Technologies Corporation (ORBITEC) разрабатывает микроминиатюрную силовую установку MINNOP на нетоксическом топливе для спутников формата 1U. Компания Firestar Technologies работает над перспективным топливом NOFBX. Это самоуплотняющееся нетоксическое топливо со специфической энергией в 3,5 – 3,9 раза больше специфической энергии гидразина, которое обеспечит тяговый импульс порядка 320 с. Компания MSNW LLC работает над толкателем ICE, который использует миниатюрный встроенный радиочастотный осциллятор по технологии системы в корпусе для генерации плазмы. Общий конструктивный объем изделия составляет 0.125U. Большим преимуществом ICE является возможность использования любого жидкого топлива. Потребляемая мощность в пределах 10...50 Вт. Проводятся эксперименты с маломощными силиконовыми толкателями, которые выдают тягу в пределах 2...5 мкН. Университет Utah State тестирует силовую установку с тягой 22 Н на нетоксичном топливе для малых спутников. Топливный агент – это компрессированный кислород и пластик ABS. Тяговый импульс при этом составляет 2...30 с. Princeton Plasma Lab и The Aerospace Corporation разрабатывают миниатюрные цилиндрические толкатели с постоян-

ными магнитами. Тяга предполагается в пределах 3,0...6,5 мН, а тяговый импульс в пределах 1000...1900 с. При напряжении разряда 300 В эффективность установки будет более 20 %.

Marshall Space Flight и Busek планируют запуск «йодного» спутника (iSAT) в формате 12U LightSail-A. Силовая установка на нем будет BHT-200-I на йодном топливе.

JPL в связи с миссией InSight запустит спутник Mars Cube One, состоящий из двух одинаковых микроспутников массой 3,49 кг.

Для отработки маневров траектории в полете на Марс силовая установка на бортах будет VACCO на топливе R-236FA и с тягой в 755 Н.

Purdue University разрабатывает MEMS на испарительную решетку из множества дюз. Каждая дюза создает свою тягу за счет локального подключения тепла, при котором испаряется топливо, поступающее по капиллярным интерфейсам к дюзам. В этой конструкции нет механики, а потребление энергии порядка несколько десятков милливатт. В изделии использованы ванадиевые и платиновые нагревательные элементы. Тяга установки в пределах 15...600 мкН при потреблении меньше 100 мВт. Тяговый импульс в диапазоне 5...40 с.

В миссии Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder In a Relevant Environment (INSPIRE) включены два спутника формата 3U. Силовая установка будет использовать холодный газ. Тяга предполагается в пределах 110...150 мН, а тяговый импульс – порядка 65...89 с.

NEA Scout и Lunar Flashlight планируют запуск спутника EM-1 формата 6U с солнечным парусом площадью 80 м².

Таблица 4.1

Подсистемы навигации и управления необходимы спутнику для позиционирования на орбите, определения отстояния от Земли и управления его функционированием.

На околоземной орбите определение позиционирования можно осуществить с помощью GPS-приемника на борту. При этом необходимо иметь наземную радарную установку для отслеживания перемещений на орбите. Данные с радара могут быть переданы дальше для соответствующей обработки. В дальнем космосе это можно реализовать с помощью сети бортовых радиотранспондеров (Deep Space Network).

Система определения высоты и управления (ОВУ) включает датчики для определения высоты, датчики отслеживания положения Солнца, гироскопы, приводы для изменения высоты местоположения спутника, как, например, инерционные маховики и др. Разработано множество архитектур системы ОВУ и алгоритмы их функционирования для малых спутников. Тенденция в развитии ОВУ для малых спутников – это их миниатюризация, в том числе и с применением технологии система в корпусе. Поскольку речь идет о стабилизации спутника по трем осям, то спутники массой до 100 кг летали больше десяти лет. Только в последние несколько лет эта технология стала применяться и для спутников массой 10 кг.

4.1. ИНТЕГРИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ ОВУ

Интегрированные системы ОВУ включают в своем составе несколько навигационных устройств. Как правило, это инерционные маховики, магнитные стержни, магнитометры и звездные датчики. В ОВУ встроены алгоритмы его контроля и функционирования. В табл. 4.1 представлены действующие ОВУ, изделия конструктивно оформлены в формате 0.5U, а устройство компании Blue Canyon Technologies показано на рис. 4.1.

Изделие	Производитель	Масса, кг	Навигационные комплектующие	Точность позиционирования	Статус
MAI 400	Maryland Aerospace	0,694	3 инерционных маховика, 3-осный магнитометр, 3 магнитных стержня, 2 интерфейса к БКУ	–	TRL6
ВСТ ХАСТ	Blue Canyon Technologies	0,850	3 инерционных маховика, 3-осный магнитометр, 3 магнитных стержня, 1 звездный датчик	0,007 градуса	TRL6

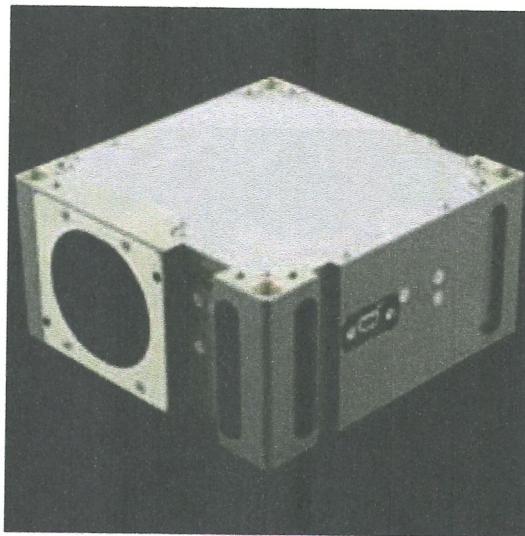


Рис. 4.1. Интегрированное ОВУ ВСТ ХАСТ от Blue Canyon Technologies

4.2. ИНЕРЦИОННЫЕ МАХОВИКИ

Существенная миниатюризация инерционных маховиков привела к возможности их применения на борту малых спутников. В табл. 4.2 представлены основные характеристики инерционных маховиков для малых спутников, а на рис. 4.2 показан общий вид инерционных маховиков от компании Sinclair Interplanetary.

Для полного управления спутником по трем осям необходимо использовать три маховика. Несмотря на это, в некоторых схемах стабилизации используется и четвертый маховик – для обеспечения устойчивости к сбоям. Внешние паразитные крутящие моменты приводят к необходимости периодически их компенсировать с помощью привода, который создает внешний крутящий момент, или с помощью магнитных стержней.

Таблица 4.2

Изделие	Производитель	Масса, кг	Пиковый крутящий момент, Н·м	Угловой инерционный момент, Н·м·с	Радиационная толерантность, крад	Статус
10SP-M	SST	0,96	0,011	0,42	5	TRL9
100-SP-O	SST	2,6	0,11	1,5	5	TRL9
RW-0.03	Sinclair Interplanetary	0,185	0,002	0,04	20	TRL9



Рис. 4.2. Инерционные маховики RW-0.03 от Sinclair Interplanetary

4.3. МАГНИТНЫЕ СТЕРЖНИ

Магнитные стержни давно применяются на малых спутниках для создания управляющего момента, перпендикулярного к внешнему магнитному полю. В табл. 4.3 представлены основные характеристики магнитных стержней для малых спутников, а на рис. 4.3 показан их общий вид от компании ZARM Technik.

Магнитные стержни, как правило, комбинируются с инерционными маховиками в целях дополнительного увеличения крутящего момента. Так как управляющий крутящий момент должен действовать в направлении, перпендикулярном к магнитному полю, то 3-осная стабилизация невозможна к настоящему моменту.

Таблица 4.3

Изделие	Производитель	Масса, kg	Пиковый диполь, Am ²	Радиационная толерантность, krad	Статус
MTR-5	SST	0.5	5	5	TRL9
MT01-1	ZARM	0.003	0.1		TRL9
MT1-1	ZARM	0.060	1		TRL9
TQ-15-28-0-1-1	Spaceflight Industries	0.727	15		TRL9

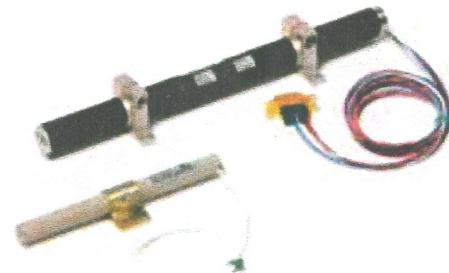


Рис. 4.3. Магнитные стержни от ZRAM Technik

Тем не менее орбитальный периодический контроль возможен на базе только магнитных стержней, поскольку спутник движется в магнитном поле.

4.4. ПРИВОДЫ

Приводы относятся к силовым двигательным установкам и были рассмотрены в главе 3.

4.5. ЗВЕЗДНЫЕ ДАТЧИКИ

Звездный датчик позволяет реализовать точное определение высоты позиции спутника на базе сравнения цифрового изображения, которое получено бортовым сенсором (на основе приборов с зарядной связью или КМОП-приборы) и которое сравнивается с изображениями из каталога звезд. В табл. 4.4 представлены некоторые звездные датчики, которые можно использовать на борту малого спутника. На рис. 4.4 показан пример звездного датчика от SST.

4.6. МАГНИТОМЕТРЫ

Магнитометры позволяют измерять локальное магнитное поле, а измеренное значение используется при определении высоты расположения и орбитальной позиции спутника. В табл. 4.5 представлены три магнитометра, которые применяются на малых спутниках. На рис. 4.5 показан внешний вид магнитометра NSS от New Space Systems.

Таблица 4.4

Изделие	Производитель	Масса, кг	Точность, угл. сек	Радиационная толерантность, крад	Статус
Rigel-L	SST	2,2	25	5	TRL9
Procyon	SST	1,7	50		TRL9
ST-16	Sinclair Interplanetary	0,12	74	9	TRL9



Рис. 4.4. Звездный датчик Procyon Star Tracker от SST

Таблица 4.5

Изделие	Производитель	Масса, kg	Разрешение, нТ	Ортогональность	Радиационная толерантность, krad	Статус
Magnetometer	New Space Systems	0.2	6.5	<1grad	10	TRL9
MicroMag3	PNI Corp	0.2	15	<1grad		TRL9
Magnetometer	SST	0.19			5	TRL9

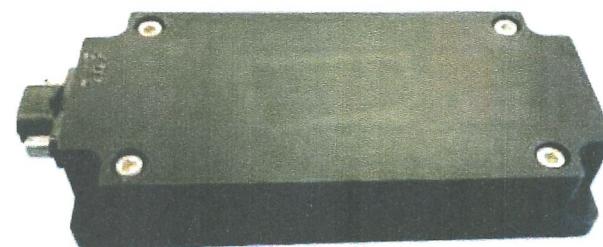


Рис. 4.5. Магнитометр NSS от New Space Systems

4.7. ДАТЧИКИ ПОЛОЖЕНИЯ СОЛНЦА

Датчики положения Солнца определяют положение Солнца относительно корпуса спутника, что используется для определения высоты положения аппарата. Датчики угла положения выдают только косинус угла и их нужно минимум шесть для определения положения спутника. Датчик положения Солнца определяет полностью положение Солнца по отношению спутника по двум осям, и для определения положения спутника необходимо использовать минимум четыре датчика. В табл. 4.6 представлены некоторые популярные датчики положения Солнца. На рис. 4.6 показан общий вид датчика.

Таблица 4.6

Изделие	Производитель	Масса, kg	Точность, grad	Радиационная толерантность, krad	Статус
Fine (digital) Sun Sensor	New Space Systems	0.035	0.1	10	TRL9
Analog Sun Detector	Adcole	0.068	0.75		TRL9
CSS-01	Space Micro	0.0141	5		TRL9



Рис. 4.6. Датчик положения Солнца Coarce Sun Sensor от Adcole

4.8. ДАТЧИК ПОЛОЖЕНИЯ ЗЕМЛИ

Датчиком положения Земли может быть простой инфракрасный индикатор горизонта или более продвинутый вариант, который определяет разницу в температурах между полюсами и экватором. Примеры этих технологий приведены в табл. 4.7. На рис. 4.7 показан пример датчика.

4.9. ГИРОСКОПЫ

Гироскопы используются для измерения угловой скорости. Основной тип гироскопов, которые применяются на малых спутниках, – это оптоволоконные гироскопы (FOG) и МЭМС (MEMS) гироскопы. В табл. 4.8 приведены характеристики гироскопов для малых спутников. На рис. 4.8 представлен пример гироскопа.

Таблица 4.7

Изделие	Производитель	Масса, kg	Точность, grad	Статус
Static Earth Sensor	Maryland Aerospace	0.033	0.25	TRL9
Mini Digital HCI	Servo	0.050	0.75	TRL9

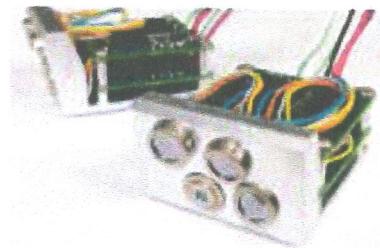


Рис. 4.7. Датчик положения Земли MAI-SES от Maryland Aerospace

Таблица 4.8

Продукт	Произво- дитель	Тип	Масса, kg	Стабиль- ность смещения, grad/h	Ошибка показа- ний	Радиаци- онная толерант- ность, krad	Статус
MIRAS-01	SST	3-axis MEMS	2.8	10	0.6 grad/ (h)**0.5	5	TRL9
LN-200S	Northrop Grumman	3-axis FOG	0.75	1	0.1 grad/ (h)**0.5	10	TRL9
ADIS 16405	Analog Device	3-axis MEMS	0.016	25	2.0 grad/ (h)**0.5	—	TRL9

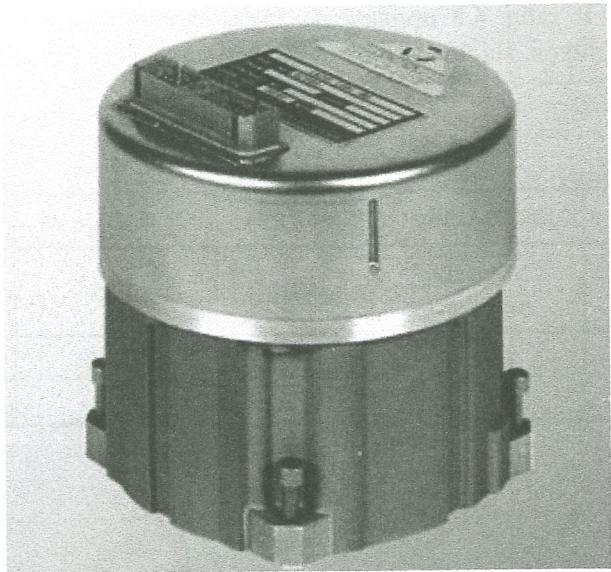


Рис. 4.8. Гироскоп LN-200S типа FOG от Northrop Grumman

4.10. GPS

На низких околоземных орбитах GPS-приемники являются самой применяемой технологией. Некоторые примеры бортовых GPS-приемников для малых спутников представлены в табл. 4.9.

Таблица 4.9

Изделие	Производитель	Масса, kg	Точность, m	Радиационная толерантность, krad	Статус
SGR-0.5U	SST	0.040	10	5	TRL9
SGR-10	SST	0.95	10	10	TRL9
OEM615	Novatel	0.21	1.5	—	TRL9

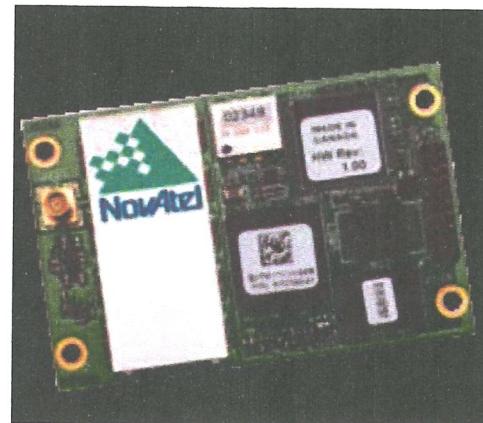


Рис. 4.9. OEM615 компании Novatel

OEM615 компании Novatel показан на рис. 4.9. Точность GPS ограничена влиянием экзосфера на распространение сигнала.

4.11. НАВИГАЦИЯ В ДАЛЕКОМ КОСМОСЕ

Навигация в далеком космосе реализуется с помощью сети радиотранспондеров (Deep Space Network). Пока есть только два транспондера для спутников формата CubeSat – это IRIS, разработанный JPL, и SDST (рис. 4.10), разработанный General Dynamics. В табл. 4.10 представлены характеристики этих транспондеров. IRIS полетел на спутнике INSPIRE.



Рис. 4.10. SDST от General Dynamics

Таблица 4.10

Изделие	Производитель	Масса, kg	Частотный диапазон	Статус
SDST	General Dynamics	3.2	X, Ka	TRL9
IRIS V2	LPL	0.5	X, Ka, S, UHF	TRL6

4.12. ПЕРСПЕКТИВЫ

Будущее развитие систем ОВУ направлено на микроминиатюризацию – редуцирование их массы, габаритов и энергопотребления. Вместе с этим требуется дальнейшее повышение точности функционирования и продления жизненного цикла. Это особенно важно для миссии в дальнем космосе, куда скоро полетят малые спутники.

Библиографический список к главе 4

1. Aguirre F. X-Band electronics for the INSPIRE Cubesat deep space radio. In Aerospace Conference, 2015 IEEE. P. 1 – 10. doi: 10.1109/AERO.2015.7119295.

2. Allgeier S. E., Mahin M. & Fitz-Coy N. G. Design and analysis of a coarse sun sensor for pico-satellites. In Proceedings of the AIAA Infotech at Aerospace Conference and Exhibit and AIAA Unmanned... Unlimited Conference. P. 2009 – 1837.
3. Chang Y.-K., Yun M.-Y. & Lee B.-H. A new modeling and validation of two-axis miniature fine sun sensor. Sensors and Actuators A: Physical. Vol. 134(2). P. 357 – 365.
4. Greenheck D., Bishop R., Jonardi E. & Christian J. Design and Testing of a Low-Cost MEMS IMU Cluster for SmallSat Applications. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
5. Jin J., Ko S. & Ryoo C.-K. Fault tolerant control for satellites with four reaction wheels. Control Engineering Practice. Vol. 16(10). P. 1250 – 1258.
6. Montenbruck O., Swatschka P., Markgraf M., Santandrea S., Naudet J. & Tilmans E. Precision spacecraft navigation using a low-cost GPS receiver. GPS solutions. Vol. 16(4). P. 519 – 529.
7. Office of the Federal Register. Foreign availability determination procedures and criteria. Code of Federal Regulations. Title 15. Part 768.7.
8. Psiaki M. L., Huang L. & Fox S. M. Ground tests of magnetometer-based autonomous navigation (MAGNAV) for low-earth-orbiting spacecraft. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. Vol. 16(1). P. 206 – 214.
9. Psiaki M. L., Martel F. & Pal P. K. Three-axis attitude determination via Kalman filtering of magnetometer data. Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 13(3). P. 506 – 514.
10. Shepherd, Lt Col Glen and Air Force Space Command. Space Surveillance Network. In Shared Space Situational Awareness Conference, Colorado Springs, CO.
11. Spratling B. B. & Mortari D. A survey on star identification algorithms. Algorithms. Vol. 2(1). P. 93 – 107.
12. Thornton C. L. & Border J. S. Radiometric tracking techniques for deep-space navigation. John Wiley & Sons.
13. Vallado D. A., Crawford P., Hujasak R. & Kelso T. Revisiting spacetrack report# 3. AIAA, 6753, 2006.
14. Wertz J. R. Spacecraft attitude determination and control. Springer Science & Business Media. Vol. 73.
15. Wisniewski R. & Kulczycki P. Slew maneuver control for spacecraft equipped with star camera and reaction wheels. Control Engineering Practice. Vol. 13(3). P. 349 – 356.
16. Wisniewski R. & Stoustrup J. Periodic H2 synthesis for spacecraft attitude control with magnetorquers. Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 27(5). P. 874 – 881.

Глава 5. КОНСТРУКЦИИ, МАТЕРИАЛЫ И МЕХАНИЗМЫ. НЕСУЩИЕ КОНСТРУКЦИИ СПУТНИКА

В этой главе рассмотрена конструкция малых спутников с фокусом на платформы CubeSat формата 1U – 12U. Как правило, несущая конструкция спутника определяется как первичная, в отличие от солнечной батареи, термоизоляции и т.п., которые являются вторичными компонентами конструкции. Неполадки и поломки в несущей конструкции почти всегда носят катастрофический характер, а проблемы с вторичными конструкциями не нарушают целостности спутника и не приводят к существенным изменениям при исполнении миссии. Такое разделение проводит четкую границу между несущей конструкцией и вторичными компонентами, но его трудно применить для малых спутников, поскольку они сильно ограничены в своем конструктивном объеме. Это особенно актуально для спутников формата CubeSat, так как изменение или наращивание их комплектующих, например в связи с увеличением функциональности, не приводят к изменениям конструктивного объема, в котором располагаются эти комплектующие. В случае CubeSat конструктивный объем спутника можно наращивать только модульно шагом 0.5 или 1U (100×100×100 мм). Несущая конструкция малого спутника может являться также и местом установки вторичных конструктивных компонентов, как например: солнечные панели, радиационная защита, емкости под давлением и т.п., что является существенным отличием от больших спутников.

Вопросы, связанные с конструкционными материалами, весьма существенные. Как правило, в конструкции малого спутника используются металлы и неметаллические материалы. Применяемые металлы являются материалами с гомогенной и изотропной структурой, т.е. с одинаковыми свойствами в любой точке и для любой длины. Неметаллические материалы, как, например, композитные материалы, не обладают гомогенной и изотропной структурой. Выбор

конструктивных материалов определяется средой, в которой проводится миссия, требованиями пуска и оперативной нагрузки, термальной нагрузкой, чувствительностью бортовых систем и приборов полезной нагрузки и т.п.

Процесс разработки конструкции спутника учитывает не только комплектующие подсистем и условия пуска, но также и назначение и особенности функционирования спутника, как, например, конфигурационная разница между вращением и 3-осной стабилизацией аппарата. Бортовые комплектующие также вносят свои требования, как, например, необходимость применения механизма для обеспечения зазора между магнитометром и корпусом спутника.

В настоящее время несколько компаний предлагают готовые несущие конструкции для малых спутников (часто их называют шасси). Они, как правило, из алюминия марки 6061-T6 или 7071 (обозначения США) и в них предусмотрены разные конфигурации монтажных отверстий для обеспечения дополнительной гибкости при проектировании спутника.

5.1. МОНОКОНСТРУКЦИИ

CubeSat-моноконструкции компании Pumpkin Inc

Компания предлагает несколько конструкций CubeSat формата 0.5U, 1U, 1.5U, 2U, 3U. Все конструкции соответствуют габаритам базовой структуры 1U – 100×100×100 мм. По своему исполнению это клепаная конструкция из листового материала (рис. 5.1).

5.2. МОДУЛЬНЫЕ КОНСТРУКЦИИ

Конструкции компании NanoAvionics

Компания предлагает стандартизованные шасси и структурные элементы для малых спутников, которые собираются из первичных компонентов формата от 1U до 12U. На рис. 5.2 показана конструкция 3U. Компоненты конструкции выполнены из алюминия 7075 и как большинство CubeSat-конструкций совместимы с форматом электронных модулей PC104.



Рис. 5.1. Шасси 1U от компании Pumpkin

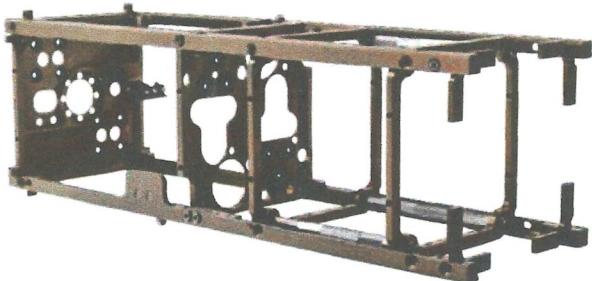


Рис. 5.2. Конструкция 3U от NanoAvionics

Конструкции компании Radius Space

Компания Radius Space выбрала также модульный подход к разработке конструкций CubeSat формата от 1U до 12U. На рис. 5.3 представлен модульный подход при конструкциях формата от 1U до 3U. Установка печатных плат реализуется черезстыковочные структуры конструкции, при этом поддерживается разная ориентация плат.



Рис. 5.3. Модульный подход Radius Space – конструкции формата от 1U до 3U

5.3. КОНСТРУКЦИЯ С ПОСАДОЧНЫМИ МЕСТАМИ ДЛЯ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ

Конструкции компании Complex Systems & Small Satellites (C3S)

Компания C3S разработала конструкцию 3U с посадочными местами для печатных плат (card slots), которая показана на рис. 5.4. Она предполагает формат плат PC104. Такая конструкция обеспечивает ряд преимуществ при интеграции новых компонентов конструкции и при тестировании отдельных подсистем и функций спутника, а также обеспечивает улучшенную термальную независимость электронных модулей.

5.4. МЕХАНИЗМЫ

Карданные подвесы

Компания Tethers предлагает карданный подвес COBRA (Compact On-Board Robotic Articulator). Этот механизм позволяет точное позиционирование комплектующих спутника. Габариты изделия составляют 100×100×33/25 мм при массе в 155 г. Общий вид подвеса COBRA показан на рис. 5.5.



Рис. 5.4. Конструкция 3U с посадочными местами для печатных плат от C3S

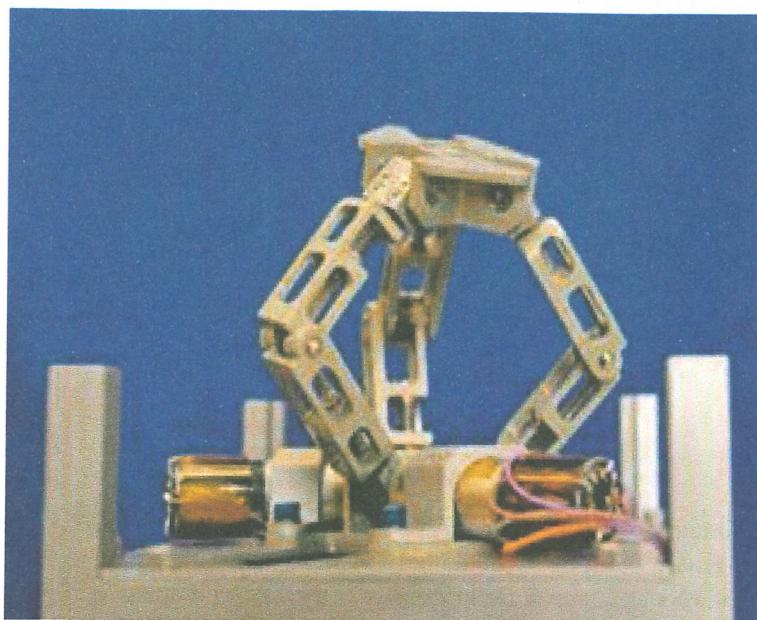


Рис. 5.5. Общий вид подвеса COBRA

Привод для солнечных панелей

Компания Honeybee разработала привод для солнечных панелей SADA (Solar Array Drive Actuator), который представлен на рис. 5.6.

Привод позволяет ротацию по одной оси на $+/-180^\circ$ для оптимизации позиционирования солнечных панелей. Honeybee также предлагает конфигурацию привода с кольцом скольжения (slip ring) для полного вращения панелей. В табл. 5.1 приведены характеристики этого привода.

Механизмы освобождения

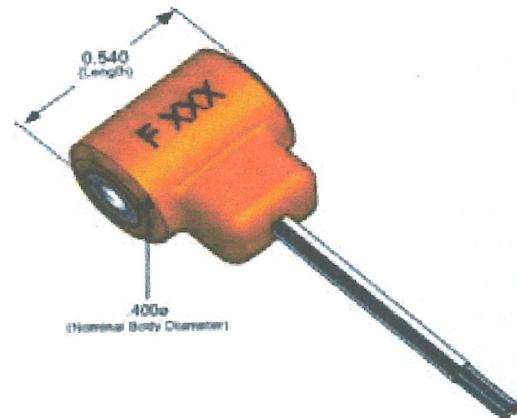
TiNi Aerospace разработала несколько приборов освобождения для спутниковых систем, но самым подходящим для малых спутников считается FD04, в основном из-за малых габаритов и энергопотребления. Он срабатывает при подаче напряжения на цилиндр из сплава Cu-Al-Ni с памятью fragibolt, который создает усилие, с помощью которого ломается предварительно натянутый застегивающий фиксатор. Прибор может быть повторно использован после надавливания на припой с памятью с помощью специализированного инструмента. На рис. 5.7 показан FD04, а в табл. 5.2 приведены его характеристики.



Рис. 5.6. Привод для солнечных панелей SADA

Таблица 5.1

Масса (вариант с кольцом скольжения)	180 г
Ошибка позиционирования	<3 градусов
Температурный диапазон	От -30 до +85 °C
Габариты	100×100×6,5 мм
Радиационная толерантность	10 крад
Соединительный кабельный жгут	10 каналов @ 0,5 А на канал или 7 каналов @ 1,54 А на канал

**Рис. 5.7. Внешний вид FD04****Таблица 5.2**

Масса	7 г
Потребляемая мощность	15 Вт @ 9 В
Температурный диапазон	От -50 до +80 °C
Габариты	13,72×10,16 мм
Усилие освобождения	>667 Н
Цикл срабатывания	20 с при 9 В
Жизненный цикл	Минимум 50 циклов

5.5. ПЕРСПЕКТИВЫ

Конструкции формата 6U и 12U

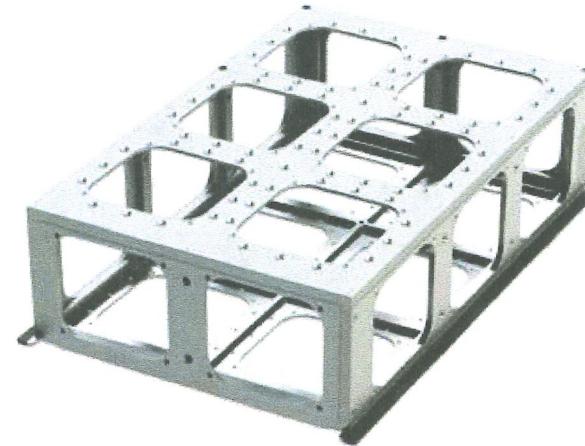
Конструкции этих форматов можно рассматривать как перспективные, несмотря на то, что несколько компаний предлагают такие шасси.

Supernova 6U

Компания Pumpkin предлагает конструкцию Supernova в формате 6U из алюминия. Это шасси показано на рис. 5.8 и разработано длястыковки с контактирующим устройством CSD (Canisterized Satellite Dispencer) компании PSC.

Аддитивная технология производства

Аддитивная технология производства, или 3D-печать, существует достаточно долго, но только в последнее время началось ее продвижение в космической промышленности, несмотря на то, что аддитивное производство давно применяется при производстве компонентов вторичной конструктивной структуры. Главное преимущество этой технологии заключается в освобождении разработчика от ряда ограничений стандартных производственных процессов и вместе с этим позволяет создавать монолитные структурные компоненты со сложной геометрией.

**Рис. 5.8. Шасси Supernova 6U**

На практике аддитивное производство связано со своими геометрическими ограничениями, которые разработчики должны обходить за счет применения специальных софтверных инструментов.

Полиамидные материалы с углеродными волокнами

Компания CRP Technology с применением специальной лазерной технологии спекания произвела полиамидный материал с углеродными волокнами Windform XT 2.0. В табл. 5.3 приведены основные характеристики материала.

Спутник Montana State PrintSat является демонстрацией аддитивной технологии с применением материала Windform XT 2.0. На рис. 5.9 показан общий вид спутника.

Таблица 5.3

Плотность	1.097 g/cm ³
Цвет	Черный
Точка плавления	179,3 °C
Предел прочности	83,84 MPa
Модуль растяжения	8928,20 MPa
Поверхностное сопротивление	<10E8 Ohm
Газовыделение, общая потеря массы	0,57 %



Рис. 5.9. Общий вид спутника PrintSat

Стереолитографические композитные материалы

Компания 3D Systems разработала стереолитографический композитный материал Accura Bluestone, для которого рассматриваются возможности применения в структурах спутников. На данный момент из него изготавливают дюзы, трубки и резервуары для холодного газа в силовых установках. Такой резервуар газа показан на рис. 5.10. Характеристики материала представлены в табл. 5.4.

Таблица 5.4

Плотность	1.78 g/cm ³
Цвет	Синий
Стекловолокно	78...81 °C
Предел прочности	66...68 MPa
Модуль растяжения	7600...11 700 MPa
Предел прочности при изгибе	124...154 MPa
Газовыделение, общая потеря массы	Низкого уровня

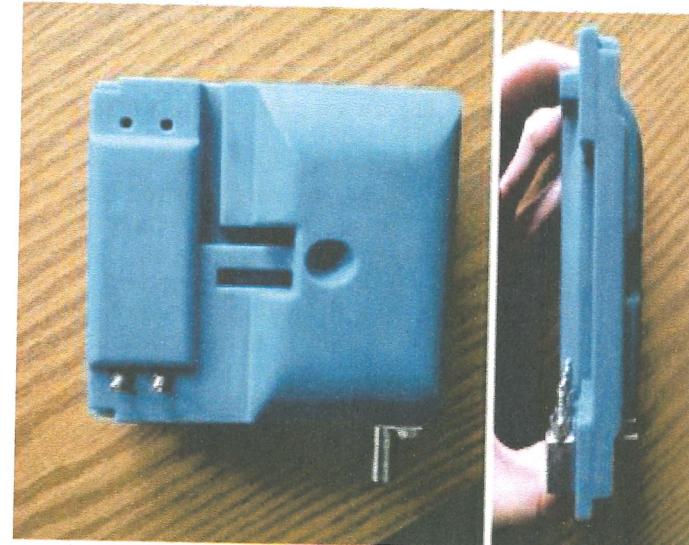


Рис. 5.10. Резервуар для холода газа из Accura Bluestone

Библиографический список к главе 5

1. **3D Systems, Inc.** Accura Bluestone Technical Data. URL: http://www.3dsystems.com/sites/www.3dsystems.com/files/DS_Accura_Bluestone_US.pdf (Accessed: 2015-11-19).
2. **Complex Systems & Small Satellites.** C3S CubeSat Structure. URL: <https://www.c3s.hu/portfolio-item/3u-cubesat-structure/> (Accessed: 2015-11-11).
3. **Composite Technology Development.** STELOC Composite Booms. URL: http://www.ctd-materials.com/wordpress/?page_id=76 (Accessed: 2015-11-29).
4. **CRP Technology.** Windform XT 2.0 for the PrintSat Mission. URL: <http://www.windform.com/applications-aerospace.html> (Accessed: 2015-11-13).
5. **CRP Technology s.r.l.** Windform XT 2.0. http://www.windform.com/PDF/SCHEDA_WF_XT_2_0_ENG.pdf (Accessed: 2015-11-13).
6. **Dr. David Klumper, K. M.** PrintSat Spacecraft. URL: <http://ssel.montana.edu/printsat.html> (Accessed: 2015-11-13).
7. **HoneybeeRobotics.** CubeSat Solar Array Drive Assembly. URL: <http://www.honeybeerobotics.com/portfolio/cubesat-solar-array-drive-assembly/> (Accessed: 2015-12-02).
8. **Honeybee Robotics.** CubeSat Solar Array Drive Assembly Specifications. URL: <http://www.honeybeerobotics.com/wp-content/uploads/2013/12/HoneybeeRobotics-CubeSat-SADA.pdf> (Accessed: 2015-12-02).
9. **Innovative Solutions In Space** (2015). Introducing the ISIS 6U CubeSat Structure. URL: <http://www.isispace.nl/cms/index.php/news/latest-news/120-introducing-the-isis-6u-structure> (Accessed: 2015-11-27).
10. **NanoAvionics.** NanoAvionics Structural Components. URL: <http://n-avionics.com/structural> (Accessed: 2015-11-11).
11. **Pumpkin, Inc.** URL: http://www.cubesatkit.com/images/cubesatkit_1u-revd-skeleton.jpg (Accessed: 2015-11-08).
12. **Pumpkin, Inc.** 6U Supernova Structure Kit. URL: http://www.cubesatkit.com/docs/SUPERNOVA_User_Manual-RevA0.pdf (Accessed: 2015-11-08).
13. **Pumpkin, Inc.** (2015c). System Chart. URL: <http://www.cubesatkit.com/docs/cubesatkitsystemchart.pdf> (Accessed: 2015-11-08).
14. **Radius Space.** Radius Space 1U-3U Structure. URL: http://www.radiusspace.com/img/full/Radius_Structure_1U-3U.jpg (Accessed: 2015-11-11).
15. **Steven Arestie, E. Glenn Lightsey, Brian Hudson.** Development of A Modular, Cold Gas Propulsion System for Small Satellite Applications. URL: <http://www.jossonline.com/wp-content/uploads/2014/12/0102-Development-of-A-Modular-Cold-Gas-Propulsion-System-for-Small-Satellite-Applications.pdf> (Accessed: 2015-11-19).
16. **Tethers Unlimited, Inc.** Cobra Gimbal. URL: http://www.tethers.com/SpecSheets/Brochure_Gimbal.pdf (Accessed: 2015-12-02).
17. **TiNi Aerospace.** Frangibolt Actuator FD04. URL: <http://www.tiniaspace.com/fcd04.html> (Accessed: 2015-12-02).

Глава 6. СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫМ РЕЖИМОМ (СКУТР)

Для комплектующих на борту спутника всегда существует оптимальный температурный режим функционирования. В связи с этим необходимо во время нахождения спутника на орбите обеспечивать контроль и управление температурой на борту. Из-за возросших требований к малым спутникам в последней декаде вопрос о разработке миниатюрных систем контроля и управления температурой стал особо актуальным. Поскольку традиционные системы СКУТР достаточно хорошо апробированы на больших спутниках, то очевидно возникла необходимость в их оптимизации и доработке, а также и в их миниатюризации и тестировании для применения на малых спутниках. К сожалению, такая технология все еще не находится на технологическом уровне TRL9.

6.1. ПАССИВНЫЕ СИСТЕМЫ ТЕРМОКОНТРОЛЯ

Пассивные системы термоконтроля не требуют энергии для контроля бортовой температуры. Они особенно выгодны для проектов CubeSat с точки зрения стоимости, массы и занимаемого конструктивного объема. Многослойная термальная изоляция (ТИ), термальные покрытия (ТП), тепловыводы и солнечные датчики являются примерами пассивных методов сохранения температурного баланса на борту.

В табл. 6.1 представлено текущее состояние пассивных вариантов систем температурного контроля. МИ и ТИ – это техники, которые использовались почти на каждом спутнике и для применения на малых спутниках не перетерпели существенных изменений. Спутники CubeSat, такие как Bird, SDS-4, FASTRAC, PICARD, использовали ТИ и ТП для терморегуляции. Термоизоляция определенных поверхностей и объемов часто применяется при разработке малых спутников, где перегородки с низкой термальной проводимостью устанавливаются на стыках для ограничения передачи тепла между теплопроводящими местами.

Таблица 6.1

Изделие	Производитель	Статус
Термоизоляции	Sheldahl, Dunmore, Aerospace, Fabrication and Materials, MLI Concepts	TRL9
Термопокрытия	AZ Technology, MAP, Astral Technology, Dunmore	TRL9
Солнечные ширины	Sierra Lobo	TRL8
Гибкие терморемни	TMT, Thermacore, Technology Applications, Thermotive Technology	TRL9
Термошторы	NASA GSFC	TRL8
Вращающиеся радиаторы	TMT, Kaneka Corp.	TRL6
Пассивные теплоотводы	Thermacore, Advanced Cooling Technology	TRL6
Пассивные терможалюзи	NASA GSFC	TRL8

Термальная изоляция и термальное покрытие

ТИ действует как перекрытие для теплового излучения от солнечных лучей или от чрезмерного выделения тепла на борту. Как правило, используется для контроля температурного диапазона работы электроники и батареи на орбите или в последнее время при биологической полезной нагрузке под формой многослойного изоляционного покрывного материала (МИП) или в виде отражательной ленты. МИП весьма чувствителен к придавливаниям и из-за этого резко теряет свои изолирующие свойства. Поэтому, когда МИП используется в качестве наружного покрытия спутника, то требует бережного обращения. На эффективность МИП влияет их размер и способ установки. Поэтому МИП не применяются на малых спутниках так, как на больших. Во внутреннем конструктивном объеме спутника, где нет воздействия прямых солнечных лучей, их можно

заменить покрытием с низкоизлучающей способностью. Ленты с серебряным покрытием эффективно отражают солнечные лучи, и с ними следует работать очень аккуратно, чтобы не нарушить их оптические характеристики, и, кроме того, эти ленты плохо прилегают к защищенной поверхности.

Dunmore Aerospace с 1980 г. выпускает МИП для космического применения. Изделия компании участвовали во многих миссиях США и ЕС. Для применения в малых спутниках компания разработала материал SATKIT, на основе которого предлагаются продукты DE330, DE076, DM116, DM100. Их актуальный статус TRL8. Компания также предлагает ленту с полиамидным покрытием для изоляции проводов и кабелей со статусом TRL8.

Другой пассивный метод защиты при изменении оптических характеристик поверхности (коэффициент поглощения или отражения) – это нанесение матового покрытия на поверхность. Черная краска абсорбирует всю возникшую тепловую энергию, но при этом покраска определяет количество тепла, получаемое из окружающей среды, в связи с низким значением соотношения коэффициент поглощения/коэффициент отражения. Изолирующая лента – также часто применяемое средство из-за невысокой стоимости, простоты применения и более длительного жизненного цикла, чем краска. Изолирующие ленты выпускают AZ Technology, MAP, Astral Technology, Lord Techmark, Sheldahl, Akzj Nobel Aerospace, и они были использованы во многих миссиях.

Примерами малых спутников с применением термального покрытия – это Picard (150 кг), где применили белую краску SG12FD для покрытия повернутой к Солнцу поверхности спутника, и CubeSat YamSat, где использовали черную краску внутри спутника.

Солнечные ширины

Солнечные ширины – весьма типичный способ термального контроля для больших и малых спутников, и особенно для CubeSat. Sierra Lobo разработала складываемую ширму, которая полетела на CrioCube-1 в 2016 г. Такая ширма может функционировать в течение многих месяцев, обеспечивая при этом температуру ниже 100 К или ниже 30 К с дополнительным активным охлаждением. На рис. 6.1 показана ширма спутника CrioCube-1.

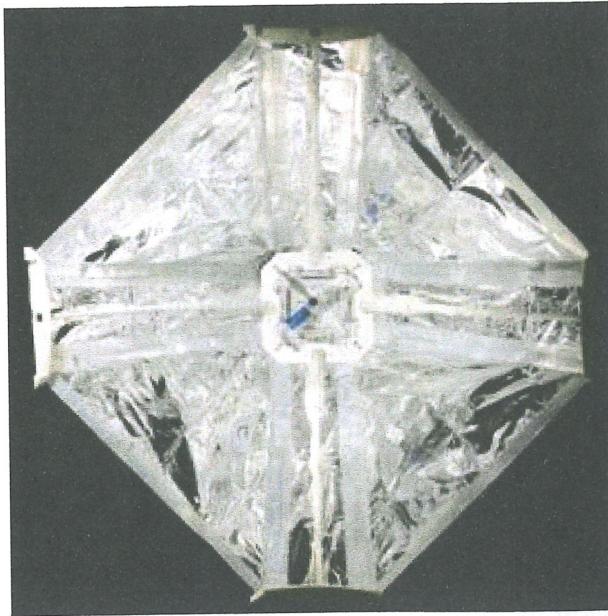


Рис. 6.1. Ширма спутника Criocube-1

MLI Concepts предлагает ширмы из нержавеющей стали и титана, которые механически устойчивы к температурным и ударным нагрузкам. Эти ширмы используют пока только на больших спутниках.

Тепловые ремни

Применение тепловых ремней является весьма удобным средством для температурного контроля на малых спутниках из-за их небольшой массы и малых расстояний между комплектующими на борту. Гибкость тепловых ремней позволяет провести отвод тепла к охлаждающим радиаторам при любой необходимой их длине.

Thermal Management Technologies (TMT) разработала гибкие термальные ремни из тонкого алюминия, медного фолия или медной оплетки, которые могут выпускаться по заказным спецификациям и программам тестирования (рис. 6.2).

Термальные ремни производятся и из других материалов, кроме алюминия и меди. Компания Thermacore разработала к-технологию для производства термальных ремней из легкого материала k-Core со значительно большей теплопроводимостью, чем алюминий и медь. Эта технология полностью разработана и протестирована, но изделия из материала k-Core пока не были использованы на малых спутниках.

Technology Applications разработала и протестировала ремни GFTS с графитными волокнами (Graphite Fiber Thermal Straps), которые полетели на больших спутниках (Orion и Space). GFTS характеризуются исключительно малой массой, высокой теплопроводностью и большим коэффициентом подавления вибрационных воздействий (рис. 6.3).

Thermotive Technology предлагает ремни TAFTS (Two Arm Flexible Thermal Strap), которые летают на летающем спектрометре PRISM (JPL). Для инфракрасных камер в космосе есть жесткие требования по гибкому отводу тепла от чувствительных к механическим воздействиям фокусных панелей. TAFTS используют три обжимные клеммы и витую секцию, что предполагает усиленный упругий момент и создает упругое смещение в трех плоскостях. Конвенциональные тепловые ремни обладают небольшой гибкостью и асимметрической упругостью. Инфракрасные камеры летают на малых спутниках, но TAFTS пока на них не применяются.

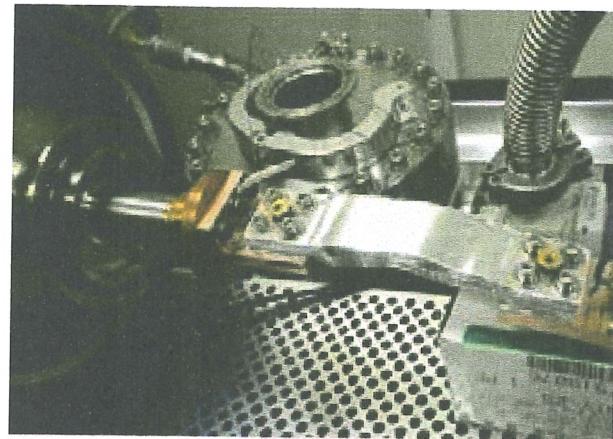


Рис. 6.2. Тестирование алюминиевых тепловых ремней компании TMT

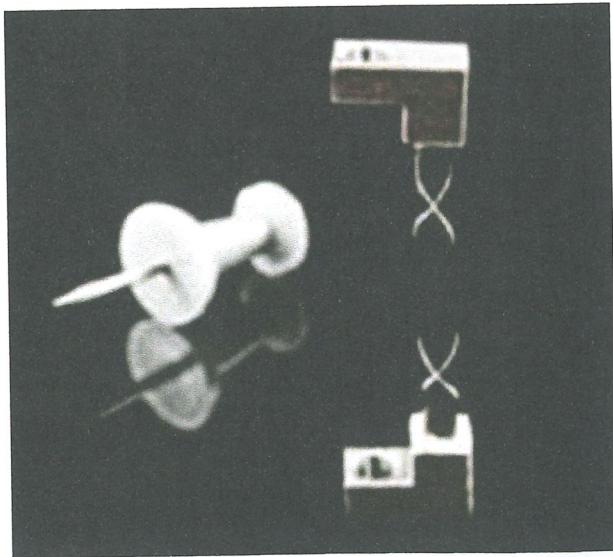


Рис. 6.3. Ремень GFTS

Тепловые жалюзи

Тепловые жалюзи пока не адаптированы для малых спутников из-за габаритов и ограничения по потреблению энергии. Полноразмерные жалюзи для больших спутников обеспечивают высокоеэффективный температурный контроль, но их адаптация к малым спутникам является трудной задачей. GSFC предлагает пассивные жалюзи для малых спутников, которые полетели на 6U спутнике Dellinger при потреблении в 14 Вт. Конструкция этих жалюзи использует биметаллические пластины для управления позиционированием. Когда выделяемое тепло в спутнике увеличивается, то биметаллические пластины раздвигаются и тем самым открывают жалюзи. При этом открываются каналы для теплового излучения. При этом выделяемая тепловая энергия уменьшается, биметаллические пластины сдвигаются и жалюзи закрываются.

Вращающиеся радиаторы

Применение этих радиаторов также является проблемой для применения на малых спутниках из-за габаритных ограничений. Для создания поверхностей с качеством радиатора используются соот-

ветствующие краски, что выгодно с точки зрения конструкции малого спутника. Там, где необходим более интенсивный вывод тепла, предлагается использовать вращающиеся радиаторы, которые легкие и с простой конструкцией.

TMT разработала Thermal Efficient Deployable Radiators для малых спутников. Конструкция включает радиатор с изотермической поверхностью, у которой большая петля термальной проводимости. Эта изотермическая панель обеспечивает минимальный градиент температуры между радиатором и спутником, как показано на рис. 6.4. Излучающая поверхность включает графитные композитные материалы для уменьшения массы и увеличения жесткости при поверхностной однородности излучения радиатора больше 0,1 С/Вт. Эта технология находится в фазе доработки и тестирования.

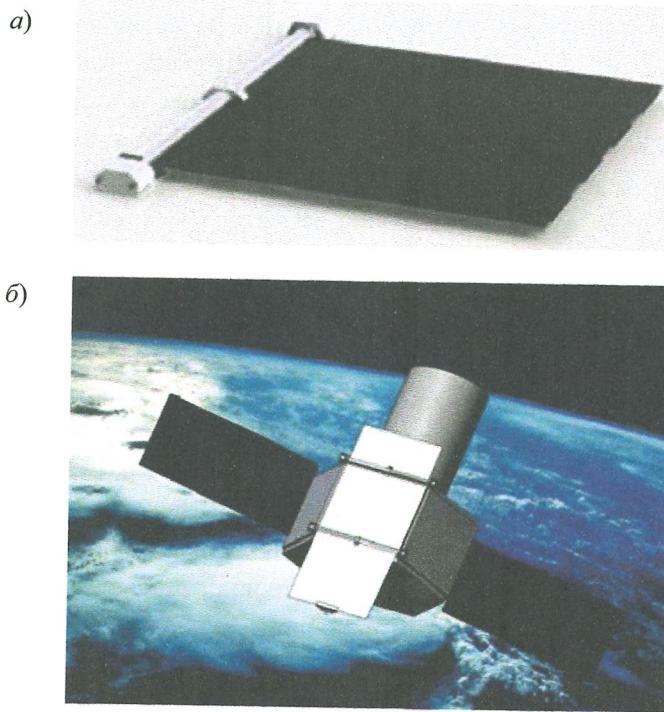


Рис. 6.4. Изотермическая панель от TMT (а) и ее расположение на малом спутнике (б)

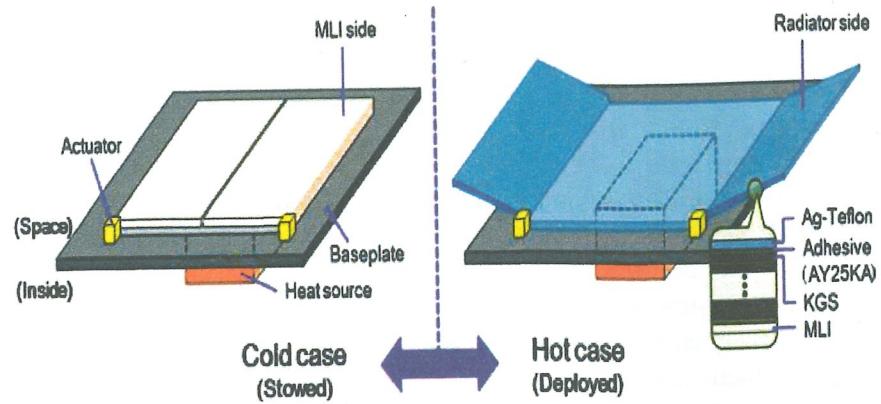


Рис. 6.5. Концепция вращающегося радиатора

Kaneka Corporation и JAXA участвуют в развитии технологии вращающихся радиаторов для малых спутников. Конструкция должна позволять развертывание излучающей поверхности в зависимости от температуры окружающей среды при объеме $0,5 \times 360 \times 560$ мм и общей массе 0,287 кг (рис. 6.5). Тест в вакууме показал, что одна открытая пластина радиатора выводит тепловую энергию в пределах 54 Вт при температуре 60 °C.

Теплоотводы

Эта технология эффективного пассивного отвода тепла на базе температурного градиента между электроприборами и более холодными поверхностями – радиаторами. Тепловые трубы, как правило, цилиндрические и применялись на спутнике BIRD (24 кг), но могут быть и прямоугольными «сэндвичами» из стального листа между двумя алюминиевыми пластинами. Внутреннее пространство этой конструкции заполнено рабочим флюидом. Малый спутник SDS-4 (50 кг) успешно использовал указанную конструкцию (рис. 6.6). Эта технология проверена и на других 50-килограммовых спутниках и считается пригодной для платформ CubeSat с учетом ее технического статуса TRL6.

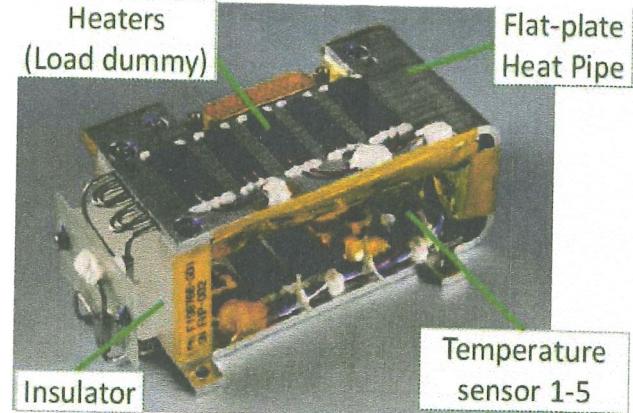


Рис. 6.6. Теплоотвод спутника SDS-4:
Heaters – источники тепла; Flat-plate heat pipe – плоский теплоотвод;
Insulator – изолятор; Temperature sensor – термодатчик

6.2. АКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ ТЕРМОКОНТРОЛЯ

Активные методы термоконтроля спутников связаны с применением энергии для выполнения операций, но при этом обеспечивают большую точность и эффективность контроля температуры. Активные системы состоят, как правило, из электрических нагревательных элементов, охладителей или криогенных материалов. До момента, когда разработчики спутников не начали миниатюризировать компоненты активного термоконтроля, применение активного контроля было сильно ограничено на малых спутниках. Тем не менее разработчикам следовало обязательно использовать активные системы термоконтроля из-за температурной чувствительности ряда комплектующим, таких как электронные модули, батареи, камеры и т.п. Текущее состояние применения активных термо-систем на борту малых спутников представлено в табл. 6.2.

Таблица 6.2

Изделие	Производитель	Статус
Электронагреватели	Minco Products, All Flex Flexible Circuits	TRL9
Миникриокулеры	Ricor-USA, Creare, Sunpower, Northrop Grumman, Lockheed Martin Space Systems	TRL7
Гибкие и с повышенной активностью терморемни	LoadPath	TRL8

Терморемни

Активные терморемни используются для увеличения эффективности термоотвода от электронных модулей, в конструктивном пространстве которых сосредоточено множество тепловых потоков. Load Path AeroSpace Structures предлагает FEATS (Flexible and Enhanced Active Thermal Straps), которые в состоянии отвести до 50 Вт/см² тепла и произвести охлаждение порядка 35 Вт. Эти разработки тестируются для применения на малых спутниках.

Нагреватели

На борту малых спутников используются электрические нагреватели на резистивных элементах, как правило, для обслуживания температурной среды батарей во время холодного орбитального цикла. Управление нагревателем осуществляется с помощью термостата или температурного сенсора. На 1U спутниках Compass, MASAT-1, OUTFI-1 в батарейных модулях в дополнение к средствам пассивного термоконтроля установлены такие нагреватели. В случае биологической полезной нагрузки устанавливаются специфические требования к температурным режимам во время миссии. Биологические наноспутники NASA Ames, как например: GenSat, PharmaSat, O/OREOS, SporeSat, EcAMSat, Biosentinel, используют электрические нагреватели на резистивных элементах с управлени-

ем по замкнутому контуру с обратной связью для регулирования температуры в зоне полезной нагрузки. Minco Products предлагает гибкие нагревательные ленты с полиамидной изоляцией.

Криокулеры

На сегодняшний день охлаждающие технологии для малых спутников активно развиваются. Криокулеры (криогенные кулеры) используются с приборами или подсистемами, которые требуют криогенного охлаждения, как, например, высокоточные инфракрасные сенсоры. Низкая температура улучшает динамический обхват и расширяет волновое покрытие сенсоров. Применение криокуллеров в дальнейшем будет связано с увеличением жизненного цикла бортовых инструментов, уменьшением чувствительности к вибрациям, увеличением термодинамической эффективности и установлением температуры охлаждения на борту меньше, чем 50 К. Инструменты, такие как спектрометры, интерферометры и сенсоры, используют криокулеры для работы в низкотемпературной среде. CryoCube-1 – это первая миссия 3U CubeSat, во время которой будут проведены тесты по применению криокуллеров. На борту будет использован газ, который предварительно пассивно охлаждается и хранится в специальном резервуаре. Эта система разработана компанией Sierra Lobo.

Creare предлагает ULP (Ultra Low Power) криокулер, который включает криогенный компрессор, рекуперативный теплообменник и турбоальтернатор. При этом тепловой поток направляется от компрессора к радиатору на горячей стороне криокулера и после формирования турбоальтернатором направляется к объекту охлаждения на холодной стороне криокулера (рис. 6.7). Этот криокулер позволяет охлаждение в обхвате 30...70 К на холодной стороне кулера и нагрузку до 3 Вт. Статус TRL7.

Ricor-USA разработала K562S – ротационный миникулер с перемешиванием, у которого мощность охлаждения 200 мВт при температуре 95 К и 300 мВт – при 110 К. Этот кулер был использован в малых стабилизирующих платформах со специальным назначением. K508N представляет собой 0,5 Вт микрокулер с мощностью охлаждения 500 и 700 мВт при температуре 77 К для малых спутников (рис. 6.8). Статус этих кулеров TRL7.

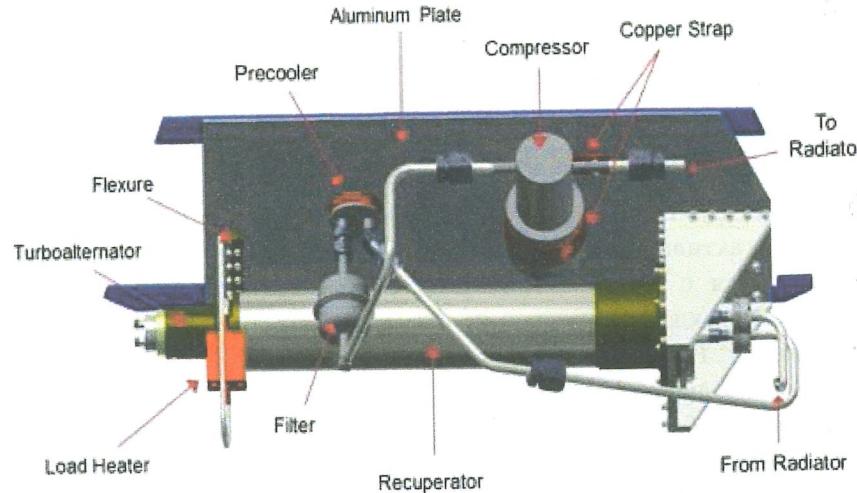


Рис. 6.7. Конфигурация криокулера ULP

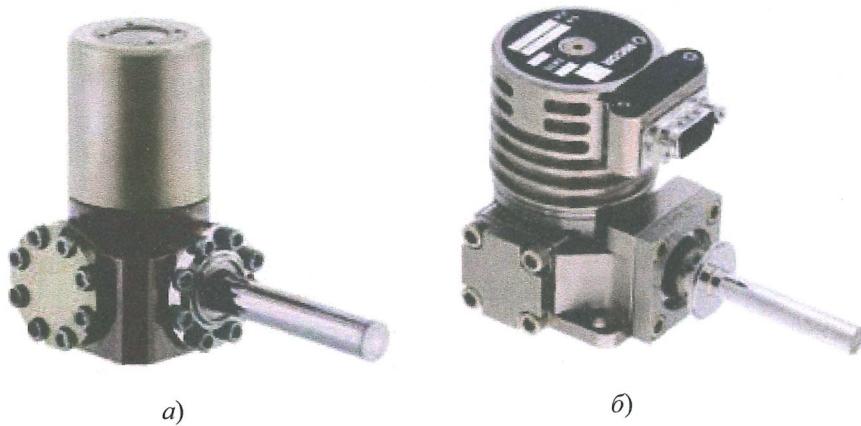


Рис. 6.8. K562S (а) и K508N (б)

Sunpower разработала CryoTel DS1.5 – ротационный криокулер с применением волнового генератора давления с двухсторонним поршнем и отдельной головкой охлаждения для минимизации вносимых вибраций и акустических шумов. Номинальный тепловой лифт 1,4 Вт при температуре 77 К и потребляемой мощности 30 Вт.

Масса кулера 1,2 кг. Компания также предлагает миникулер MT-F с номинальным тепловым лифтом 5 Вт при температуре 77 К и потребляемой мощности 80 Вт. Масса кулера 2,1 кг. На рис. 6.9 представлены оба кулера.

Northrop Grumman разработала кулер Micro Pulse Tube, который состоит из двух разделенных частей. Коаксиальная охлаждающая головка соединена линией передачи с вибрационным сбалансированным компрессором.

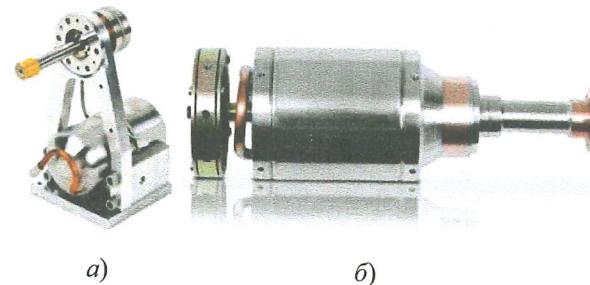


Рис. 6.9. CryoTel DS1.5 (а) и CryoTel MT-F (б)



Рис. 6.10. Микрокриокулер от Lockheed Martin Space Systems

Температурный диапазон работы кулера находится в пределах 35...40 К. Мощность охлаждения 750 мВт при температуре 40 К. Общая масса 7,4 кг.

Lockheed Martin Space Systems разработала импульсный микрокулер, компрессор которого запускает охлаждающую коаксиальную импульсную головку (рис. 6.10). Статус изделия TRL6.

6.3. ПЕРСПЕКТИВЫ

Традиционные технологии термального контроля не всегда можно применять при разработке малых спутников. Ниже представлены некоторые технологии, которые еще на фазе разработки и не готовы для применения на малых спутниках.

Терморемни

Thermotive разработала Pyrovo PGF (Pyrovo Pyrolytic Graphite Film). Это изделие уже летало в качестве охладителя для оптической системы высотных камер. Его применение предусмотрено также для охлаждения некоторых инструментов при будущих миссиях. Pyrovo PGF использует пиролитический графит, вложенный в фильтр НЕРА, вентилируемый алюминизированным изолирующим материалом с толщиной 4 мкм. Специфическая термопроводимость этих материалов в 10 раз лучше, чем у алюминия, и в 20 раз лучше, чем у меди (рис. 6.11). Применение этого изделия запланировано для некоторых миссий малых спутников. Статус изделия для этих целей TRL6.

Вращающиеся радиаторы

Thermotive разрабатывает вращающийся пассивный радиатор FETS (Folding Elastic Thermal Surface) для полезной нагрузки CubeSat. Изначально задуман как термоизолят для пассивного охлаждения для миссии MATMOS, это изделие было модифицировано как вращающийся радиатор для малых спутников. Статус изделия TRL4.

Терморезервуары

Терморезервуары можно применять в разных приложениях в целях сохранения термальной энергии, которую можно использовать для защиты комплектующих или для будущих энергетических потребностей. ТММ разрабатывает фазопеременный терморезервуар TSU.

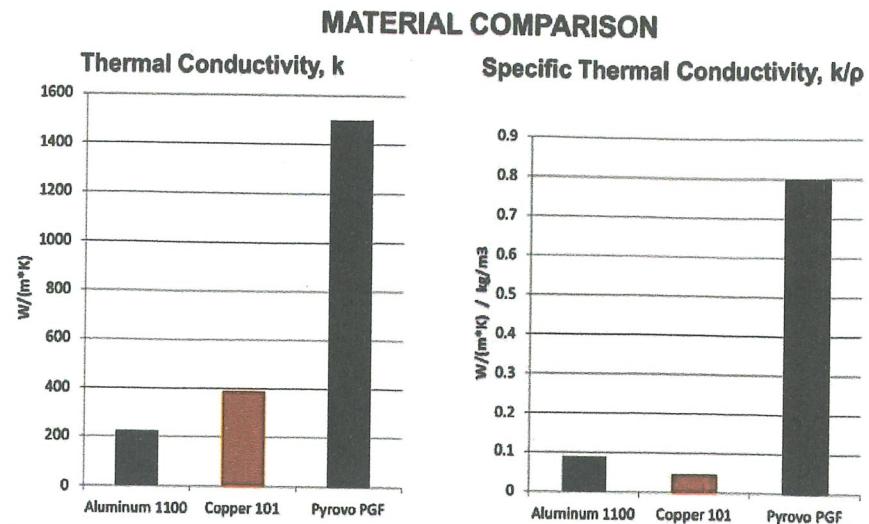


Рис. 6.11. Сравнение термопроводимости алюминия, меди и Pyrovo PGF

Разработка проводится с учетом фазовых изменений температуры, интерфейсов термообмена, термостабильности, сохраняемой энергии и методологии отвода тепла (рис. 6.12). Производство этого изделия позволит разработчикам контролировать температурные выбросы и стабилизировать температуру и(или) сохраняемую энергию. Active Space Technologies также разрабатывает терморезервуар с большой криогенной энталпийей. Статус разработки TRL5.

Жидкостные петли

Жидкостные петли с накачкой позволяют передачу тепловой энергии между зонами на борту с помощью принудительного распространения охлаждающего потока. Lockheed Martin разрабатывает циркуляционный насос для криокулера с замкнутым циклом работы (рис. 6.13).

Потребляемая мощность жидкостных петель 40 Вт при массе 0,2 кг. Статус изделия TRL3.

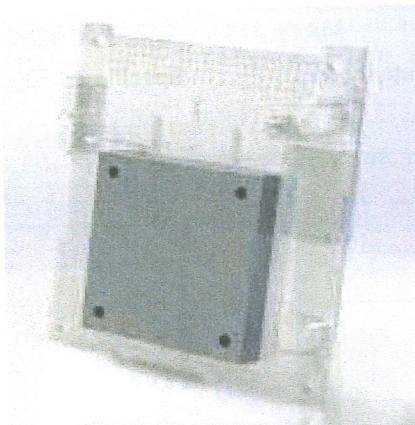


Рис. 6.12. Терморезервуар 2100 J для CubeSat от компании TMT

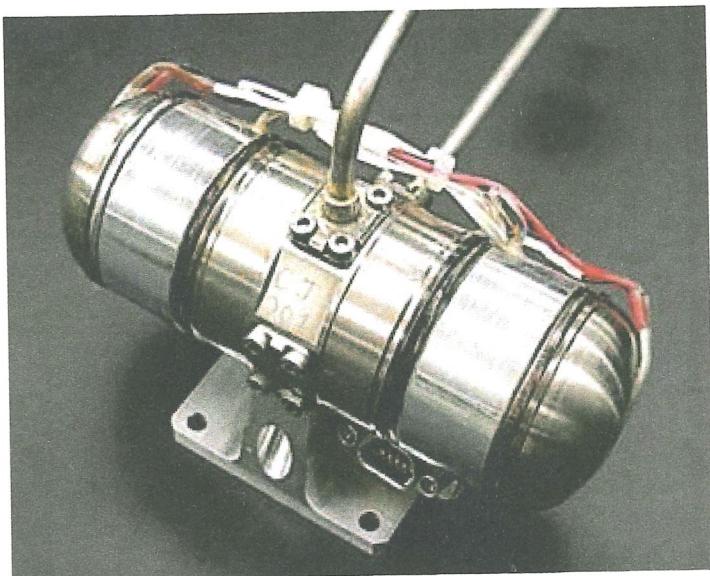


Рис. 6.13. Циркуляционный насос для криокулеров с замкнутым циклом работы

Библиографический список к главе 6

1. Anvari A., Farhani F. & Niaki K. Comparative study on space qualified paints used for thermal control of a small satellite. *Iranian Journal of Chemical Engineering*. Vol. 6. No. 2.
2. Champagne P., Olson J. R., Nast T., Roth E., Collaco A., Kaldas G., Loung V. Development of a J-T Micro Compressor (Tech. Rep.). Palo Alto, CA 94304, USA: Advanced Technology Center, Lockheed Martin Corporation.
3. Dunmore Aerospace Corporation. Dunmore: Aerospace. URL: <http://www.dunmore.com/industries/aerospace.html> (Accessed: 2015-08-10).
4. Durand D., Tward E., Toma G. & Nguyen T. Efficient high capacity space micro-cooler. Northrop Grumman Aerospace Systems Approved for Public Release; NGAS 14-1119, 6/02/14.
5. Hogstrom K. State-of-the-Art Thermal Analysis Methods and Validations for Small Spacecraft. Ae 241 Literature Survey.
6. Hon R., Kesler C. & Sigurdson D. Integrated testing of a complete low cost space cryocooler system.
7. Load Path, Aerospace Structures, Design, Test and Materials. Flexible and Enhanced Active Thermal Straps (FEATS). Small Sat Conference Brochure. MLI Concepts, LLC. (2010). Products: Multi-Layer Insulation (MLI). URL: <http://www.mliconcepts.com/Products/Products.html> (Accessed: 2015-08-10).
8. Nakamura Y., Nishijo K., Murakami N., Kawashima K., Horikawa Y., Yamamoto K., Inoue K. Small Demonstration Satellite-4 (SDS-4): Development, Fligith Results, and Lessons Learned in JAXA's Microsatellite Project. 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.
9. NASA Goddard Space Flight Center. Dellingr. URL: <https://techport.nasa.gov/externalFactSheetExport?objectId=14545> (Accessed: 2015-08-28).
10. Olson J. & Nast T. Lockheed martin microcryocooler (Tech. Rep.). Palo Alto, CA 94304, USA: Advanced Technology Center, Lockheed Martin Corporation.
11. Ono S., Nagano H., Nishikawa Y., Mishiro M., Tachikiwa S. & Ogawa H. Thermophysical properties of a high-thermal-conductive graphite sheet and application to a deployable/stowable radiator. *Thermophysics and Heat Transfer*.
12. Ricor-USA Cryogenic and Vacuum Systems. K562S Integral Stirling Low Power Mini Microcooler and K508N Highly Reliable Integral Stirling 1/2W Micro Cooler. www.ricor.com. Sierra Lobo (2014).
13. CryoCube-1. URL: <http://www.sierralobo.com/cryocube/> (Accessed: 2015-08-12) Soulage, M. (2013). Personal correspondence.
14. Sunpower, Inc. Cryotel R ds 1.5. URL: <http://sunpowerinc.com/cryocoolers/cryotel-family/ds15/> (Accessed: 2015-09-01).

15. **Technology Applications, Inc.** Graphite Fiber Thermal Straps (GFTS). URL: <http://www.techapps.com/gfts> (Accessed: 2015-09-30).
16. **Thermacore.** Thermal straps: Efficient cooling without structural loading. URL: <http://www.thermacore.com/products/thermal-straps.aspx> (Accessed: 2015-09-30).
17. **Thermal ManagementTechnologies.** Flexible thermal straps. URL: <http://tmtsdl.com/products.html#ftStraps> (Accessed: 2015-08-20).
18. **Thermotive.** Products. URL: <http://thermotive.com/thermalstraps.html> (Accessed: 201509-01).
19. **Urquiza E., Vasquez C., Rodriguez J. & Gorp B. V.** Development and testing of an innovative two-arm focal-plane thermal strap (TAFTS). Cryogenics.
20. **Zagarola M., Hill R., Gagne J. & Kaszeta R.** Ultra low power cryo-refrigerator for space applications. International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions.

Глава 7. КОМАНДЫ И ОБРАБОТКА ДАННЫХ НА БОРТУ

В бортовом комплексе управления малых спутников есть два существенных направления, которые являются объектом обсуждения, – команды и обработка данных на борту. Усилия разработчиков создавать малые спутники (особенно CubeSat) для участия в сложных научных экспериментах и технологических приложениях на низкой околоземной орбите, а также и для миссий в дальнем космосе требуют увеличения производительности и надежности бортовых систем обработки команд и данных.

7.1. ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ

В настоящее время множество CubeSat разработаны с использованием коммерческих компонентов (COTS) и готовых для интеграции модулей, которые успешно выполняли и выполняют миссии на низких околоземных орбитах. В основном длительность таких миссий меньше года.

Ряд новых коммерческих компаний и те, которые традиционно работают для космической промышленности, предлагают множество вариантов систем для обработки команд и данных на борту малых спутников в качестве комплектующих изделий. Их изделия, как правило, с высокой степенью интеграции, включают бортовой компьютер, память, электропитание и при этом поддерживают набор каналов ввода/вывода для CubeSat класса малых спутников.

С учетом расширения возможностей малых спутников – увеличение длительности миссий на низких околоземных орbitах и участие в миссиях в дальнем космосе, производители указанной комплектации стали предлагать радиационно стойкие и радиационно-толерантные технические решения.

Конструктивный формат

Для многих производителей платформенных решений конструктивные форматы cPCI и PC/104 продолжают быть индустриальными стандартами при разработке электронных модулей.

Формат плат PC/104 продолжает быть основным при реализации CubeSat технических решений. Многие производители адаптировали варианты использования стыкуемых «дочерних» плат или «мезанинов», которые упрощают связь подсистемными модулями и модулями полезной нагрузки, а также для размещения передовых технологических решений в процессе разработки или в инновационном периоде. Некоторые производители предлагают модули с возможностями потребительского выбора типа встроенного процессора.

Бортовые вычисления. Микроконтроллеры и ПЛИС

Разработчики малых спутников продолжают использовать микроконтроллеры и ПЛИС для размещения различных процессорных ядер. ПЛИС давно и успешно применялись в космической аппаратуре, что продолжается и сейчас, обеспечивая высокую степень интеграции для разных приложений от периферийных устройств до сложных логических схем с памятью. Это оказывает большое влияние на выбор бортового вычислителя. В табл. 7.1 представлены некоторые интегрированные бортовые вычислительные системы для малых спутников.

Таблица 7.1

Изделие	Производитель	Процессор	Статус
Nanomind A712D	COMSPACE	ARM7	TRL9
ISIS OBC	ISIS	ARM9	TRL9
Pluggable Socked Processor Module	Pumpki	C8051F120, PIC24F256110, PIC24F256GB210, MSP430F1612, MSP430F1611, MSP4302618	TRL9
MODAS	Utah State University SDL	TI320C6713DSP	TRL9

Продолжение табл. 7.1

Изделие	Производитель	Процессор	Статус
Proton X Box	Space Micro	P200K (TI DSP), P400K (Freescale PowerPC Dual Core), P300K FPGA (Virtex 5/7)	TRL9
Proton 2X Box	Space Micro	P300K (TI DSP), P300K FPGA (Virtex 5/7), P400K (Freescale P2020 Dual Core PowerPC processor)	TRL9
Intrepid	Tyvak	AT91SAM9G20	TRL9
Q7	Xiphos	Xilinx Zynq 7020 ARM dual core Cortex A9, Actel ProASIC3 Control FPGA	TRL9
Q6	Xiphos	Xilinx Spartan-6, Actel ProASIC3 Control FPGA	TRL9
Q5	Xiphos	PowerPC 405	TRL9

Энергоэффективные микроконтроллеры, применяемые в CubtSat, включают ARM-процессоры с встроенными интерфейсами, такими как USB, CAN, I2C, SPI. Многие микроконтроллеры используют встроенную флеш-память, поскольку большинство из функциональных преимуществ реализуются программированием.

Системные разработчики предпочитают использовать готовые аппаратные модули и соответствующие стандартные софтверные платформы для развития различных приложений, так как это позволяет быстро и малозатратно адаптировать и переносить бортовые вычислители с одного проекта на другой. Как и в случае некосмических приложений, нежелательно менять архитектуру контроллера из-за расходов и необходимости переноса программного обеспечения.

Бортовой вычислитель на базе смартфонов

Демонстрации этого подхода были проведены спутниками типа CubeSat PhoneSat 1.0 (NASA) и STRAND-1 (SSTL), которые использовали в качестве бортового вычислителя смартфоны Google Nexus One. Этот смартфон широко распространен с коротким производственным циклом и некоторыми существенными встроенными возможностями, такими как камера, радиоканал, акселерометр и высокопроизводительный процессор. Функциональное ядро этого смартфона с процессором Scorpion (1 МГц) и операционной системой Android работает на этих спутниках в виде системы на кристалле, выпущено Qualcomm Snapdragon. PhoneSat 1.0 просто полетел со смартфоном, который был установлен на шасси типа CubeSat вместе с УВЧ-радиомодулем и модулем питания на батареях. Впоследствии множество любительских разработок с различными смартфонами приложениями столкнулись с узким местом этого решения – каналами ввода/вывода. Из-за этого усилия разработчиков были направлены на применение дешевых процессоров типа ARMб, которые также работают с Android, но предоставляют лучшие возможности создавать модульные конструкции. На данный момент нет коммерчески доступных модульных наборов на базе смартфонов.

Открытие платформы

Существует множество готовых перспективных аппаратных платформ для малых спутников.

Arduino предлагает платы, содержащие микроконтроллеры с дополнительными схемными решениями, которые названы «щиты». Компания использует микроконтроллеры Atmel, в связи с чем разработчики программного обеспечения должны пользоваться системами развития Atmel. Платформа Arduino встроена на спутнике ArduSat.

BeagleBone также является открытой CubeSat-платформой на базе процессора ARM и операционной системы OpenCV. Платформа на базе встроенной платы BeagleBone предлагает мощный программный модуль машинного зрения в виде открытого кода, что позволяет создавать приложения по обработке изображений. Платформа позволяет разработать малый спутник «с нуля» и предназначена для широкого круга разработчиков.

Таблица 7.2

ATMEL Honeywell STMicroelectronics
BAE Systems Intel Texas Instruments
Broadreach Intersil 3D Plus
C-MAC Microtechnology Maxwell Technologies Xilinx
Aeroflex (Gobham) Microsemi (Actel) Arduino
Freescale Space Micro BeagleBone

Raspberry Pi – открытая платформа с возможностями для обработки изображений и коммуникационных приложений.

Intel предлагает платформу Edison на базе системы на кристалле с встроенной двухъядерной системой x86-64, направленную на приложения типа «Интернет вещей». Edison предусмотрена во многих будущих миссиях в связи с приложениями Интернета.

Arduino стала известной своим подходом при создании «потребительски дружественных» для разработчиков программного обеспечения микропроцессорных систем. С помощью библиотек прикладных интерфейсных программ у разработчиков отпадает необходимость предусматривать работу с какой-то операционной системой, что позволяет сосредоточиться на прикладном программировании. С другой стороны, BeagleBone, Raspberry Pi и Edison предлагают встроенные типы Linux операционные системные ядра, такие как Angstrom, Raspbian и Yocto Linux. Это существенно расширяет набор программных инструментов от интерфейсов на сайтах в Интернете до программных Android и Python среды развития. В табл. 7.2 представлен список производителей, выпускающих модули бортовых вычислителей с высокой степенью интеграции.

Память и электронные компоненты

Номенклатура памяти для применения на борту малых спутников достаточно большая и, как правило, начинается с емкости порядка 32 КБ и нарастает до допустимых наличными технологиями значений. Память бортовых вычислителей должна обладать высокой надежностью, может быть с различными технологическими особенностями и назначением, как например, статические и динамические ОЗУ (SRAM/DRAM), флеш-память с электрически стираемой

информацией (Flash), магниторезисторные ОЗУ (MRAM), ферромагнитные ОЗУ (FERAM), память с фазовым переходом (PCM). В большинстве случаев выбирают статическое ОЗУ из-за его цены и наличности на рынке. В табл. 7.3 представлен сравнительный анализ различных типов памяти.

Таблица 7.3

Характеристики	SRAM	DRAM	Flash	MRAM	FERAM	PCM
Энерго-независимость	Нет	Нет	Да	Да	Да	Да
Питание +/−10 %	3,3...5,0 В	3,3 В	3,3 и 5,0 В	3,3 В	3,3 В	3,3 В
Организация (биты/кристалл)	512Kx8	16Mx8	16Mx8 32Mx8	128Kx8	16Kx8	
Хранение данных при 70 °C	Нет данных	Нет данных	10 лет	10 лет	10 лет	10 лет
Выносливость (циклы стирания/запись)	Неограниченная	Неограниченная	10E6	10E13	10E13	10E13
Время доступа	10 нс	25 нс	50 нс после готовности страницы; 200 мкс запись; 2 мкс стирание	300 нс	300 нс	100 нс
Накопленная доза	1 Мрад	50 Крад	30 Крад	1 Мрад	1 Мрад	1 Мрад
Устойчивость к одиночным сбоям (относительная)	Низкая	Высокая	Средняя	Низкая	Низкая	Низкая
Температурный диапазон	Военный	Индустриальный		Военный	Военный	Военный
Потребляемая мощность	500 мВт	300 мВт	30 мВт	900 мВт	270 мВт	
Типовая емкость в корпусе	4 МБ	128 МБ	128...256 МБ	1 МБ	1,5 МБ (СВК)	

Интерфейсы

Малые спутники используют те же интерфейсы, что и микроконтроллеры общего назначения и различные встроенные системы. Системы с высоким уровнем интеграции, такие как системы на кристалле, ПЛИС и заказные БИС, предлагают интерфейсы, которые позволяют подключение к периферийным устройствам и другим контроллерам:

- Серийные коммуникационные интерфейсы: RS-232, RS-422, RS-485 и др.
- Синхронные серийные коммуникационные интерфейсы: I2C, SPI, SSC ESSI (Enhanced Synchronous Serial Interface).
- Universal Serial Bus (USB).
- Multi Media Cards (SD cards, Compact Flash и др.).
- Сети: Ethernet, LonWorks и др.
- Шины: CAN, LIN, PROFIBUS и др.
- Таймеры: PLL, Capture/Compare and Time Processing Units.

Блоки питания

Некоторые компании все еще разрабатывают свои блоки питания. Это относится к случаям, когда требования к питанию полезной нагрузки специфические и предлагаемые на рынке питания не подходят. Так как питание – весьма ответственный модуль на борту спутника, то при разработке используются компоненты с высокой надежностью и установленной радиационной стойкостью.

Для CubeSat-платформ предлагаются коммерчески доступные блоки питания. Эти изделия обеспечивают стабилизированное напряжение 3,3 и 5,0 В. Вместе с этим у них встроены дополнительные функции, такие как защита от короткого замыкания, перенапряжения или перегрузки током, возможность подключения к телеметрии, мониторинг зарядки и состояния батареи и т.п. Статус большинства изделий выше TRL6. В табл. 7.4 приведен список производителей блоков питания для малых спутников и их изделий.

Таблица 7.4

Производитель	Изделие
Pumpkin	CubeSat Kit™ Linear EPS
Gomspace	NanoPower Modules
Innovative Solution in Space (ISIS)	Cristalspace P1U «Vasik»
Clyde Space	Vriety of systems from 1U – 6U

7.2. ПЕРСПЕКТИВЫ

Большинство систем команд и обработки данных будут следовать тенденции микроминиатюризации – встроенные системы и системы в корпусе. Предпосылками для этого являются необходимость в большом числе миссий на низких околоземных орбитах и с коротким сроком существования, а также предлагаемые многими производителями системы в корпусе и модули со встроенными аппаратными средствами (COTS-решения). Длительная работа на орбите или миссии в дальнем космосе требуют применения радиационно стойких или радиационно-толерантных компонентов.

Все больше расширяется рынок открытых платформенных решений и соответственно систем на базе Linux в качестве операционной системы.

Библиографический список к главе 7

1. **Ball Aerospace & Technologies Corp.** The user interface for command and control of embedded systems. URL: <http://cosmosrb.com/> (Accessed: 2015-10-20).
2. **Bardoux A., Penquer A., Gilard O., Ecoffet R. & Auvergne M.** Radiation effects on image sensors. In International conference on space optics. Chapman, T. (2015).
3. **Radiation tolerances.** URL: <http://www.photonics.com/EDU/Handbook.aspx?AID=41473> (Accessed: 2015-10-20).
4. **Fitzsimmons S.** Open-source software for cubesat satellites. In Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.

5. **Henkel H.** Total dose radiation tests at fram non-volatile memories. URL: <http://www.cypress.com/file/57011/download> (Accessed: 2015-10-20).
6. **Holbert K. E.** Single effect events. URL: <http://holbert.faculty.asu.edu/eee560/see.html> (Accessed: 2015-10-20).
7. **LaBel K. A., Gates M. M., Moran A. K., Marshall P. W., Barth J., Stassinopoulos E., Dale C. J.** Commercial microelectronics technologies for applications in the satellite radiation environment. In Aerospace applications conference (Vol. 1). Aspen, CO.
8. **Mauere R., Fraeman M., Martin M. & Roth D.** Harsh environments: Space radiation environment, effects, and mitigation. Johns Hopkins APL Technical Digest. Vol. 28(1).
9. **NASA Goddard Space Flight Center.** Core flight software system. URL: https://gsfctechnology.gsfc.nasa.gov/TechSheets/CFSS_Goddard_09.pdf (Accessed: 2015-10-20).
10. **NASA Goddard Space Flight Center.** GSFC Open Source Software. URL: <http://opensource.gsfc.nasa.gov/> (Accessed: 2015-10-20).
11. **Nguyen, M.** Fpga advances improve radiation mitigationfor remote-sensing satellites. COTS Journal. Vol. 17(8).
12. **Wooster P., Boswell D., Stakem P. & Cowan-Sharp J.** Open source software for small satellites. In Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.

Глава 8. ТЕЛЕКОММУНИКАЦИИ НА БОРТУ

Телекоммуникационная бортовая система является важной частью комплектации спутника. Она обеспечивает обмен данными и телеметрической информацией с Землей, получение команд с Земли, а также возможность коммуникации с другими спутниками.

Устройства приема/передачи, известные как трансмиттеры, и аналогичные устройства, но с возможностью проводить ранжирование информации по удаленности между объектами связи – между спутниками или между спутником и Землей, – транспондеры. Канал связи между спутниками иногда называется Inter Satellite Link (ISL).

Традиционно коммуникация с Землей осуществляется в частотном диапазоне от 30 МГц до 40 ГГц. IEEE (2009) определила частотные диапазоны спутникового назначения:

- ОВЧ (VHF) – от 30 до 300 МГц;
- СВЧ (UHF) – от 300 МГц до 3 ГГц;
- L-диапазон – от 1 до 2 ГГц;
- S-диапазон – от 2 до 4 ГГц;
- С-диапазон – от 4 до 8 ГГц;
- X-диапазон – от 8 до 12 ГГц;
- Ки-диапазон – от 12 до 18 ГГц;
- К-диапазон – от 18 до 27 ГГц;
- Ка-диапазон – от 27 до 40 ГГц;
- оптический диапазон (лазерная коммуникация) – от 100 до 800 ТГц.

Радиоспектр для спутниковых коммуникаций представлен графически на рис. 8.1. В последнее время считается, что более перспективными являются диапазоны от X до Ка ввиду большей частоты обмена данными. Существует, например, тенденция интенсивного использования S-диапазона в мобильной телефонии.

Мощность получаемого сигнала уменьшается с увеличением расстояния до источника излучения и поэтому большие спутники с миссиями в далеком космосе используют параболические антенны, которые можно точно установить в сторону источника сигнала.

ITU (International Telecommunication Union) radio bands:

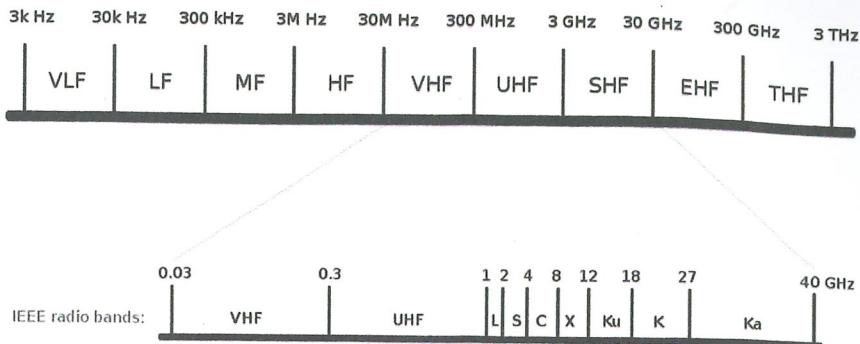


Рис. 8.1. Радиоспектр для спутниковых коммуникаций

Большие размеры таких антенн и условия их точного позиционирования не позволяют их применение на борту малых спутников. Разработчиками предлагаются альтернативные решения. Так, например, разработан надувной вариант параболической антенны.

До сих пор малые спутники (в частности, CubeSat) не работают ниже низких околоземных орбит, что позволяет использовать штыревые и патч-антенны для их коммуникации. Отсутствие необходимости в точном позиционировании для таких антенн является преимуществом для малого спутника, так как они могут предоставлять возможность связи, даже когда спутник «болтается» на орбите. Штыревые антенны (рис. 8.2) применяются в диапазонах ОВЧ и СВЧ и, кроме того, легко разворачиваются автоматически на орбите. Патч-антенны (рис. 8.3) – малогабаритные, надежные и не требуют разворачивания на орбите. Антенны такого типа для X-диапазона были установлены также на нескольких малых спутниках. Для CubeSat высокочастотные диапазоны весьма выгодны, так как из-за габаритных ограничений апертура антенн уменьшается, но ее усиление остается почти без изменений. Это очень существенно и для наземных систем. Основным недостатком при высоких частотах является их поглощение атмосферой. В Ка-диапазоне, например, водные капли ослабляют сигнал и в результате появляется необходимость увеличить мощность приема/передачи для поддержания канала связи. Это, однако, не является проблемой при коммуникации между спутниками.



Рис. 8.2. Штыревая СВЧ-антенна для спутника типа CubeSat

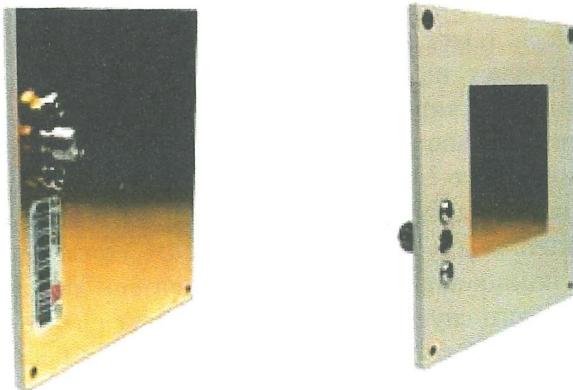


Рис. 8.3. Патч-антенна CubeSat для S-диапазона от IQ Wireless

Другое важное направление улучшения коммуникационных возможностей малых спутников – это разработка программно определяемого радио SDR (Software Defined Radio). Благодаря применению ПЛИС в его аппаратной структуре SDR получает возможность работать в различных частотных диапазонах с учетом фильтрации и модуляции сигналов без изменений (или как минимум без существенных изменений) в аппаратуре. Частотные диапазоны можно менять по командам с Земли во время полета на орбите с помощью загрузки соответствующих данных. SDR очень эффективны для



Рис. 8.4. SDR для диапазона 70 МГц...6 ГГц от GomSpace

применения на малых спутниках из-за их малых габаритов, массы и потребляемой энергии (рис. 8.4). С 2012 г. NASA проводит программу по тестированию и оптимизации SDR на МКС.

Лазерные коммуникации (lasrcom) пока апробируются на больших спутниках, таких как LADEE. Эксперименты с малыми спутниками находятся на начальном этапе.

8.1. ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ

ОВЧ- и СВЧ-диапазоны

ОВЧ и СВЧ – это основные частотные диапазоны для спутников CubeSat. Соответствующие антенны диапазонов ОВЧ и СВЧ представлены в табл. 8.1.

Таблица 8.1

Изделие	Производитель	Статус
Lithium-1	Astronautical Development	TRL9
CSK Phasing Board	Astronautical Development	TRL9
BBSDR	BitBeam	TRL8
BBUHF	BitBeam	TRL8
VUTRX	Clyde Space	TRL9

Изделие	Производитель	Статус
NanoCom AX100	GomSpace	TRL8
NanoCom ANT430	GomSpace	TRL9
NanoCom SDR	GomSpace	TRL7
P/N 17100	Haigh-Farr	TRL9
TRXUV	ISIS	TRL9
TRXVU	ISIS	TRL8
Deployable Antenna System for CubeSat	ISIS	TRL9
Cadet	L3 Communications	TRL9

Как правило, малогабаритные патч-антенны используются в диапазонах ОВЧ и СВЧ, но разработан и вариант такой разворачиваемой четырехступенчатой спиралевидной антенны (рис. 8.5), которая работает в диапазонах от СВЧ до S.

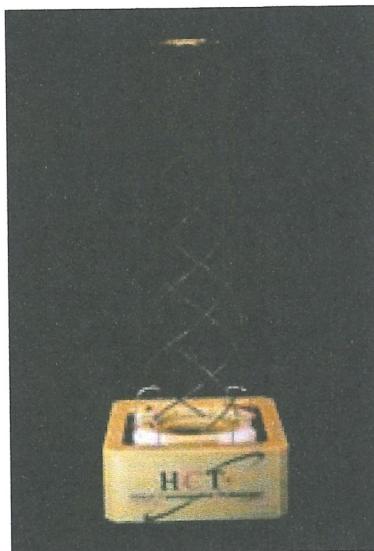


Рис. 8.5. Разворачиваемая четырехступенчатая спиралевидная антенна от Helical Communicatoin Technolgies

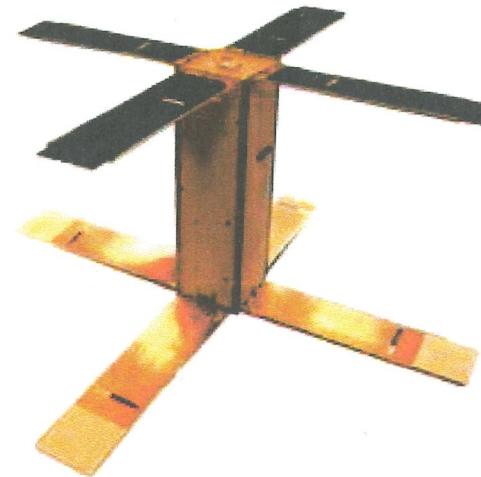


Рис. 8.6. Общий вид спутника SNaP с разворачиваемой СВЧ-кросс-дипольной антенной от Haigh-Farr

На рис. 8.6 показан общий вид спутника SNaP с разворачивающейся СВЧ-кросс-дипольной антенной от Haigh-Farr.

L-диапазон

В этом диапазоне малые спутники могут использовать все преимущества существующих коммуникационных сетей Global Star и Iridium при наличии соответствующих бортовых транспондеров для осуществления информационных обменов с Землей. Дополнительно к этому отпадает необходимость в наличии специализированного наземного оборудования.

В табл. 8.2 представлены специфические сетевые транспондеры для работы с указанными сетями.

Изделие EyeStar-D2 обеспечивает дуплексный режим связи и прошло полетные испытания, но возможности обмена большими файлами ограничены.

STX2 Simplex работает в симплексном режиме, но Zone разрабатывает транспондер для дуплексного режима.

Таблица 8.2

Изделие	Производитель	Статус
9602 SBD	Iridium Communications	TRL9
EyeStar-S2	NearSpace Launch	TRL9
EyeStar-D2	NearSpace Launch	TRL8
STX2 Simplex	Zone	TRL9

S-диапазон

В табл. 8.3 представлены изделия, работающие в S-диапазоне.

На рис. 8.7 показан трансивер для S-диапазона, который предназначен для применения на малых спутниках.

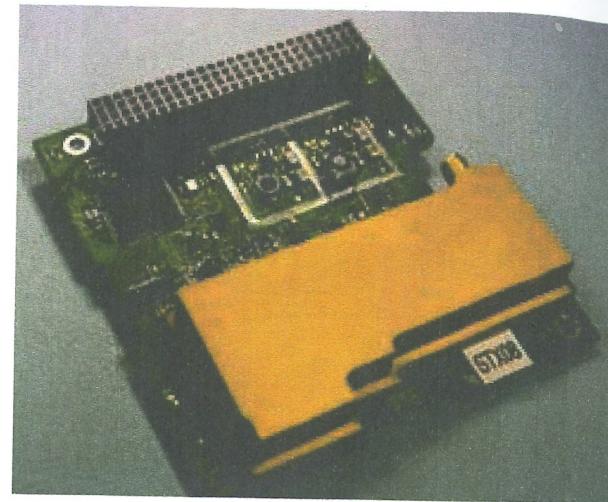
Антенны Haigh-Farr апробированы на 3U спутнике CPOD.

Следует отметить, что Nanyang Technological University (Сингапур) в миссии VELOX-1 апробировал стандартную технологию ZigBee на частоте 2,4 ГГц, чтобы демонстрировать возможность применения коммерческих коммуникационных технологий наземного базирования с малыми спутниками.

Многие компании, которые поставляли традиционно коммуникационное оборудование для больших спутников, стали предлагать изделия версии для малых спутников. Таким примером является СОМ его версии для малых спутников. Таким примером является СОМ DEV с ее трансивером для S-диапазона.

Таблица 8.3

Изделие	Производитель	Статус
Beryllium 2	Astronautical Development	TRL9
SANT	Clyde Space	TRL9
STX	Clyde Space	TRL9
P/N 3745	Haigh-Farr	TRL8
P/N 3756	Haigh-Farr	TRL8
SCR-100	Innoflight	TRL9
HISPICO	IQ Wireless	TRL9
SLINK	IQ Wireless	TRL7
TXS	ISIS	TRL8
CSR-SDR-S/S	Vulcan Wireless	TRL8

**Рис. 8.7. Трансивер CubeSat для S-диапазона от Clyde Space****X-диапазон**

Трансмиттеры в этом диапазоне уже становятся доступными для малых спутников из-за применения микроволновых монолитных интегральных схем. В табл. 8.4 представлены типовые антенны для трансмиттеров в X-диапазоне.

Антенны компании Antenna Development прошли через летные испытания в миссии ST5, и хотя спутники не были формата CubeSat, они относились к малым спутникам из-за их массы (25 кг). Эта компания предлагает и патч-антенны в X-диапазоне.

SST разработала также антенну для X-диапазона с большим коэффициентом усиления и механизмом позиционирования в этом диапазоне (рис. 8.8). Она апробирована на спутнике массой 180 кг.

Таблица 8.4

Изделие	Производитель	Статус
Evolved X-band wire antenna	Antenna Development	TRL9
Quadrifilar Helix Antenna	Antenna Development	TRL9
HDR-TM	Syrlinks	TRL9

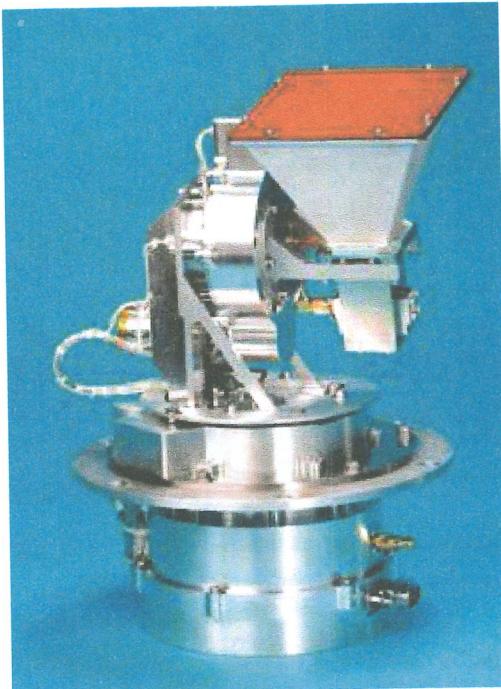


Рис. 8.8. Антenna X-диапазона с устройством позиционирования от SST

Антенну X-диапазона для малых спутников предлагает High-Farr. Она полетела во время суборбитальной миссии SOAREX-8.

JPL разработал X-диапазонный транспондер типа SDR для малых спутников с миссиями в дальнем космосе. Он предлагается Blue Canyon Technologies.

Лазерные коммуникации

Лазерные коммуникации для малых спутников интенсивно разрабатываются и тестируются. На этом фоне Aerospace Corporation запустила три спутника CubeSat (рис. 8.9) в связи с ее программами AeroCube Optical Communication and Sensor Demonstration (OCSD). Fibertek также работает над лазерной коммуникационной системой для спутников формата 6U.

Такая концепция требует создания асимметрического канала связи, для которого лазерное оборудование расположено на Земле, а модулирующий рефлектор – на спутнике (рис. 8.10).

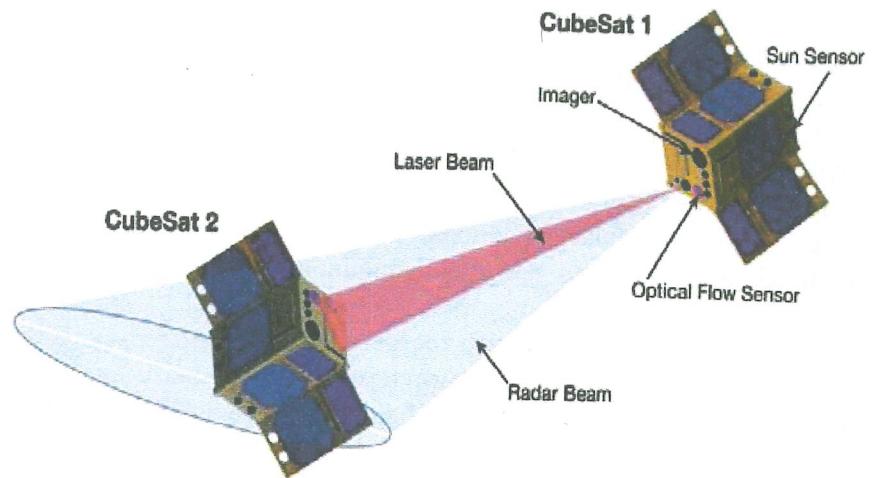


Рис. 8.9. Концепция лазерной коммуникации между двумя спутниками в программе OCSD

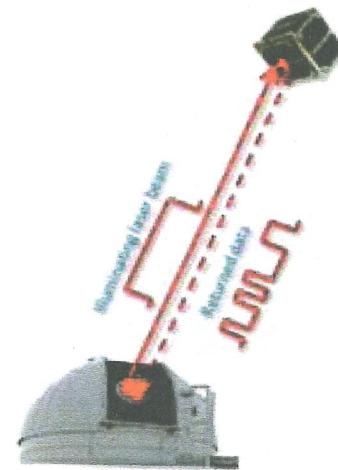


Рис. 8.10. Концепция использования лазерного оборудования земного базирования с модуляторным рефлектором на спутнике

8.2. ПЕРСПЕКТИВЫ

Коммуникация между Ку- и Ка-диапазонами

Ку-, К- и Ка-диапазоны являются типовыми для больших спутников, а точнее в коммуникациях между ними, но пока они достаточно новые для малых спутников. Ряд компаний, таких как Aquila Space, Micro Aerospace Solutions, NewSpace Systems и Tethers Unlimited, работают над коммуникационной системой для малых спутников в Ка-диапазоне.

Aquila Space уже установила тестовые Ка-трансмиттеры на двух 6U-спутниках. Общий вид трансмиттера Ка-диапазона с антенной представлен на рис. 8.11. Решение Micro Aerospace Solutions предполагает Ку/Ка-диапазонный трансивер с разворачиваемой 60-санитметровой антенной. Tethers Unlimited разработала SDR-радио SWFT-KTX для К-диапазона.

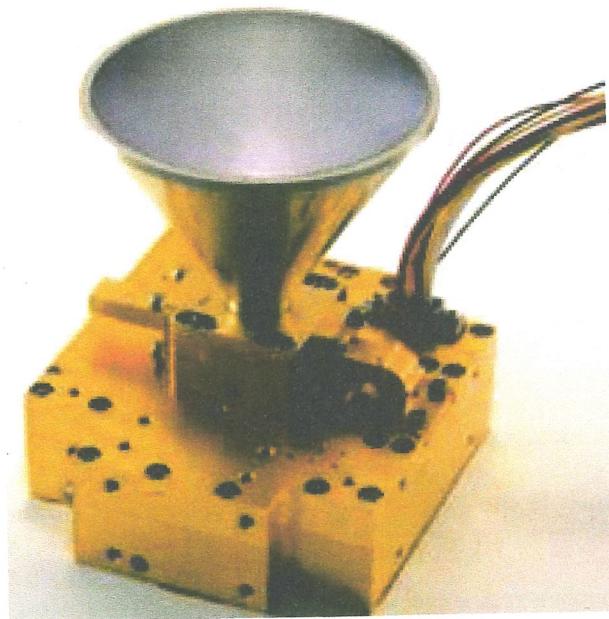


Рис. 8.11. Общий вид трансмиттера Ка-диапазона с антенной

В диапазоне более высоких частот возникают проблемы с коммуникациями с Землей. Тем не менее JPL разработала для 3U-спутников вариант системы для Ка-диапазона, в котором обратная сторона солнечных панелей используется в качестве отражателя антенны. Система предназначена для спутника Mars Cube One.

Асимметричная лазерная коммуникация

Эта технология предполагает применение лазерного оборудования на Земле и ретрорефлектор (MRR) на борту для модуляции и отражения направленного с Земли лазерного луча (см. рис. 8.10). При этом бортовое коммуникационное оборудование потребляет всего несколько ватт. Компания SPAWAR разработала эту технологию на МЭМС варианта MRR.

Прозрачные (транспарентные) антенны

В случаях, когда разворачиваемые солнечные панели неприменимы, поверхность спутника становится местом для установки фотопреобразовательных элементов. Один из способов увеличить эффективность работы фотоэлементов в этом случае – это сделать коммуникационные антенны оптически прозрачными. В университетах University of Houston и Utah State University разработаны опытные образцы таких антенн.

Коммуникация между спутниками в кластере

Поскольку миссии кластеров CubeSat становятся более автономными, то обмен информацией между спутниками кластера по поводу их взаимного расположения может осуществляться без участия Земли. Данные могут накапливаться в кластере без фрагментарных ограничений, характерных для каналов связи с Землей. Транспондеры кластера могут обеспечить функционирующий канал связи при миссии в дальнем космосе через отдельный спутник, который расположен подходящим образом относительно Земли (рис. 8.12).

Tyvak NanoSatellite Systems собирается демонстрировать обменные взаимодействия между двумя 3U-спутниками в связи с программой CubeSat Proximity Operations Demonstration (CPOD).

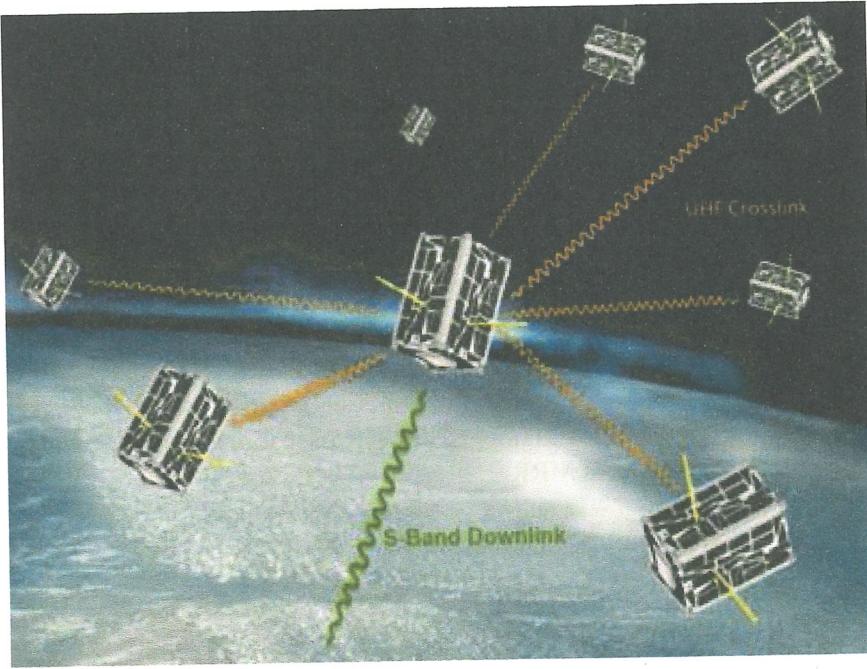


Рис. 8.12. Схема связи между спутниками в миссии EDSN (NASA)

Библиографический список к главе 8

1. Altunc S., Kegege O., Bundick S., Shaw H., Schaire S., Bussey G., O’Conor D. X-band CubeSat Communication System Demonstration. In 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
2. Babuscia A., Corbin B., Knapp M., Jensen-Clem R. & de Loo Sara Seager M. V. Inflatable antenna for cubesats: Motivation for development and antenna design. *Acta Astronautica*. Vol. 91. P. 322 – 332.
3. Boshuizen C. R., Mason J., Klupar P., & Spanhake S. (2014). Results from the planet labs flock constellation. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
4. Duncan C. B., Smith A. E. & Aguirre F. H. Iris Transponder-Communications and Navigation for DeepSpace. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
5. French South African Institute of Technology. Products. URL: <http://www.cput.ac.za/blogs/fsati/products> (Accessed: 2015-11-02).

6. Genc A., Turpin T., Yasin T. & Baktur R. Active integrated meshed patch antennas for small satellites. *Microwave and Optical Technology Letters*. Vol. 54(7). P. 1593 – 1595.
7. Hanson J., Chartres J., Sanchez H. & Oyadomari K. The EDSN Intersatellite Communications Architecture. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
8. Hatziathanasiou I. & McLaren C. Flexible S-Band TTC (Telemetry, Tracking, and Command) for Small Spacecraft in LEO. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
9. IEEE. IEEE Standard Letter Designations for Radar-Frequency Bands. IEEE Std. 521-2002 (Approved 12 September 2002, Reaffirmed 17 June 2009).
10. Johnson S. K., Reinhart R. C. & Kacpura T. J. Connect’s approach for the development of three software defined radios for space application. In 2012 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, Montana.
11. JPL Studies Missions, Tech for Future Interplanetary Cubesats. (2015). URL: <http://spacenews.com/jpl-studies-missions-and-technologies-for-future-interplanetary-cubesats> (Accessed: 2015-10-01).
12. Kneller E. W., Hyer K. L., McIntyre T., Jones D. K. & Swenson C. Cadet: A High Data Rate Software Defined Radio for SmallSat Applications. In 26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.
13. Lurie H. Modular software defined radios for space to earth communications. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
14. Lyons R., Platt D., Reeve J., Rockeberger D. & Tamir R. Enhanced small satellite communication system for remote planetary exploration. In 66th International Astronautical Congress. Jerusalem, Israel.
15. Montano R., Neveu N., Palacio S., Martinez E., Jackson D. R., Fink J. C. P. W. & Provence R. S. Development of low-profile antennas for cubesats. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
16. National Aeronautics and Space Administration. Cubesat Proximity Operations Demonstration (CPOD). URL: https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/small_spacecraft/cpod_project.html#.VhxVjrwy360 (Accessed: 2015-10-12).
17. National Aeronautics and Space Administration. Edison Demonstration of Smallsat Networks Mission: A Swarm of Advanced, Affordable, COTS-based Nanosatellites that Enable Cross-Link Communication and Multipoint Physics (NASA Facts).
18. National Aeronautics and Space Administration. NASA Laser Communication System Sets Record with Data Transmissions to and from

Moon. URL: <http://www.nasa.gov/press/2013/october/nasa-laser-communication-system-sets-record-with-data-transmissions-to-and-from/#.VfHATrwy0Yp>
(Accessed: 2015-09-10).

19. National Aeronautics and Space Administration. Integrated Solar Array and Reflectarray Antenna (ISARA) for High Bandwidth Cubesats. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/ISARA_Fact_Sheet-15Oct14.pdf (NASA Facts).

20. National Aeronautics and Space Administration. Optical Communications and Sensor Demonstration (OCSD). URL: http://www.nasa.gov/images/content/745978main_ocsd_cubesats_full.jpg (Accessed: 2015-09-11).

21. Ochoa D., Hummer K. & Ciffone M. Deployable Helical Antenna for Nano-Satellites. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.

22. Palo S., O'Connor D., DeVito E., Kohnert R., Crum G. & Altunc S. Expanding CubeSat Capabilities with a Low Cost Transceiver. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.

23. Pelton J. N. The Basics of Satellite Communications. Professional Education International, Inc.

24. Salas A. G., Stupl J. & Mason J. Modulating retro-reflectors: technology, link budgets and applications. In 63rd International Astronautical Congress. Naples, Italy.

25. Schoemaker R. & Bouwmeeste J. Evaluation of bluetooth low energy wireless internal data communication for nanosatellites. In Small Satellites Systems and Services Symposium. Porto Petro, Majorca, Spain.

26. Voss H. D., Dailey J. F., Crowley J. C., Bennett B. & White A. J. TSAT GLobalstar ELaNa-5 Extremely Low-Earth Orbit (ELEO) Satellite. In 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.

27. Wayne D., Obukhov D., Phipps A., Tran M., Book K. & Lovern M. Design and Testing of a CubeSat-Sized Retroreflector Payload. In 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.

28. Welle R. P., Janson S., Rowen D. & Rose T. Cubesat-scale laser communications. In 31st Space Symposium, Technical Track. Colorado Springs.

29. Wertz J. R., Everett D. F. & Puschell J. J. (Eds.). Space Mission Engineering: The New SMAD. Microcosm Press.

30. White B., Morgan H. & Murbach M. SOAREX-VI Re-entry Flight Test Experiment-Electronic Systems of the Slotted Compression Ramp (SCRAMP) Probe. In International Planetary Probe Workshop-IPPW-5. Bordeaux, France.

31. Xie S., Lee G. X., Low K.-S. & Gunawan E. Wireless sensor network for satellite applications: A survey and case study. Unmanned Systems, 02.

Глава 9. ИНТЕГРАЦИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА БОРТУ И ВЫВОД НА ОРБИТУ

Пять лет назад было запущено 137 малых спутников и 48 больших. Прогнозы говорят о том, что в дальнейшем число малых спутников будет значительно превышать число больших. В связи с этим важное значение для внедрения технологии малых спутников приобретают носители, технология установки спутников на них и техника развертывания на орбите.

Так как возможности традиционных носителей значительно превышают требования заказчиков, то на носителях остается много неиспользованной полезной нагрузки и рабочего объема, которыми могли бы воспользоваться малые спутники для отправления в космос. В результате сформировался большой рынок адаптеров и систем развертывания на орбите для малых спутников, которые являются попутным грузом. Эти средства обеспечивают надежное крепление спутника на носителе и механизмы для его развертывания в нужный момент. Метод попутного груза появился первым и до сих пор используется для выведения спутников на орбиту. Современные технические достижения в этой области позволяют прогнозировать, что в ближайшее время роль метода попутного груза существенно уменьшится. Экономить на запуске решили компании-интеграторы, которые оплачивают полностью старт носителя, но располагают на борту множество малых спутников, в том числе и от разных производителей.

Существует и развивается идея об использовании систем орбитального маневрирования, которые выводили бы малые спутники на орбиты. Некоторые коммерческие компании разрабатывают такие орбитальные грузовики, которые с помощью носителя будут выведены на некую рабочую орбиту, с которой своими двигателями разнесут находящиеся на борту малые спутники по соответствующим орбитам.

В будущем особое внимание будет уделяться носителям с малой полезной нагрузкой. Для миссии со специфическими орбитами, межпланетными траекториями, точной стыковкой или со специальными условиями окружающей среды, для которых метод попутного груза неприемлем, безусловно нужны такие носители.

9.1. ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ

Интеграция малого спутника на борту носителя

Как правило, заказчик носителя (первичной миссии) решает, будет ли принят попутный груз на борту и как он там будет размещен. В большинстве случаев обособленные компании-интеграторы заботятся о размещении попутного груза, и это происходит без влияния на миссию носителя, у которого свой первичный груз. Стандартные услуги интегратора включают системный тест, инженерную поддержку, подготовку аппаратуры установки и крепления спутника на борту носителя, аппаратуры для вывода спутника с борта носителя и т.п. Интеграция попутного груза во многом зависит от характеристик первичного груза носителя, миссии носителя, ограничений орбитального маневра, механических нагрузок, характеристик термального контроля и др. Ниже указаны некоторые компании-интеграторы, которые предоставляют услуги по размещению попутного груза.

ALS (Adaptive Lunch Solutions)

ALS (США) проводит интеграцию малых спутников на носителях Atlas и Delta. Интегратор стыкует первичную миссию носителя с миссией малых спутников, обеспечивает размещение попутного груза на борту, термальную изоляцию, защиту от загрязнений, вибраций, ударных нагрузок, а также подключение питания к попутному грузу и соответствующее тестирование. Интегратор разрабатывает все дополнительное оборудование для обеспечения удаления попутного груза, как и соответствующее программное обеспечение управления и контроля этих процессов.

ISIS

ISIS – это голландская компания, созданная в 2006 г. Она выпускает спутники массой от 1 до 20 кг, поставляет комплектующие для малых спутников и предоставляет услуги по запуску. В 2014 г. компания отправила на орбиту 23 малых спутника на носителе

ДНЕПР с применением своего устройства удаления с борта носителя QuadPack. Компания возглавила в 2016 г. инициативу QB50 для изучения низкой земной термосферы, в соответствии с которой было запущено 50 университетских спутников.

QinetiQ North America (QNA)

QNA (США) – это компания с большим опытом в области интеграционного менеджмента носителей, проектирования, анализа, надзора за производством, тестирования и других интеграционных деятельности. Компания участвовала в более 20 миссиях с носителем Falcon 9.

Moog CSA Engineering

Moog CSA Engineering (США) обеспечивает в течение более 30 лет коммерческих потребителей и МО США системами вибрационной изоляции, демпфирования и соответствующего контроля. Вместе с этим компания предлагает потребителям и интеграционные услуги.

NanoRacks

NanoRacks (США) основана в 2009 г. преимущественно для экспериментов, которые связаны с МКС. Она предлагает услуги по запуску с борта МКС малых спутников с 2014 г. С 2015 г. компания объединила свои усилия с Blue Origin для создания нового носителя New Shepard Suborbital Vehicle.

Spaceflight Services

Spaceflight Services (США) создана в 2010 г. и предлагает коммерческое оборудование для установки на борту и удаления с борта малых спутников по официальному прайс-листу. В своих проектах компания использует стандартизованные интерфейсы и полетные решения. Первый ее попутный груз полетел в 2013 г. С тех пор было отправлено более 200 спутников в качестве попутного груза.

Spaceflight Secondary Payload Systems (SSPS)

SSPS (ESA) предназначена для транспортировки попутных и первичных грузов на коммерческих носителях. Предлагаемое оборудование позволяет разместить на носителе до пяти спутников массой по 300 кг или множество малых спутников на каждом из пяти погружочных отсеках. Компания разрабатывает космический грузовик SHERPA, у которого своя силовая установка и возможности для проведения орбитальных маневров. С его помощью можно будет выводить попутный груз на высокие околоземные, геостационарные и интерпланетарные орбиты. Первый полет SHERPA был подготовлен в 2016 г. на носителе Falcon 9 компании Space X.

UTIAS/SFL

UTIAS/SFL – это канадская компания, предлагающая запуски малых спутников. С 2002 г. она обеспечила запуск более 10 спутников на носителях разных стран. Последние запуски были реализованы на индийском носителе PSLV и на российских ракетах РОКОТ, КОСМОС-3М, ДНЕПР и СОЮЗ. Устройство удаления с борта носителя XPOD для спутников массой до 16 кг позволяет использовать любой носитель.

TriSept Corporation

Компания занимается интеграцией более 20 лет и может установить на борту носителя практически любую нагрузку размерами от автобуса до CubeSat. Касательно малых спутников запустила в космос 74 аппарата на разные орбиты – от околоземной до геостационарной. TriSept предлагает потребителям полный цикл интеграции от планирования миссии, разработки интерфейсов и аппаратуры до выбора и аренды носителя. Полетное оборудование – тестированное и сертифицированное. TriSept – головной интегратор по программе ORS (Operational Responsive Space). По указанной программе предстоит выполнение миссии ORS-4, в которой будет выведено одновременно 30 спутников на носителе для малых спутников Super Strypi. Крепление на борту и удаление с борта носителя обеспечивает модельный ряд устройств FANTM-RiDE.

SSTL

SSTL является собственностью EDAS Astrium, выпускает и управляет малыми спутниками. В сотрудничестве с другими поставщиками интегральных услуг также предлагает запуски.

Tyvak Nano Satellite Systems

Tyvak Nano Satellite Systems предлагает услуги по запуску малых спутников массой от 1 до 100 кг. К настоящему времени компанией запущено более 120 спутников и заявлен запуск еще 40. Она проводила всю интеграцию спутника MarCO (NASA), который участвовал в интерпланетарной миссии до Марса. Компания предлагает полный цикл услуг по пуску и выводу на орбиту и использует стандартизованное оборудование для спутников формата 1U, 3U, 6U и 12U.

9.2. СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ НОСИТЕЛИ ДЛЯ МАЛЫХ СПУТНИКОВ

Специализированный носитель для малых спутников принято называть носителем для низких околоземных орбит (LEO) с полезной нагрузкой до 500 кг. Срок активного существования малых аппаратов может быть и более 15 лет. Однако до 2013 г. они не были популярными и поэтому рынок соответствующих носителей так и не развился. В этой главе рассмотрены носители, которые используются с 2000 г. и которые используются в качестве специализированных носителей для запуска малых спутников (табл. 9.1), и носители, на которых малые спутники летают в качестве попутного груза (табл. 9.2).

Pegasus

Pegasus – это система запуска с воздушным базированием, разработанная Orbital Sciences и работающая с 1962 г. (рис. 9.1). Система может доставлять на LEO-орбиту спутники с тремя ступенями и массой до 450 кг.

Таблица 9.1

Изделие	Произво- дитель	Ступени для вывода на LEO	Полезная нагрузка, кг	Количество мест	Тип запуска	Статус
Minotaur 1	Orbital ATK	4, твердо- топливные	580	>46	С Земли	TRL9
Minotaur 5	Orbital ATK	5, твердо- топливные	630	0	С Земли	TRL9
Pegasus	Orbital ATK	3, твердо- топливные	450	0	С воз- духа	TRL9
Super Strypi	Univer. of Hawaii, Sandia Lab, Aerojet	3, твердо- топливные	275...400	0	С Земли	TRL6

Таблица 9.2

Изделие	Произво- дитель	Полезная нагрузка до LEO, кг	Число попутных грузов	Тип запуска	Статус
Antares	Orbital Sciences	5000	>4	С Земли	TRL9
Ariane 5	ESA	20 000	4	С Земли	TRL9
Atlas V	United Launch Alliance	19 000	>45	С Земли	TRL9
Delta II	United Launch Alliance	3470	>11	С Земли	TRL9
Delta IV	United Launch Alliance	28 000	1	С Земли	TRL9



Рис. 9.1. Система запуска Pegasus на самолете Lockheed 011 Jet

В историческом плане с 1990 г. было осуществлено 42 миссии, из которых 36 успешных. Вариант этого носителя вывел на орбиту в 2013 г. спутник IRIS (NASA) массой 183 кг. В 2016 и 2017 гг. были проведены два запуска с малыми спутниками на борту. Первый запуск вывел восемь спутников CYGNSS массой по 20 кг, а второй спутник ICON массой 279 кг.

Minotaur

Модельный ряд Minotaur (рис. 9.2), разработанный также Orbital Sciences, более приспособлен для малых спутников в связи с меньшей массой полезного груза и более низкой ценой. Носитель участвовал в 11 миссиях со 100%-ным успехом, с его помощью были выведены на орбиту 62 спутника. Minotaur 1 был разработан на базе баллистической ракеты. С полезным грузом до 580 кг носитель может выводить на LEO-орбиту множество спутников одновременно. В 2013 г. на этой ракете было выведено 28 спутников и два попутных груза.

Самым большим представителем модельного ряда Minotaur 5 является пятиступенчатая ракета с возможностью доставки до 630 кг груза на LEO-орбиту и до 340 кг груза на транслунную траекторию. Носитель провел свой первый полет в 2013 г. и вывел спутник LADEE массой 383 кг.



Рис. 9.2. Minotaur 1

Super Strypi

Этот носитель (рис. 9.3) известен как LEONIDAS (LEO Nanosatellite Integrated Defence Autonomous System). Носитель спроектирован так, чтобы обеспечивалась стабильность на орбите, и имеет силовую установку на холодном газе для контроля высоты (вторая ступень) и для осуществления орбитальных маневров (третья ступень). Полезная нагрузка в пределах 275...400 кг на солнечно-синхронной орбите при запуске на Гавайях и в пределах 320...400 кг при запуске с восточного побережья США. В 2015 г. был зафиксирован неуспешный старт. Интеграция осуществляется с помощью адаптера NLAS (NASA Nanosatellite Launch Adapter System).



Рис. 9.3. Super Strypi на стартовой площадке

9.3. НОСИТЕЛИ, НЕСУЩИЕ ПОПУТНЫЙ ГРУЗ

Основная масса малых спутников выводится на орбиту в качестве попутного груза (см. табл. 9.2). Дата запуска и траектория полета определяются заказчиком первичной нагрузки. В некоторых случаях он требует доставить малый спутник с интеграционными адаптерами предварительно до старта носителя. Команда об удалении спутника с борта носителя подается только после выполнения миссии первичной нагрузки.

Antares

Antares (рис. 9.4) – известная еще как Taurus II на раннем этапе разработки, полетела в 2013 г. с четырьмя спутниками формата CubeSat (3 Phonesat от NASA и 1 Dove от Planet Labs). После этого были три успешных полета до МКС с полезным грузом Cygnus Cargo Vehicle. После катастрофического сбоя в 2014 г. был проведен следующий пуск в 2016 г.



Рис. 9.4. Antares

Ariane 5

Ariane 5 (рис. 9.5) – это тяжелый носитель ESA для доставки груза на LEO-орбиту и геостационарные орбиты. Можно привести множество примеров использования носителя. Спутник Amsat P3D (400 кг) был выведен на высокую эллиптическую орбиту в 2000 г. Спутник SMART-1 (375 кг) был выведен на геостационарную орбиту в 2003 г., а потом перешел на окололунную орбиту с помощью своей силовой установки. В 2009 г. были выведены два спутника SPIRALE инфракрасной системы предупреждения на эллиптическую экваториальную орбиту. Ariane 5 может нести до восьми 100-килограммовых спутников или до четырех 180-килограммовых при использовании адаптера ASAP (Ariane Structure for Auxiliary Payload).



Рис. 9.5. Ariane 5

Atlas & Delta

Компания разработала программу EELV (Evolved Expendable Launch Vehicle) специально для вывода спутников как попутные грузы на орбиту. Для этих целей был разработан адаптер ESPA (EEVL Secondary Payload Adapter). Адаптер используется NASA каждый раз, когда надо выводить попутный груз с завышенными габаритами, как, например, спутник LCROSS (Lunar Crater Oservation and Sensing Satellite).

Atlas V (рис. 9.6) может вывести от 9800 до 19 000 кг полезного груза на высоту 200 км (LEO-орбиту) с наклонением 28,7° в зависимости от конфигурации. Начиная с 2002 г. носитель вывел успешно более 30 спутников в качестве вторичной нагрузки.



Рис. 9.6. Atlas V

Delta II (рис. 9.7) выводит от 1870 до 2470 кг полезного груза на LEO-орбиту в зависимости от конфигурации. В 2000 г. носителем выведен 6-килограммовый спутник Munin (Швеция), в 2003 г. – 64-килограммовый спутник ChipSat (NASA) и 28-килограммовый спутник XSS 10 (МО США). В 2011 г., после 10-летнего перерыва, было выведено пять спутников CubeSat по программе ELANA (NASA). Вариант Delta IV может вывести от 9200 до 28 000 кг полезного груза на высоту 200 км (LEO-орбиту) с наклонением 28,7° в зависимости от конфигурации. Этот носитель вывел 70-килограммовый спутник ANGELS (МО США) в 2014 г. Вариант Delta IV Heavy является самым мощным представителем модельного ряда и может вывести на LEO-орбиту до 29 000 кг груза. В 2004 г. на этом носителе были выведены два спутника Nanosat-2 по 23 кг каждый.



Рис. 9.7. Delta II

ДНЕПР

ДНЕПР (Россия) полетела впервые в 1999 г. С того момента были проведены 20 успешных пусков. Базовый вариант носителя позволяет вывести 3600 кг груза на высоту 200 км (LEO-орбиту) с наклонением 50,6° или 2300 кг груза на солнечно-синхронную орбиту с наклонением 98,0°. Носитель используется интенсивно для вывода попутных грузов с момента первого запуска. До настоящего момента было выведено более 200 малых спутников (200 кг и меньше). В 2007 г. на этом носителе было выведено 14 малых спутников (13 по 35 кг и 1 массой 165 кг). В 2013 г. на нем вывели 32 малых спутника, в том числе 23 CubeSat, а в 2014 г. – 37 спутников (36 из которых были массой меньше 185 кг). Этот запуск является рекордом по числу одновременно выведенных малых спутников.

Falcon 9

Модельный ряд Falcon выпускается компанией Space X. Falcon 9 (рис. 9.8) – очень популярный в качестве носителя для запуска малых спутников. Это двухступенчатый носитель с возможностью вывода более 13 000 кг груза на LEO-орбиты. Space X заключила контракт с NASA на предмет транспортных поставок до МКС и при этом запланировала вывод попутного груза. Все 19 стартов были успешными. Тем не менее Space X не проявляет активность по выводу попутных грузов. Только при втором старте (в 2010 г.) вместе с первичным грузом Dragon было выведено восемь спутников формата CubeSat. Тем не менее на модуле Dragon на МКС было доставлено множество спутников CubeSat в целях их запуска с борта МКС.

H-II A/B

H-II A/B – это два японских носителя. H-II A (рис. 9.9) с 2001 до 2016 гг. осуществила двадцать успешных стартов. H-II B стартовала впервые в 2009 г. и реализовала с того момента пять успешных стартов. H-II A может выводить на LEO-орбиту до 15 000 кг груза, а H-II B – до 16 500 кг. H-II A вывела на орбиту 25 спутников (из них семь CubeSat). В период 2012 – 2015 гг. H-II B вывела 14 спутников, в том числе и модуль Kibo для МКС.

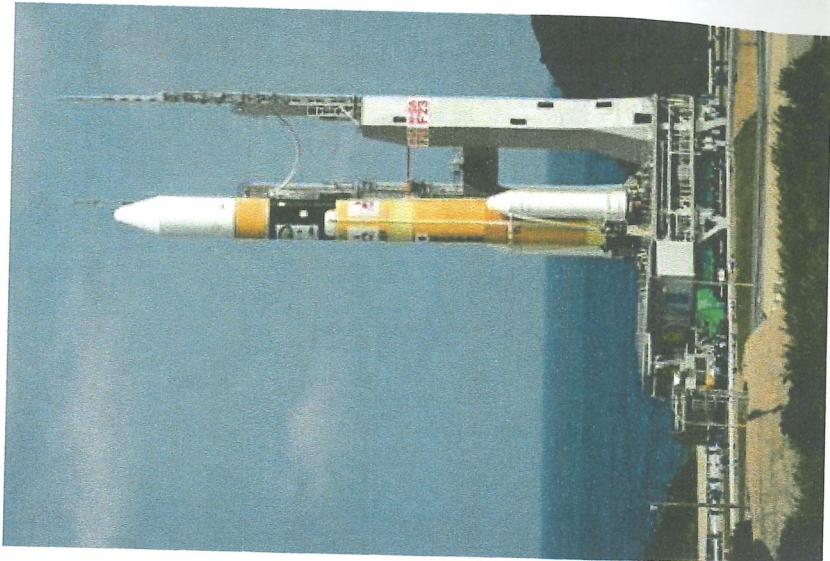


Рис. 9.9. H-II A

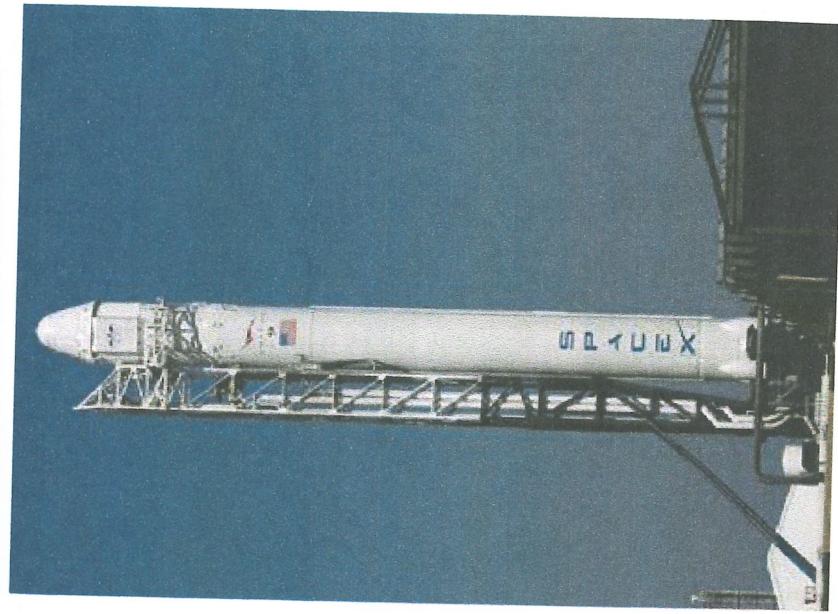


Рис. 9.8. Falcon 9



Рис. 9.10. Long March

Long March

Модельный ряд Long March (Китай) не участвует активно при выводе попутного груза (рис. 9.10), но тем не менее Long March 6 в 2015 г. вывел на орбиту 20 малых спутников массой от 1,5 до 130 кг.

Minotaur-C

Первый пуск носителя (рис. 9.11) был в 1994 г. и с того момента до 2004 г. было произведено шесть успешных и три неуспешных пусков. Один из неуспешных пусков был со спутником формата 1U на борту носителя.

PSLV

PSLV – это индийский носитель с более 30 пусками (28 успешные) с 1993 г. (рис. 9.12). До настоящего времени на этом носителе выведено более 35 малых спутников на разные орбиты в качестве попутного груза.

Рокот

Рокот – это российский носитель, который может вывести 1950 кг груза на высоту 200 км (LEO-орбиту) с наклонением 63,0° (рис. 9.13). Первый запуск был в 1994 г. С того момента было осуществлено

25 запусков (три полностью или частично неуспешные). В 2003 г. на носителе было выведено шесть CubeSat и два малых спутника массой 65 кг каждый.

Союз

Союз – это российский носитель с множеством успешных запусков с 1966 г., который на сегодня является единственным транспортным средством для экипажей МКС (рис. 9.14). После снятия с программы Союз-У в 2015 г. остались в эксплуатации только две модели Союз-ФГ и Союз-2. С первого старта в 2001 г. Союз-ФГ, который предназначен для полетов с экипажами, всего один раз в 2012 г. вывел на орбиту попутный груз. Союз-2 вывел на орбиту более 20 попутных грузов.



Рис. 9.11. Minotaur-C



Рис. 9.12. PSLV



Рис. 9.14. Coros 3

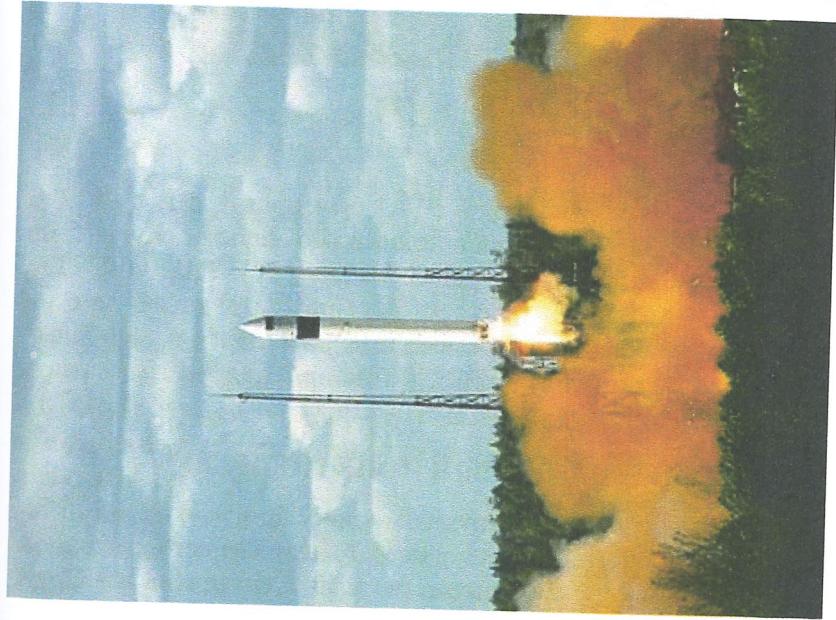


Рис. 9.13. Рокот



Рис. 9.15. Vega

Vega

Первый пуск Vega (носитель ESA) был произведен в 2012 г. с полигона во Французской Гвиане с восемью малыми спутниками на борту (ALMASat 1, e-est@r, Goliat, MaSat-1, PW-Sat, ROUSTA, Unicubesat-GG, XaTcјbeo) (рис. 9.15). При следующей миссии в 2013 г. были выведены один CubeSat (ESTCUBE-1) и два малых спутника Vnredsat 1 и Proba V. В 2017 г. на носителе вывели девять спутников Skybox Imaging.

9.4. ОБОСОБЛЕННЫЙ ПОПУТНЫЙ ГРУЗ

Обособленный попутный груз – это миссия, для которой интегратор закупает полностью запуск у оператора, после чего контрактует, декларирует и размещает множество малых спутников на борту,

выполняющих миссию при полном отсутствии другого первичного груза. Это позволяет избавиться от ограничений, которые связаны с размещением вторичного груза и с особенностями основной миссии. До настоящего момента две компании объявили о контрактах с обособленным попутным грузом, но есть уверенность, что последуют и другие подобные миссии.

Spaceflight Services

В 2017 г. компания наняла у Space X носитель Falcon 9 для своей миссии Sun Synch Express 2017 на солнечно-синхронной орбите. В миссии объявлено участие более 20 спутников формата 3U и один малый спутник массой 575 кг.

TriSept corporation

Первая обособленная миссия sRS-1 была запланирована в 2017 г. Для интеграции груза компания использовала свою систему FANTM-RIDE.

9.5. ОРБИТАЛЬНОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ

Одним из главных недостатков вывода в качестве вторичного груза (даже и при обособленных попутных грузах) является невозможность непосредственного выхода на заданную орбиту. Первичный груз всегда определяет изначально траекторию. С помощью орбитальных грузовиков этот недостаток можно избежать за счет их возможностей проводить орбитальное маневрирование.

SHERPA

SHERPA (Shuttle Expandable Rocket for Payload Augmentation) – это автономный орбитальный грузовик, который может проводить маневры с грузом до 1500 кг (рис. 9.16). Система предлагает пять транспортных портов с диаметром 61 см и возможностью расположения груза до 300 кг.

Крепление груза обеспечивается устройством ESPA компании Moog CSA Engineering, а удаление с борта реализуется с помощью QuadPack CubeSat Deployer компании Innovative Solution in Space,

а для разделения бесконтейнерного груза используется Light Band компании Planetary Systems Corporation. Модуль обработки команд и данных разработан Andrews Space.

Первая миссия в 2016 г. вывела на солнечно-синхронную орбиту 89 спутников с общей массой 1200 кг на борту Falcon 9.

Будущие варианты системы разрабатываются в целях обеспечения маневрирования на LEO-орбитах с переходом на геостационарную и транслунную орбиту. Для этого в SHERPA предусмотрено наличие силовой установки, солнечные панели и система навигации. Для реализации орбитальных маневров предусмотрена силовая установка изменения вектора скорости в рамках 2200 м/с. Солнечные панели могут обеспечить каждому из пяти грузовых портов энергетическую мощность 50 Вт.

9.6. СУБОРБИТАЛЬНЫЕ ПОЛЕТЫ

Существуют некоторые миссии, в которых предусмотрены короткие суборбитальные полеты или в которых необходимо восстановить нарушенный ход эксперимента из-за воздействия окружающей среды.

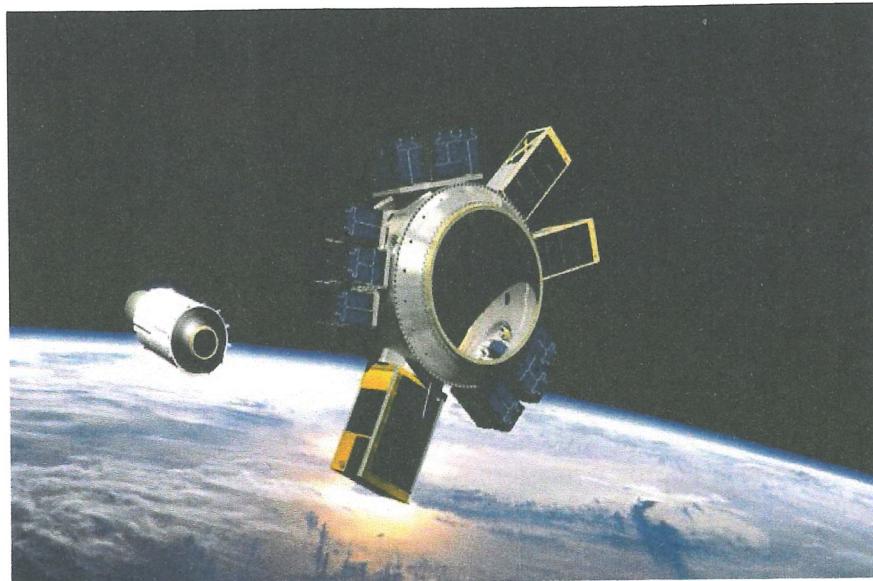


Рис. 9.16. SHERPA

NanoRacks Internal Payloads

NanoRacks Internal Payloads предлагает возможность суборбитального полета для спутников CubeSat с борта МКС. Компания провела множество экспериментов по микрогравитации, такие как NanoHubs, NanoRacks Platform-3 (рис. 9.17), NanoRacks Centrifuge, NanoRacks Microscope, NanoRacks MixStix.

NanoRacks External Platform (NREP)

С помощью NREP можно установить до четырех спутников формата 4U на внешней поверхности МКС с непосредственным выходом в открытый космос для стандартных миссий длительностью 15 недель. Так как система подключена к МКС, то обеспечен доступ к питанию и данным станции, сервисное обслуживание и гарантированное возвращение груза. NREP (рис. 9.18) была отправлена на МКС в 2015 г. и начала выполнять плановые задания в 2016 г.

Terrestrial Return Vehicle (TRV)

TRV – это коммерческая услуга, предлагаемая Intuitive Machines и NASA для возвращения грузов с МКС на Землю (рис. 9.19).

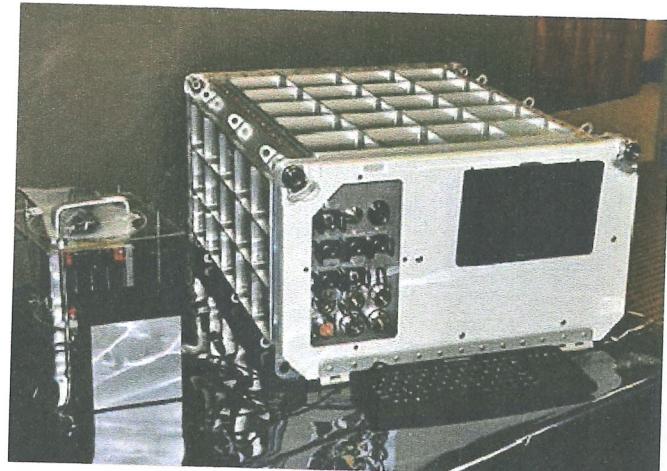


Рис. 9.17. NanoRacks Platform-3

На МКС TRV хранится в обитаемом отсеке станции. После ее загрузки она удаляется с борта с помощью японского модуля JEM (Japanese Experiment Module) и осуществляет контролируемый полет до Земли. Первый такой полет был реализован в 2016 г.



Рис. 9.18. NanoRacks External Platform



Рис. 9.19. Terrestrial Return Vehicle

9.7. АДАПТЕРЫ ДЛЯ КРЕПЛЕНИЯ МИКРОСПУТНИКОВ НА БОРТУ

Так как формат CubeSat достаточно распространенный для спутников массой до 10 кг, то разработаны соответствующие стандартизованные адAPTERы для их крепления на борту. В табл. 9.3 представлен перечень самых распространенных адAPTERов.

P-POD

P-POD – это прямоугольный алюминиевый контейнер с пространством для размещения с размерами 100×100×340 мм, в котором можно установить три спутника формата 1U, один спутник формата 3U или любую комбинацию спутников смежных габаритов (рис. 9.20).

Таблица 9.3

Изделие	Производитель	Статус
P-POD	Spaceflight	TRL9
T-POD	Univer. of Tokio	TRL9
X-POD	UTIAS Space Flight Lab	NRL9
ISIPOD	ISIS	TRL9
J-SSOD	JAXA	TRL9
Rocket POD	Ecliptic Enterprises	
NLAS	NASA ARC	TRL9
NPSCul	Naval Postgraduate School	TRL9
Canisterized Satellite Dispenser (CSD)	Planetary Systems Corporation	-
AFT Bulkhead Carrier	United Launch Alliance	TRL9
C-adapter	United Launch Alliance	TRL9

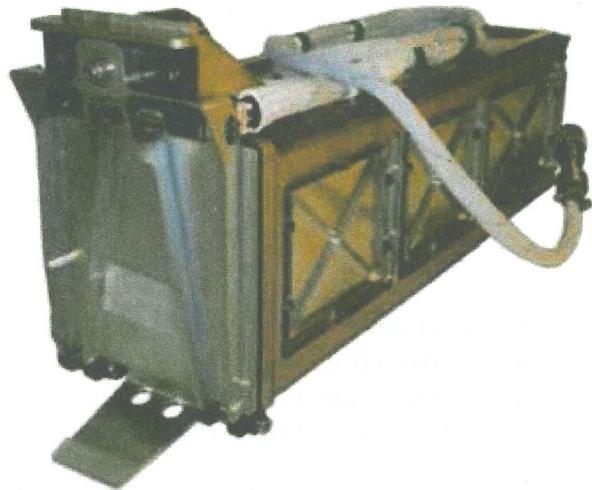


Рис. 9.20. P-POD

Контейнер выполняет роль фарадеевой клетки, так что полезный груз защищен от вредных электромагнитных воздействий. Удаление обеспечивается выталкивающей платформой под воздействием выталкивающих пружин. Основная выталкивающая пружина расположена по направлению к центральной оси P-POD. Если хотя бы один спутник установлен, то с помощью плунжеров, расположенных между спутниками, обеспечивается начальное разделение отдельных грузов. Внутри контейнер обставлен специальным материалом для смягчения ударных нагрузок. Как правило, P-POD присоединяется не к носителю, а к интерфейсу более крупных вторичных грузов на нем. P-POD летал безотказно на Atlas V, Delta II, Taurus XL, Minotaur 1 и IV, Falcon 1 и 9, Vega, ДНЕПРЕ и РОКОТЕ с сотнями малых спутников.

NanoRacks CubeSat Deployer (NRCSD)

NRCSD – эта система работает на японском модуле JEM и выводит в космос спутники формата CubeSat (рис. 9.21). NRCSD оформлен как контейнер из анодизированного алюминия. Спутники устанавливаются с помощью плунжеров с задней поверхности контейнера, а удаляются с передней стороны.

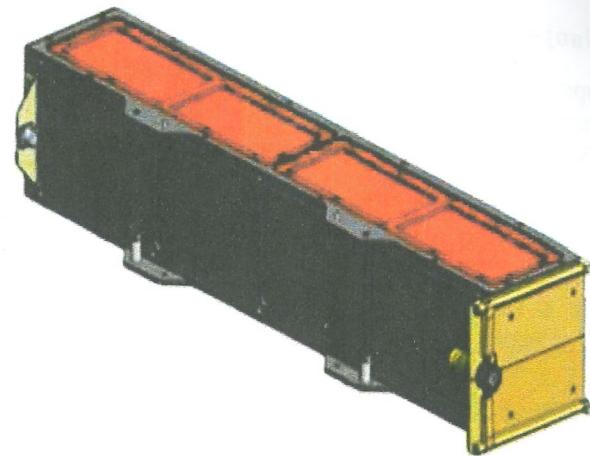


Рис. 9.21. NanoRacks CubeSat Deployer

Canisterized Satellite Dispencer (CSD)

CSD – это адаптер для небольших вторичных и третичных грузов (рис. 9.22). Он обслуживает спутники формата 3U, 6U, 12U и 27U массой в пределах 1...30 кг.

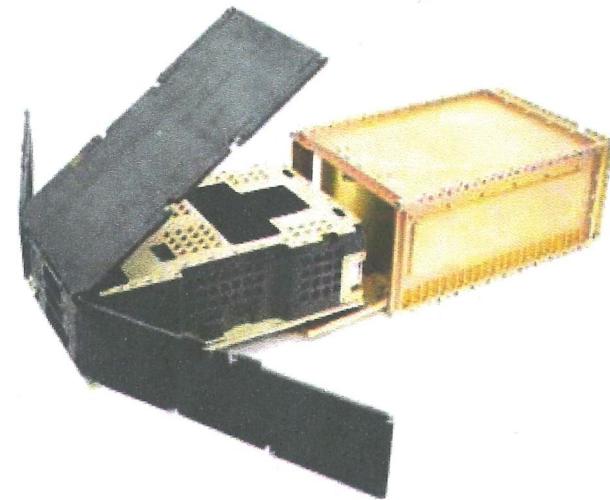


Рис. 9.22. Canisterized Satellite Dispencer

Nanjsatellite Launch Adapter System (NLAS)

NLAS предоставляет возможность установки и вывода спутников формата 1U, 1.5U, 2U, 3U, 6U с общей массой до 14 кг (рис. 9.23). Устройство позволяет наращивание числа выводимых спутников с помощью стыковки нескольких NLAS.

Cubestack

Cubestack компании Moog CSA Engineering позволяет поместить и вывести восемь спутников формата 3U, четыре 6U или комбинации между ними (рис. 9.24). Устройство совместимо с Minotaur, Athena, Taurus, Pegasus и Falcon.

ESPA Six-U Mount (SUM)

SUM компании Moog CSA Engineering предназначен для двух спутников формата 3U или одного 6U (рис. 9.25). Адаптер ESPA позволяет подключить до шести SUM-устройств.

FANTM-RiDE

FANTM-RiDE разработан TriSept Corporation. Устройство удаляет спутники формата 3U и 6U с адаптеров, у которых габариты в рамках 610×610×710 мм (рис. 9.26).

Rail-POD

Rail-POD компании Tuyak удаляет с борта спутники небольшой массы формата 1U, 3U и 6U (рис. 9.27). Устройство предназначено для малых носителей с ограничениями по массе и нагрузке.

RocketPod

RocketPod предназначен для установки CubeSat (в качестве вторичного груза) на внешней поверхности носителя. Устройство может быть расположено и внутри носителя с помощью адаптеров типа ESPA и CAP. Выброс активируется пружинами, как в случае с P-POD.

J-SSOD

J-SSOD – первое устройство, предназначенное для работы на МКС. Устройство помещает до шести спутников формата 1U в пространстве с габаритами 550×550×350 мм. Система может вывести и спутник формата 6U. Первое применение модуля было осуществлено в 2012 г. Были отправлены в космос спутники RAIKO, FITSAT-1, WE WISH, Nanoracks CubeSat-1/F1 и TechEdSat.

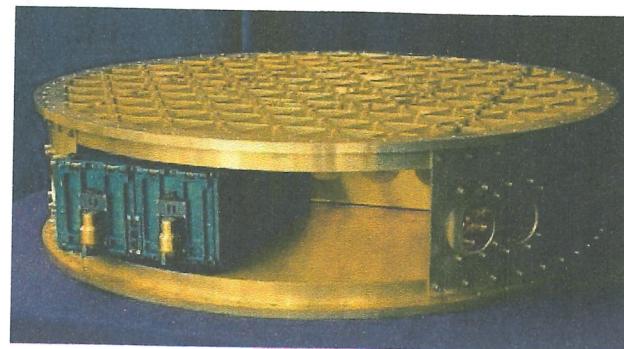


Рис. 9.23. NLAS



Рис. 9.24. Cubestack



Рис. 9.25. ESPA Six-U Mount

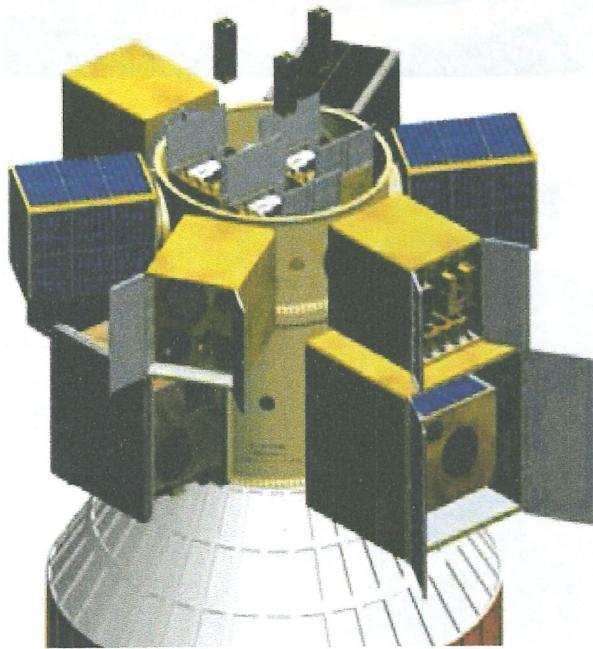


Рис. 9.26. FANTM-RiDE



Рис. 9.27. Rail-POD

NPSCuL

NPSCuL – это адаптер, к которому можно подключить несколько устройств P-POD или одно ESPA (рис. 9.28). Есть два варианта этого адаптера – стандартный и легкий. Стандартный адаптер имеет десять слотов 3U или один 5U. Также можно соединить два слота 3U для организации одного слота 6U. Легкий адаптер располагает восемью слотами, которые можно аранжировать для форматов 3U и 6U.

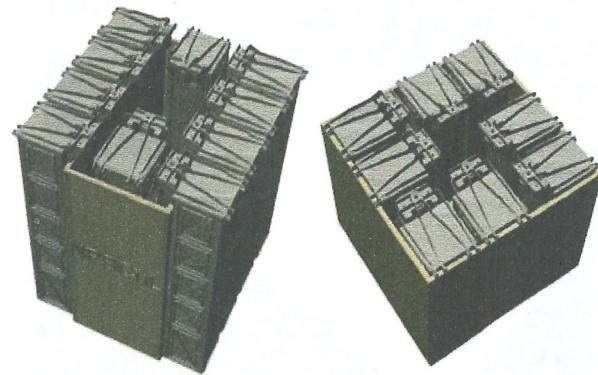


Рис. 9.28. NPSCuL и NPSCuL-Lite

ISIPOD

ISIPOD компании ISIS – это адаптер с посадочными местами формата 1U, 2U и 3U (рис. 9.29).

XPOD

XPOD работает со спутниками формата 1U, 2U, 3U (рис. 9.30). Первый раз устройство полетело в 2008 г. на носителе PSLV.



Рис. 9.29. ISIPOD

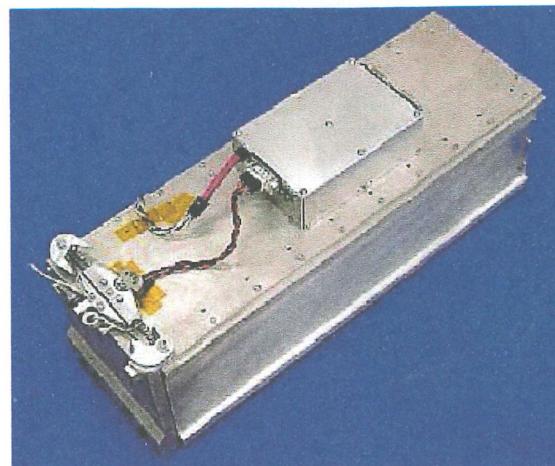


Рис. 9.30. XPOD

9.8. АДАПТЕРЫ ДЛЯ МАЛЫХ СПУТНИКОВ НЕСТАНДАРТНОГО ФОРМАТА

EELV Secondary Payload Adapter (ESPA)

ESPA – это адаптер для больших носителей, который позволяет установить до шести малых спутников на борту носителя с массой до 381 кг каждый (рис. 9.31). Диаметр установочного порта составляет 615 мм. Первое применение адаптера произошло в 2007 г. во время миссии STP-1. После этого адаптер был использован в миссиях LRO/LCROSS (2009 г.), OG2 Constellation 1 и AFSPC-4 (2014 г.), OG2 Constellation-2 (2015 г.). ESPA Grande является версией порта с диаметром установочного порта 1320 мм (рис. 9.32). Адаптер может нести до четырех спутников массой 181 кг каждый.

AFT Bulkhead Carrier (ABC)

При реконструкции верхней ступени Atlas V Centaur было убрано несколько резервуаров и высвобождено пространство с габаритами 508×508×762 мм. Компания OSL предложила использовать это пространство для установки вторичного груза. Такое решение имеет преимущества, как, например, полная удаленность вторичного от первичного груза и соответственно отсутствие электромагнитного воздействия и загрязнения со стороны первичной нагрузки. Адаптер позволяет установить спутник массой до 80 кг, используя при этом платформу и крепления снятых резервуаров. ABC полетел в первый раз в 2010 г. (рис. 9.33). Он может нести до 20 CubeSat.

C-Adaptor Platform (CAP)

CAP – это платформа-консоль, которая может нести до 45 кг груза в рабочем объеме с габаритами 230×310×330 мм (рис. 9.34). Платформа совместима с носителями Atlas V и Delta IV. Возможно компоновать четыре платформы CAP для увеличения грузоподъемности до 90 кг. Первое применение в 2010 г.

AQUILA

AQUILA компании Adaptive Launch Systems обслуживает первичные нагрузки до 6350 кг (рис. 9.35). Совместима с Atlas V и Delta IV.



Рис. 9.31. ESPA

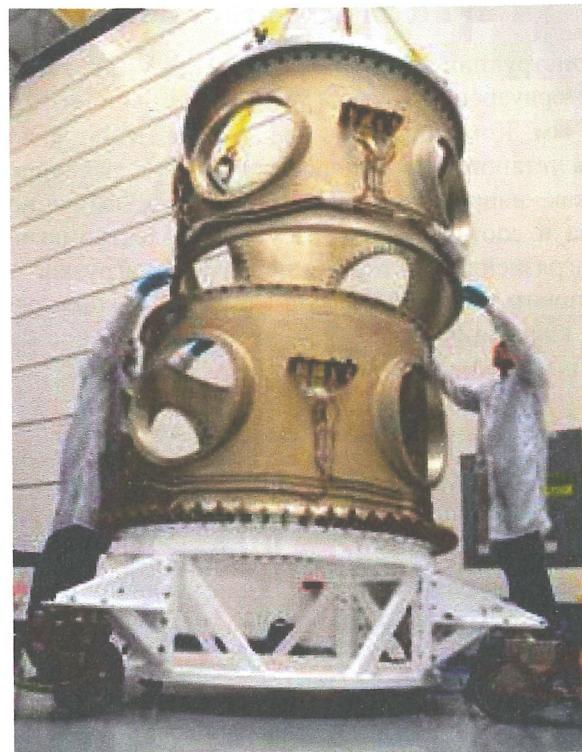


Рис. 9.32. ESPA Grande

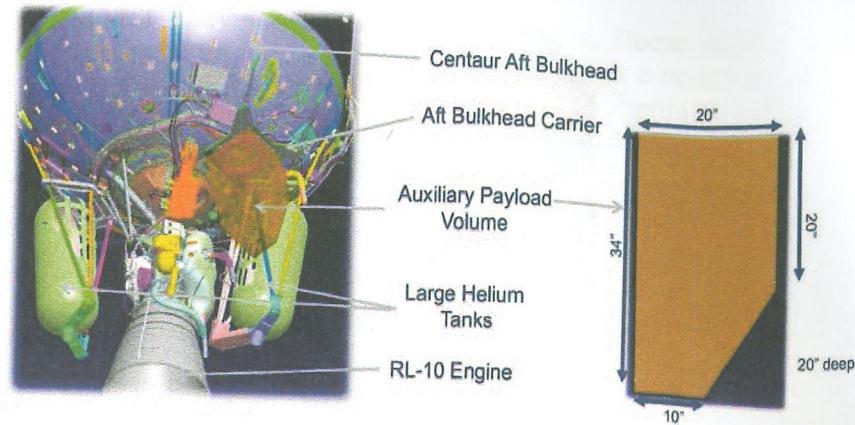


Рис. 9.33 ABC

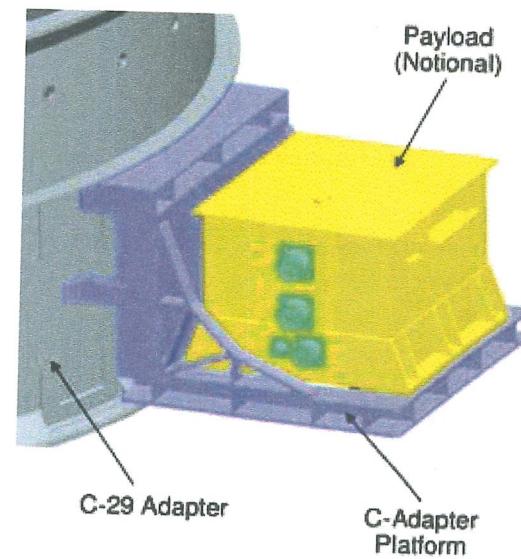


Рис. 9.34. CAP



Рис. 9.35. AQUILA

9.9. ПЕРСПЕКТИВЫ

Интеграционные услуги

AU Launch Services

Компания создана в 2015 г. в Австралии с целью быть посредником между производителями малых спутников и зарубежными операторами запуска носителей.

9.10. СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ НОСИТЕЛИ ДЛЯ МАЛЫХ СПУТНИКОВ

Austral Launch Vehicle-2 (ALV)

ALV – это модельный ряд носителей с повторным использованием (рис. 9.36 и 9.37). Проект разрабатывается с 2011 г. Модельный ряд состоит из четырех дешевых коммерческих носителей – от ALV-0

до ALV-3. Предусмотрен вертикальный пуск. После вывода груза носитель выбрасывает и разворачивает крылья и с помощью двигателя на носовой части отправляется к месту старта как большой беспилотник.

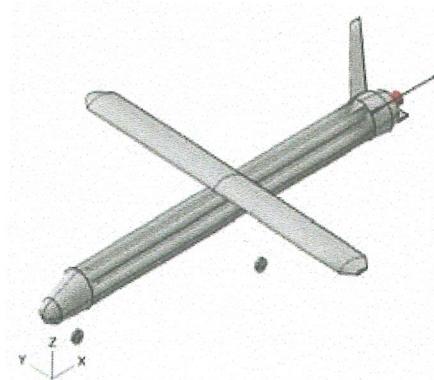


Рис. 9.36. Austral Launch Vehicle

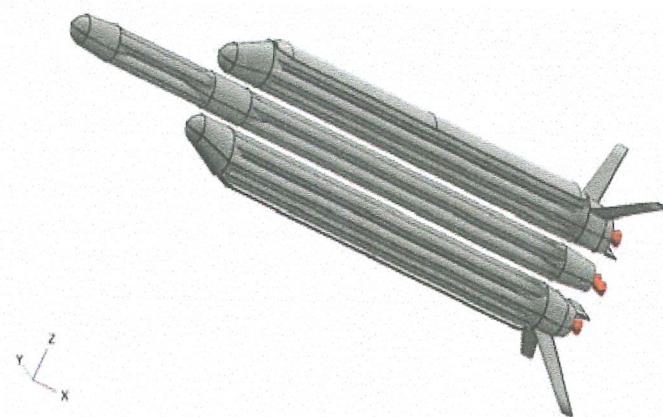


Рис. 9.37. Austral Launch Vehicle-2

Проект ALV-2 представляет собой модульную конструкцию с возможностью комбинировать несколько ступеней и силовых установок. При этом можно выводить один спутник формата 3U (один двигатель) и 27U (шесть двигателей). Тестовый полет ALV-0 был проведен в 2015 г. Компания также разрабатывает ракетный двигатель LOX/Methane. Первый запуск двигателя произошел в 2016 г.

Aurora-S

Aurora – это модельный ряд носителей компании Conspire Technology (2013 г.) – Aurora S, Aurora X и Aurora Air. Aurora S – это носитель с двумя ступенями. Запланировано достигать гиперзвуковую скорость уже на высоте 30 км без применения окислителя. Полетные испытания будут проведены в 2022 г. Компания будет предлагать услуги запуска в пределах 4 миллионов долларов, начиная с 2025 г.

Bloostar

Bloostar – это носитель, который использует воздушный шар с гелием в качестве первой ступени (рис. 9.38). Шар будет запущен с борта корабля и поднимет носитель до высоты 20 км, после чего включается его силовая установка. Носитель выводит 75 кг груза на полярную орбиту на высоту до 600 км. В качестве топлива применяется кислород. Первая ступень будет поднимать систему до высоты 250 км с инерциальной скоростью 3,7 км/с. После запуска второй ступени скорость увеличится до 5,4 км/с и носитель достигнет высоты 530 км. Третья ступень будет задействована минимум дважды для позиционирования на нужной орбите. В 2016 г. при тестовом полете был выведен первый малый спутник.

CubeCab

CubeCab – это новая компания, планы которой связаны с разработкой носителя для спутников формата 1U и 3U. Носителем будет пристроенный самолет F-104. Первый запуск запланирован в 2020 г.

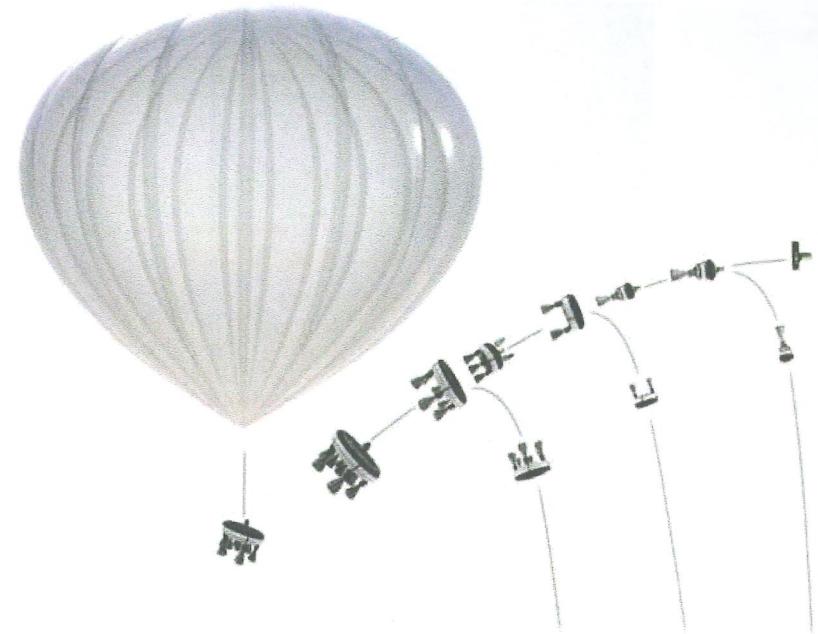


Рис. 9.38. Bloostar



Рис. 9.39. DNLV

Dedicated Nano Launch Vehicle (DNLV)

DNLV компании Independence-X Aerospace (Малайзия) выводит на солнечно-синхронную орбиту 100 кг груза на высоту 500 км (рис. 9.39). Первый пуск запланирован в 2020 г.

Demi-Sprite

Demi-Sprite компании Scorpius Launch Company – самая малогабаритная модель модельного ряда (рис. 9.40). Выводит груз до 160 кг на LEO-орбиту.

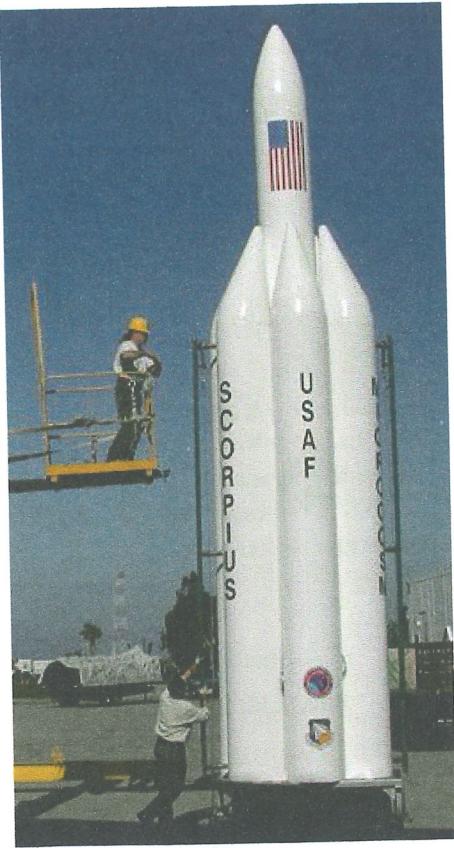


Рис. 9.40. Demi-Sprite

Состоит из основного тела и шести топливных модулей вокруг него. Простота конструкции обеспечивается отсутствием турбокомпрессоров для создания давления топлива. Движущие части носителя – это только вентили и стабилизирующие платформы.

DreamChaser

DreamChaser компании Siera Nevada Corporation предназначена для транспортировки как грузов, так и экипажей на LEO-орбиту (рис. 9.41). Тестовый полет был проведен в 2017 г.



Рис. 9.41. DreamChaser

Electron

Носитель Electron компании Rocket Lab (Новая Зеландия) – это двухступенчатая ракета на двигателях LOX/RP-1 с турбореактивным двигателем (рис. 9.42). Насосами являются электродвигатели, которые питаются батареями. Система поднимает 150 кг груза на солнечно-синхронную орбиту с наклонением 45...98° и высоту 500 км. Первый старт состоялся в 2017 г.

Firefly Alpha

Firefly Alpha компании Firefly Space Systems (США) предназначена для вывода 400 кг груза на LEO-орбиту или 200 кг на солнечно-синхронную орбиту (рис. 9.43). Первый полет состоялся в 2018 г. Запланировано еще двенадцать.

GOLauncher 2

GOLauncher 2 – это двухступенчатая ракета с топливом LOX/RP-1 (рис. 9.44). Система выводит 45 кг груза на LEO-орбиту с наклонением 0...98,7°. Система использует для старта коммерческий самолет Gulfstream.

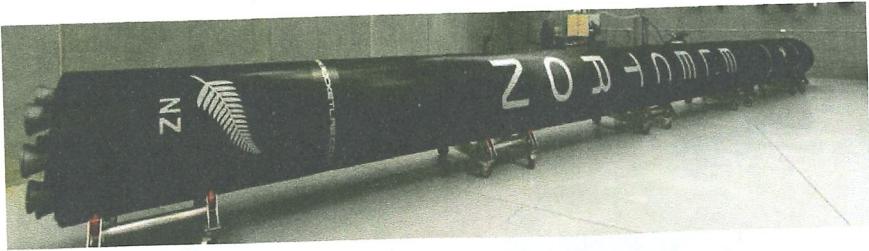


Рис. 9.42. Electron



Рис. 9.43. Firefly Alpha



Рис. 9.44. GOLauncher 2

Haas 2C

Haas 2C компании Arca Space Corporation (Румыния) – двухступенчатая ракета на кислороде и керосине (рис. 9.45). Первый старт состоялся в 2016 г.

LauncherOne

LauncherOne компании Virgin Galactics выводит 400 кг груза на LEO-орбиту или 200 кг на солнечно-синхронную орбиту (рис. 9.46). Система стартует с Boeing 747 и дальше запускает свои силовые установки. Тестовый полет прошел в 2017 г.



Рис. 9.45. Haas 2C

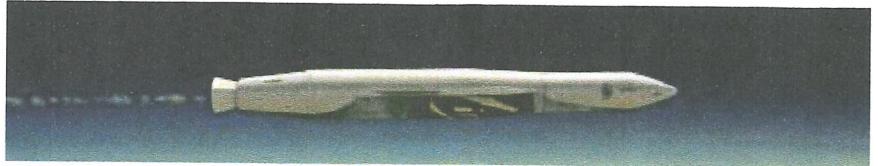


Рис. 9.46. LauncherOne

Lynx Mark III

Модельный ряд Lynx компании XCOR Aerospace является пилотируемым аппаратом с горизонтальным взлетом и посадкой. Lynx Mark III – это версия системы, которая снабжена платформой для вывода малых спутников массой 10...15 кг на круговую орбиту с наклонением 28° и высоту 400 км (рис. 9.47). Прототип Lynx Mark I был протестирован в 2016 г.

Microwave Energy Transmission to Earth Orbit Rocket (METEOR)

METEOR компании Escape Dynamics – это орбитальный космоплан для работы на LEO-орбите (рис. 9.48). Его силовая установка использует лучевую микроволновую энергию. Микроволновая энергия направляется на теплообменник, который соединен водородной ячейкой.

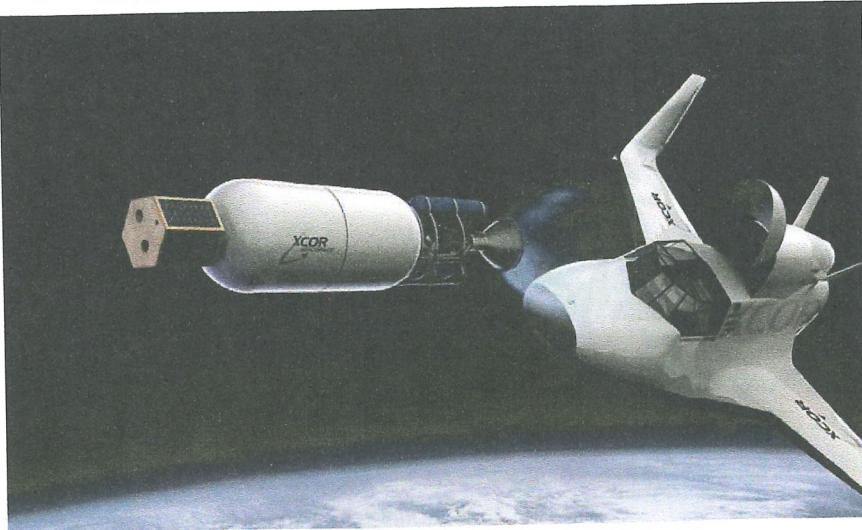


Рис. 9.47. Lynx Mark III

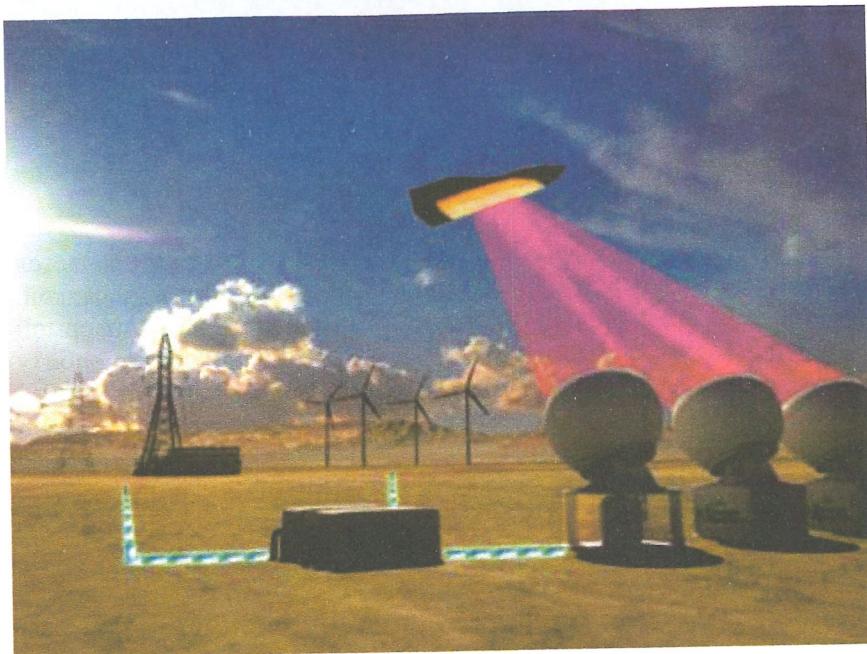


Рис. 9.48. METEOR

Разогретый водород с помощью турбокомпрессора выходит под давлением из сопла. Длительность тягового импульса составляет 750 с. Космоплан может вывести на орбиту 200 кг груза. Тестовый полет намечен на 2020 г.

Microsat Launch Vehicle 9 (VLM-1)

Это совместная разработка бразильского и немецкого космических агентств. VLM-1 выводит 150 кг груза на экваториальную и полярную орбиту. Это трехступенчатая твердотопливная ракета.

M-OV

M-OV компании MISHAAL Aerospace Corporation – это носитель, разработанный в 2010 г. (рис. 9.49). Носитель, который способен доставить груз от 363 до 454 кг на LEO-орбиту.

Nanosat Launch Vehicle (NLV)

NLV компании Garvey Spacecraft Corporation – это двухступенчатый носитель, который по первоначальному проекту должен был выводить 10 кг груза на высоту 250 км (LEO-орбиту) (рис. 9.50). Следующая версия носителя позволяет выводить 20 кг груза на высоту 450 км. Некоторые наземные тесты были проведены в 2015 г.

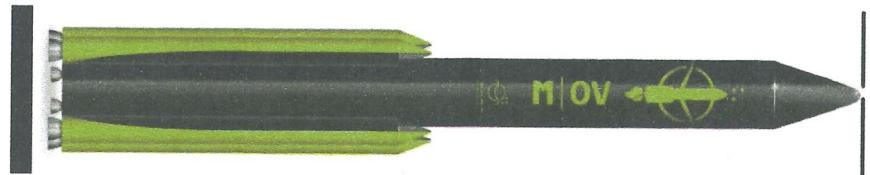


Рис. 9.49. M-OV



Рис. 9.50. N LV

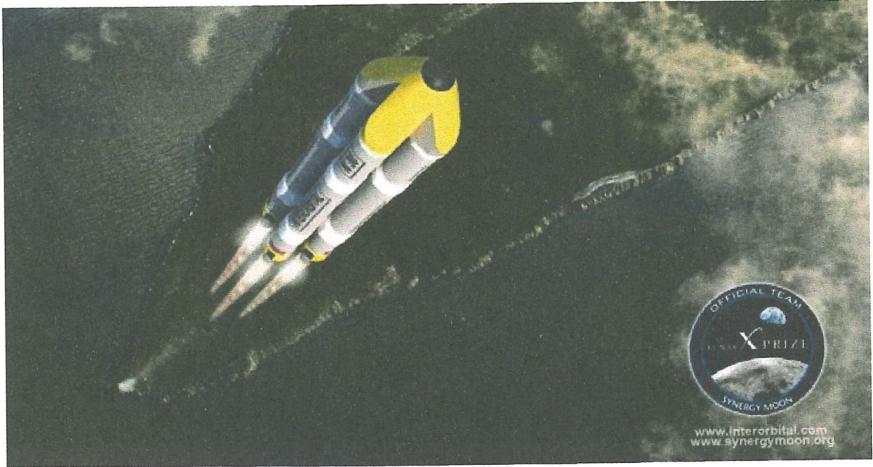


Рис. 9.51. Neptun N5

Neptun N5

Модельный ряд Neptun компании Interorbital Systems (США) – это носители, которые можно собрать из готовых узлов набора Common Propulsion Modules (CPM). Младшая версия носителя может поднять 145 кг груза на высоту 310 км. В 2016 г. было проведено несколько суборбитальных полетов с малыми спутниками на борту.

Первый пуск Neptun N5 (рис. 9.51) был проведен в 2016 г. Приблизительная цена пуска составила 1 миллион долларов. Вариант Neptun N7 является четырехступенчатой ракетой, которая состоит из семи CPM-модулей с последней твердотопливной ступенью. Носитель может вывести 60 кг груза на высоту 310 км (круговую полярную орбиту).

North Star Launch Vehicle (NSLV)

NSLV компании Celestia Aerospace (Испания) – это трехступенчатый носитель с гибридной силовой установкой, построенный по модульному принципу (рис. 9.52). Такая конструкция позволяет различные компоновки.



Рис. 9.52. NSLV

Sagittarius Airbone Launch System (SALS)

SALS компании Celestia Aerospace (Испания) – это носитель, который запускается с борта МИГ29-УБ и использует для фазы вывода в космос ракету-носитель Space Arrow SM. SALS может быть в конфигурации для вывода 4 или 16 спутников CubeSat. После удаления с ракеты носителя SALS доставляет груз до орбиты на высоту 400 и 600 км. Первый старт был реализован в 2016 г.

SALVO

SALVO компании Ventions LLC (США) находится еще на этапе опытно-конструкторских работ (ОКР). Ракета сможет выводить 5-килограммовый спутник формата 3U с борта самолета F-15.

SOAR

SOAR компании Swiss Space Systems (Швейцария) – это носитель, который выводит до 250 кг груза на высоту 700 км после старта с борта самолета A300 (рис. 9.53). Первый старт был проведен в 2018 г. и вывел на орбиту малый спутник CleanSpace One (первая миссия по очистке космического мусора).

Stratolaunch Air Launch System

Stratolaunch Air Launch System включает самолетный комплекс и ракету-носитель, а также и систему интеграции (рис. 9.54). Самолетный комплекс компании Scaled Composites является самым большим комплексом, который строился в мире, с размахом крыла 127 м и с применением шести двигателей Boeing 747. Задача комплекса поднять ракету-носителя с грузом на высоту 10 км. Первый

полет авиакомплекса был проведен в 2016 г. Компания Vulcan Aerospace пока еще не выбрала ракету-носитель. Таким образом, разработка еще на этапе ОКР.



Рис. 9.53. SOAR



Рис. 9.54. Stratolaunch Air Launch System

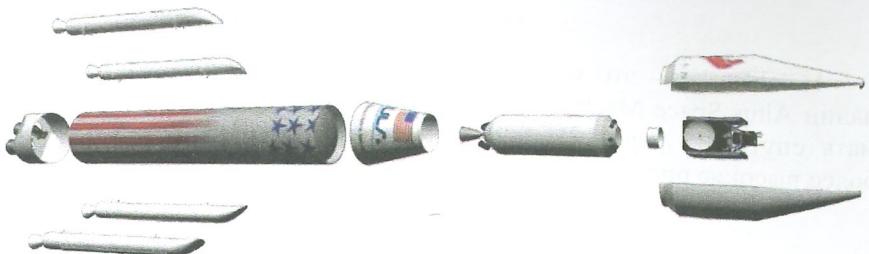


Рис. 9.55. Vulcan

Vulcan

Носитель Vulcan компании United Launch Alliance находится на этапе ОКР (рис. 9.55). Будет использована силовая бортовая установка BE-4 от Blue Origin, которая также на этапе разработки и первая ступень от Orbital ATK. Планируется использовать парашют и надуваемый аэродинамический амортизатор для первой ступени в целях ее последующего применения. Первый пуск назначен на 2020 г.

VLS-1

VLS-1 (Бразилия) – это носитель, который еще в разработке, с возможностью вывода на полярную орбиту 200...400 кг груза.

9.11. АДАПТЕРЫ ДЛЯ ИНТЕГРАЦИИ И ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ

Адаптер MULES (Multi-payload Utility Lite Electric Stager)

MULES компании Busek Space Propulsion – это система орбитального маневрирования с встроенным адаптером типа ESPA и возможностью вывода на орбиту до 180 кг груза (рис. 9.56). Система снабжена автономной силовой установкой, что обеспечивает градиент скорости 10 м/с.

HatchBasket

HatchBasket – это концепция приемного грузового шлюза компании Altus Space Machines для МКС. HatchBasket позволяет принимать спутники форта 3U в целях последующего отправления на более высокие орбиты (рис. 9.57).

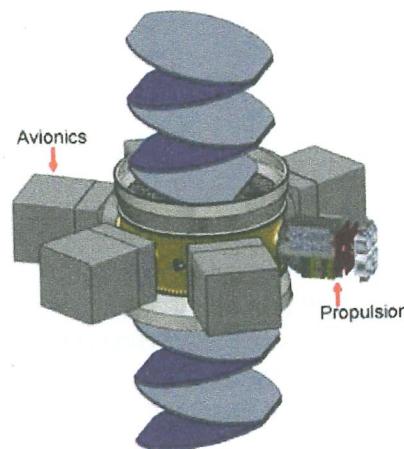


Рис. 9.56. MULES

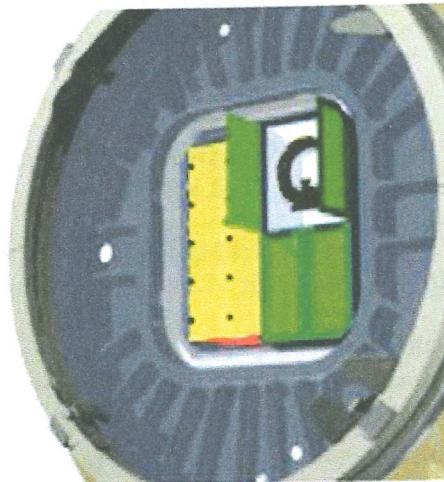


Рис. 9.57. HatchBasket

Эта система заменит некоторые действующие грузовые шлюзы. После завершения разработки спутника Cygnus Cargo Vehicle он будет отправлен на МКС и после дозарядки топливом и получения груза отправится на более высокую орбиту. На орбите 500 км у него будет еще топливо для осуществления орбитального маневрирования.

Propulsive CubeStack

Propulsive CubeStack компании Moog – это проект силового модуля, который можно встраивать в адаптеры для полезной нагрузки (рис. 9.58).

Payload Assist Module for GSAT (PAM-G)

PAM-G – это разработка Indian Space Research Organisation, с помощью которой полезная нагрузка может быть выведена на более высокую орбиту после того, как отделилась от GSAT.

В качестве силовой установки предусмотрен гиперболический жидкостной двигатель с возможностью рестарта.

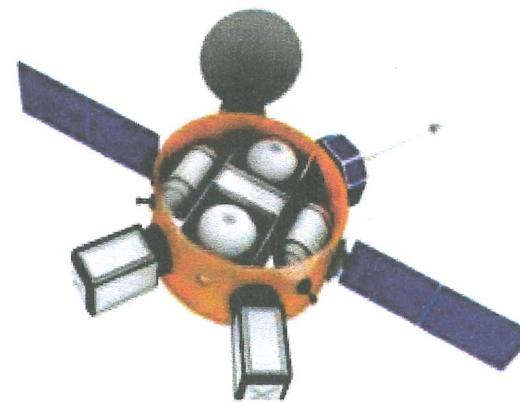


Рис. 9.58. Propulsive CubeStack

Библиографический список к главе 9

1. **Adaptive Launch Solutions.** Launch integration service. URL: <http://www.adaptivelaunch.com> (Accessed: 2015-09-11).
2. **Aerojet Rocketdyne.** Super Strypi. URL: <http://www.rocket.com/super-strypi> (Accessed: 2015-09-09).
3. **Area Space Corporation.** Haas 2c. URL: <http://www.arcaspace.com/en/haas2c.htm> (Accessed: 2015-10-06).
4. **Boiron A. J., Faenza M. G., Haemmerli B. & Verberne O.** Hybrid rocket motor up-scaling and development test campaign at nammo raufoss. In 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Orlando, FL. doi: 10.2514/6.2015-4044.
5. **Clark S.** Pegasus rocket selected to launch ICON satellite. Spaceflight Now. URL: <http://spaceflightnow.com/2014/11/20/pegasus-rocket-selected-to-launch-icon-satellite> (Accessed: 2015-09-09).
6. **Commercial Space Technologies.** Launch integration service. URL: <http://commercialspace.co.uk/en/about/> (Accessed: 2015-09-11).
7. **Conspire Technology Inc.** Aurora S Launch Vehicle Status – September 2015 (Tech. Rep.). Huntsville, Alabama: Author Cubecab. (2015). CubeSats to LEO. URL: <http://cubecab.com> (Accessed: 2015-10-06).
8. **École Polytechnique Fédérale de Lausanne.** Orbital cleanup satellite to be launched in partnership with s3 orbital. URL: <http://actu.epfl.ch/news/orbital-cleanup-satellite-to-be-launched-in-partne> (Accessed: 2015-10-04).
9. **Escape Dynamics, Inc.** NASA SST-SoA Request for Information (Tech. Rep.). 9596 Metro Airport Ave., Broomfield, CO 80021: Author.
10. **European Space Agency.** Sherpa rideshare mission. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/sherpa> (Accessed: 2015-09-12).
11. **FireFly Space Systems** (2015). Firefly space systems. URL: <http://www.fireflyspace.com> (Accessed: 2015-10-06).
12. **Foust J.** Spaceflight Industries Buys Falcon 9 Launch. SpaceNews. URL: <http://spacenews.com/spaceflight-industries-buys-falcon-9-launch> (Accessed: 2015-10-10).
13. **Foust J.** Vega To Launch Skybox Satellites. SpaceNews. URL: <http://spacenews.com/vega-to-launch-skybox-satellites/#shash.mGJeLSWc.dpuf> (Accessed: 2015-09-08).
14. **Foust J.** Virgin galactic's launcherone on schedule for 2016 first launch. Space-News. URL: <http://spacenews.com/virgin-galactics-launcherone-on-schedule-for-2016-first-launch> (Accessed: 2015-10-06).
15. **Garvey Spacecraft Corporation.** Nanosat Launch Vehicle (NLV). URL: <http://www.garvspace.com/NLV.htm> (Accessed: 2015-10-07).
16. **Generation Orbit Launch Services, Inc.** GO Launcher 2. URL: <http://www.generationorbit.com/golauncher2.html> (Accessed: 2015-10-06).
17. **Heliaq Advanced Engineering.** Heliaq advanced engineering – developer of the austral launch vehicle. URL: <http://heliaq.com> (Accessed: 2015-10-05).
18. **Henry C.** Generation Orbit Gains GO Launcher 2 Commitments, Plans GO Launcher 3. SatelliteToday. URL: <http://www.satellitetoday.com/launch/2015/06/05/generation-orbit-gains-golauncher2-commits-plans-golauncher-3> (Accessed: 2015-10-06).
19. **Innovative Solutions in Space B.V.** Launch integration service. URL: <http://www.isispace.nl> (Accessed: 2015-09-11).
20. **Intuitive Machines LLC** (2015). Terrestrial return vehicle. URL: <https://intuitivemachines.com/Aerospace/trv/> (Accessed: 2015-10-10).
21. **Japan Aerospace Exploration Agency.** H-iia launch vehicle. URL: <http://global.jaxa.jp/projects/rockets/h2a> (Accessed: 2015-09-13).
22. **Lele A.** The need for a launch vehicle development organization: Learning from brazil's experience. The Space Review. URL: <http://www.thespacereview.com/article/2753/1> (Accessed: 2015-09-09).
23. **Leschly K., Sprague G. & Rademacher J.** Carrier spacecraft using Ariane-5 GTO piggyback launch. Acta Astronautica, 45.
24. **Lim D.** TriSept response to NASA RFI for inputs to the small spacecraft technology state of the art report (Tech. Rep.). 14425 Penrose Place, Suite 270, Chantilly, Virginia 20151: TriSept Corporation.
25. **Maly J.** Cubesat payload accommodations and propulsive adapters. In 11th annual cubesat developer's workshop. San Luis Obispo, California. URL: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2014/Maly_Cubesat_Payload_Accommodations.pdf (Accessed: 2015-10-04).
26. **Messier D.** Agreement signed for brazilian/german microsat launcher. Parabolic Arc. URL: <http://www.parabolicarc.com/2015/01/11/agreement-signed-braziliangerman-microsat-launcher> (Accessed: 2015-10-06).
27. **Messier D.** Garvey Spacecraft Performs Successful Static Test at FAR. Parabolic Arc. URL: <http://www.parabolicarc.com/2014/04/05/garvey> (Accessed: 2015-10-07).
28. **Messier D.** Garvey spacecraft to conduct flights out of alaska. Parabolic Arc. URL: <http://www.parabolicarc.com/2015/06/09/garvey-spacecraft-conduct-flights-alaska> (Accessed: 2015-10-07).
29. **Milliron R.** Ultra Low-Cost Space Access: Interorbital Systems' NEPTUNE Rocket System Goes Operational (Tech. Rep.). Mojave, CA: Interorbital Systems.
30. **MISHAAL Aerospace Corporation.** The m-ov orbital vehicle. URL: <http://www.mishaalaerospace.com/orbital-vehicle> (Accessed: 2015-10-07).

31. **Moog CSA Engineering.** Launch integration service. URL: <http://www.csaengineering.com> (Accessed: 2015-09-11).
32. **Moog Inc.** ESPA Ring & Payload Adapters. URL: <http://moog.com/products/spacecraft-payload-interfaces> (Accessed: 2015-10-02).
33. **Nammo AS.** The Responsive, Green, and Affordable Satellite Launch Service (Tech. Rep.). Nammo Raufoss AS, P.O. Box 162, NO-2831 Raufoss, Norway: Author.
34. **NanoRacks LLC.** (2015a). Launch integration service. URL: <http://nanoracks.com> (Accessed: 2015-09-11).
35. **NanoRacks LLC.** Nonaracks-external platform. URL: <http://nanoracks.com/products/external-platform> (Accessed: 2015-10-08).
36. **NanoRacks LLC.** Nonaracks-internal payloads. URL: <http://nanoracks.com/products/internal-payloads> (Accessed: 2015-10-08).
37. **NanoRacks LLC.** Smallsat Deployment. URL: <http://nanoracks.com/products/smallsat-deployment/> (Accessed: 2015-10-10).
38. **National Aeronautics and Space Administration.** NanoRacks CubeSat Deployer. URL: http://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/1350.html (Accessed: 2015-11-04).
39. **National Aeronautics and Space Administration.** NASA Opens New CubeSat Opportunities for Low-Cost Space Exploration. URL: <http://www.nasa.gov/press-release/nasa-opens-new-cubesat-opportunities-for-low-cost-space-exploration> (Accessed: 2015-09-13).
40. **Orbital ATK.** Minotaur. URL: <https://www.orbitalatk.com/flight-systems/space-launch-vehicles/minotaur> (Accessed: 2015-09-09).
41. **Orbital ATK.** NASA Selects Orbital's Pegasus Rocket to Launch 8 CYGNSS Science Satellites. URL: <https://www.orbitalatk.com/news-room/releaseorbital.asp?prid=9> (Accessed: 2015-09-09).
42. **Papadopoulos K.** Nasa request for information on state of the art small spacecraft technology (Tech. Rep.). 2901 Enterprise Lane, Midland, TX: XCOR Aerospace, Inc.
43. **Planetary Systems Corporation.** Planetary systems corporation. URL: <http://www.planetarysystemscorp.com> (Accessed: 2015-10-02).
44. **Puig-Suari J.** Tyvak Nanosatellite Systems Response to NASA RFI: NNA15ZRD001L (Tech. Rep.). Irvine, California: Tyvak NanoSatellite Systems Inc.
45. **Qinetiq.** (2015). Launch integration service. URL: <https://www.qinetiq-na.com> (Accessed: 2015-09-11).
46. **Ray J.** ULA unveils its future with the Vulcan rocket family. Spaceflight Now. URL: <http://spaceflightnow.com/2015/04/13/ula-unveils-its-future-with-the-vulcan-rocket-family> (Accessed: 2015-10-04).
47. **Reyes T.** Balloon launcher Zero2Infinity Sets Its Sights to the Stars. Universe-Today. URL: <http://www.universetoday.com/115391/balloon-launcher-zero2infinity-sets-its-sights-to-the-stars> (Accessed: 2015-10-05).
48. **Rocket Lab Ltd.** Electron. URL: <http://www.rocketlabusa.com> (Accessed: 2015-10-06).
49. **Scorpius Space Launch Company** (2015). Critical Technologies for Next Generation Launch Systems and Spacecraft. URL: <http://www.scorpius.com> (Accessed: 2015-10-06).
50. **Secondary Payload Rideshare Association.** Secondary Payload Adapters and Interfaces. In 17th Annual Small Payload Rideshare Symposium. URL: https://www.sprsa.org/sites/default/files/conference-presentation/Rideshare_2015_Secondary-Adapters_Tech-Committee_Maly-Rev0.pdf (Accessed: 2015-10-10).
51. **Shalal A.** Launch provider picks Orbital ATK rocket motors in Aerojet setback. Reuters. URL: <http://www.reuters.com/article/2015/09/22/lockheed-martin-boeing-orbitalatk-idUSL1N1S2VW20150922> (Accessed: 2015-10-04).
52. **Space Exploration Technologies Corp.** Falcon 9. URL: <http://www.spacex.com/falcon9> (Accessed: 2015-09-10).
53. **SpaceDaily.** Spaceport America and ARCA to jointly test Launch Vehicles and High Altitude UAVs. SpaceDaily. URL: http://www.spacedaily.com/reports/Spaceport_America_and_ARCA_to_jointly_test_Launch_Vehicles_and_High_Altitude_UAVs_999.html (Accessed: 2015-10-06).
54. **Spaceflight Services.** Launch integration service. URL: <http://www.spaceflightindustries.com> (Accessed: 2015-09-11).
55. **SpaceMart.** A new approach to the delivery of satellites to orbit. SpaceMart. URL: http://www.spacemart.com/reports/A_new_approach_to_the_delivery_of_satellites_to_orbit_999.html (Accessed: 2015-10-07).
56. **Surrey Satellite Technology Ltd.** Surrey Satellite Technology Ltd. URL: <http://www.sstl.co.uk> (Accessed: 2015-09-10).
57. **United Launch Alliance, LLC.** Atlas V: Maximum Flexibility and Reliability. URL: http://www.ulalaunch.com/products_atlasv.aspx (Accessed: 2015-09-10).
58. **United Launch Alliance, LLC.** Delta II: The Industry Workhorse. URL: http://www.ulalaunch.com/products_deltaii.aspx (Accessed: 2015-09-10)
59. **United Launch Alliance, LLC.** Delta IV: The 21st Century Launch Solution. URL: http://www.ulalaunch.com/products_deltaiv.aspx (Accessed: 2015-09-10).
60. **UTIAS/SFL.** Products & services: Low-cost launch service. URL: http://utias-sfl.net/?page_id=233 (Accessed: 2015-09-10).
61. **Verberne O., Boiron A. J., Faenza M. G. & Haemmerli B.** Development of the north star sounding rocket: Getting ready for the first demonstra-

tion launch. In 51st aiaa/sae/asee joint propulsion conference. Orlando, FL. doi: 10.2514/6.2015-4045.

62. **VirginGalactic.** We're building rockets that will launch the small satellite revolution. URL: <http://www.virgingalactic.com/satellite-launch> (Accessed: 2015-10-06).

63. **Wall M.** Paul allen launches 'vulcan aerospace' to boost private space travel. space.com. URL: <http://www.space.com/29117-vulcan-aerospace-paul-allen-private-spaceflight.html> (Accessed: 2015-10-04).

64. **Yamin I.** DNLV Launch Vehicle Specifications (Tech. Rep.). Office 8, Biotechnology Incubation Centre, Technology Park Malaysia Corp S/B, Lebuhraya Puchong Sg. Besi, Bukit Jalil, 57000 Kuala Lumpur, Malaysia: Independence-X Aerospace Sdn Bhd.

65. **Zero2Infinity.** Bloostar: The shortcut to orbit (Tech. Rep.). Ronda de Can Fatjó s/n 08290, Cerdanyola del Vallès, Barcelona, Spain: Author.

66. **Zero2Infinity.** zero2infinity will launch nanosatellites from the stratosphere. URL: <http://www.01100.com/2014/10/zero2infinity-will-launch-nano-satellites-from -the-stratosphere> (Accessed: 2015-10-05).

67. **Zimmerman R.** Stratolaunch shifts to the small sat market. Be148 hindTheBlack. URL: <http://behindtheblack.com/behind-the-black/points-of-information/stratolaunch-shifts-to-the-small-sat-market/> (Accessed: 2015-10-04).

Глава 10. НАЗЕМНАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ И УПРАВЛЕНИЕ МИССИЕЙ

Наземная система обработки данных традиционно включает сеть наземных станций и центр управления как полетом и полезной нагрузкой, так и миссией. Такая сеть может быть расположена географически в одном месте или быть разбросанной в зависимости от типа, размера и сложности миссии. Для наземной обработки данных и управления миссией малых спутников нет необходимости в таком функциональном разделении и географическом разбросе. На рис. 10.1 показана функциональная связь между космическим и земным сегментом и потребителем.

Наземный сегмент обслуживает космический сегмент (спутник и полезная нагрузка), направляя данные миссии к конечному потребителю. Для этого наземный сегмент должен управлять спутником и полезной нагрузкой, проводить мониторинг текущего состояния бортовых систем, определять местоположение аппарата на орбите на базе телеметрической информации с боровых сенсоров и т.п.

Наземный терминал для обслуживания малых спутников отличается от классической наземной станции для больших спутников. Он чаще всего располагается в офисной комнате. Антenna устанавливается на крыше здания и подключается к терминалу кабелем. Все операции по отслеживанию спутника, его управлению, обработке данных и т.п. осуществляются на стандартном компьютере.

Первоначально для связи с CubeSat использовались (и еще используются) любительские частотные диапазоны. Сегодня миссии малых спутников не простые и решают множество сложных задач. Это связано с более мощными потоками данных, что ставит вопросы о пригодности любительских диапазонов.

С точки зрения правил регуляции в области радиодиапазонов для малых и больших спутников действуют одни и те же требования. Для использования любительского радиодиапазона легче и быстрее получить разрешительные документы. Международный любительский частотный диапазон включает 437,100...437,575 МГц.

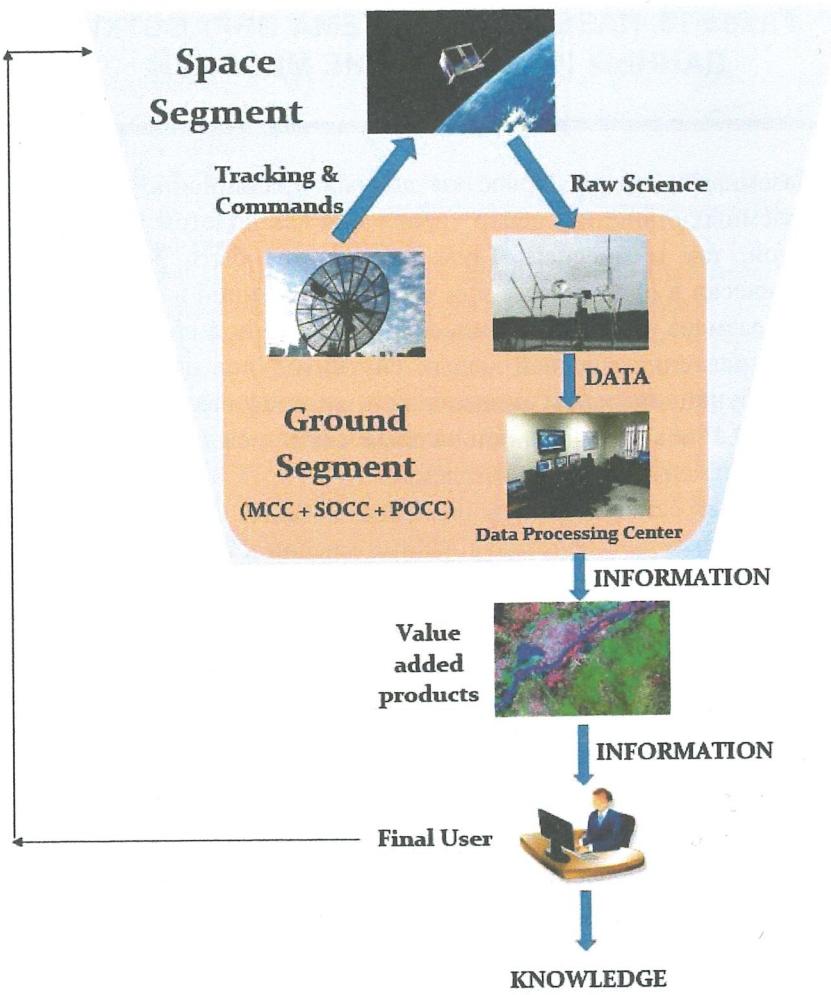


Рис. 10.1. Функциональная связь между космическим и земным сегментом и потребителем:

Space Segment – космический сегмент; Tracking & Commands – отслеживание и команды управления; Raw Science – первичные данные со спутника; Ground Segment – наземный сегмент; MCC + SOCC + POCC – центр управления миссии + ЦУП + центр управления полезной нагрузкой; Data – данные; Data Processing Center – центр обработки данных; Information – информация; Value added products – потребительские продукты в результате миссии; Final User – конечный потребитель; Knowledge – знания

Так как частотные диапазоны 2,4 и 5,8 ГГц для любительских спутниковых коммуникаций уже переполнены, то возникает необходимость перехода на более высокие частоты, что уже требует трансиверов с микроволновыми компонентами, а работа на 10 ГГц и выше требует еще и мощностей питания, которых нет, как правило, на малых спутниках. Кроме того, криптирование данных в принципе не разрешено для любительских диапазонов. Из-за этого многие миссии малых спутников переходят к использованию других частотных диапазонов. Например, спутник DICE формата 1.5U, который выведен в 2011 г., использует специальный метеорологический диапазон (460...470 МГц) и обеспечивает поток данных со скоростью 1,5 Мбит/с. Отказ от любительских диапазонов приводит к более дорогим радиосистемам как на борту, так и на Земле. Кроме того, значительно сложнее получить разрешение для использования такого диапазона.

10.1. ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ НАЗЕМНЫХ ТЕРМИНАЛОВ

Решения под ключ

Решения под ключ являются удобными для разработчиков, которые хотят сосредоточиться на работе спутников и его полезной нагрузке. В табл. 10.1 приведен список компаний, которые предлагают решения под ключ для наземных станций под малые спутники.

Компания ASAT – это компания, которая обеспечивает эксплуатацию и поддержку ATLAS Global Network – глобальную сеть коммерческих наземных станций. Сеть использует облачные технологии (Amazon Virtual Cloud) для обеспечения глобальных операций по отслеживанию и управлению малых спутников с наземных станций с различным географическим местоположением. Частотные диапазоны, в которых работает ATLAS, – это S, X и УВЧ, а с 2017 г. – Ка. На рис. 10.2 представлена концепция работы системы ATLAS с облачными сервисами, а на рис. 10.3 – глобальное расположение антенн системы.

KSAT Lite – это недорогая сеть наземных станций, которая предназначена для поддержки всех фаз миссии малых спутников.

Сеть оперирует в условиях арктического и антарктического регионов, обеспечивая от 85...100 % обслуживания спутников на полярных орбитах, а также работает и в полосе средних широт, где поддерживает спутники на других орбитах (рис. 10.4).

Базовая антенна KSAT – это 3,7-метровая платформа, которая работает в X-, S-диапазонах на прием и S-диапазоне – на передачу. Дополнительно система поддерживает СВЧ- и УВЧ-диапазоны. С 2016 г. система предлагает и Ка-диапазон для малых спутников.

ISIS также предлагает наземную станцию по принципу решения под ключ, которая работает в СВЧ/УВЧ-диапазонах и в S-диапазоне (любительском и нелюбительском).

Таблица 10.1

Изделие	Производитель	Статус	Поддерживаемый частотный диапазон
ATLAS Global Network	ASAT	TRL9 для наземной станции и TRL8 для программной интеграции	S, X, Ka
KSAT Lite	Kongsberg Satellite Services AS	TRL9	X, S, СВЧ, УВЧ, Ка
Surrey Ground Segment	SST	TRL9	S – передача X – прием
ISIS Small Satellite Ground Station	ISIS	TRL9	Любительские и нелюбительские протоколы для СВЧ, УВЧ, S
Endeavor TT&C	TYVAK	TRL8	СВЧ, УВЧ, S (2,2...2,9 ГГц)
OSAGS	GAMALINK	TRL7	СВЧ/УВЧ, S
STAC	Glyde Space	TRL8	СВЧ/УВЧ, L, 2,4 ГГц

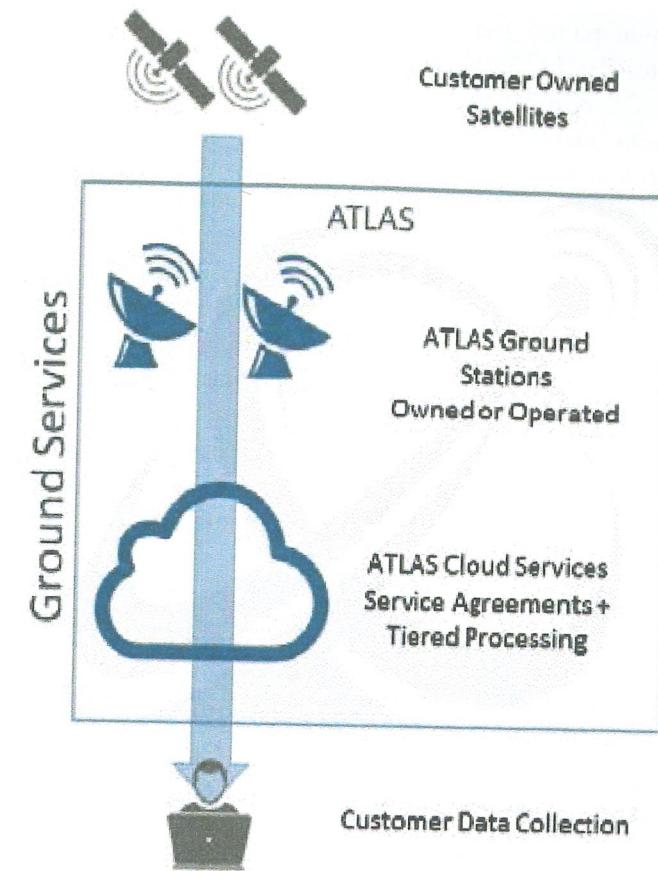


Рис. 10.2. Концепция работы системы ATLAS с облачными сервисами:

Customer Owned Satellite – потребительский спутник;
Ground Services – наземное обслуживание; ATLAS Ground Stations Owned or Operated – наземная станция собственная или нанятая для обслуживания миссии; ATLAS Cloud Services: Service Agreements + Tiered Processing – наземное обслуживание: договор обслуживания + многоуровневая обработка данных;
Customer Data Collection – потребительские данные

OSAGS поддерживает ВЧ-каналы связи для обслуживания малых спутников. Это недорогая сеть S-диапазонных экваториально расположенных станций, которые разработаны как програмно

настраиваемое радио (Software Defined Radio). Станции работают в диапазоне 2,025...2,0120 ГГц на передаче и 2,20...2,30 ГГц на приеме. OSAGS может сопровождать разные миссии одновременно и очень выгодна для любого типа малого спутника с точки зрения низкой цены эксплуатации.

Миссии государственных заказчиков используют услуги под ключ, которые предлагают Space Network, Near Earth Network и Deep Space Network, также известны и под общим именем Space Communications and Navigation. Единственное решение для обслуживания малых спутников на внеземных орбитах предлагает Deep Space Network. МО США проводит обслуживание малых спутников из Joint Space Operations Center, услуги которого могут быть использованы коммерческими организациями весьма ограниченно. В связи с этим компания AGI разработала подобную систему для коммерческого использования Commercial Space Operations Center.

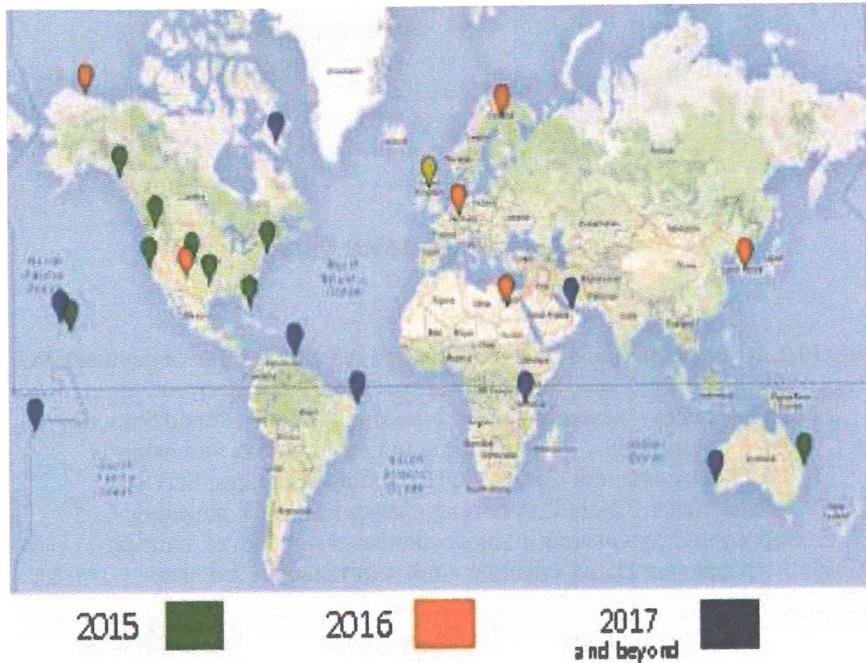


Рис. 10.3. Глобальное расположение антенн системы



Рис. 10.4. KSAT в полярном регионе

Есть компании, которые предлагают модули для построения наземных станций для тех потребителей, которым нужны специфические решения. Так, например, Helical Communication Technologies предлагает четырехсекторные спиральные антенны, которые поддерживают круговую поляризацию в частотном диапазоне. Эти антенны передают и принимают сигналы между наземной станцией и спутником на LEO-орбите в диапазоне 300...3000 МГц. Они в состоянии принимать сигналы со спутника непосредственно после старта без необходимости использования отслеживающего оборудования и соответствующего программного обеспечения. По сравнению с всенаправленными антennами спиральные антенны обладают лучшим усилением на небольшой высоте.

KSAT и ISIS предлагают антенные модули, которые обеспечивают интерфейс со многими различными наземными станциями. Например, Bring Your One Device (BYOD) компании KSAT позволяет подключать антенны KSAT к любому потребительскому наземному терминалу.

ковыми кластерами Iridium и Orbcomm. В связи с административными проблемами миссия была прекращена. Спутник Bell PhoneSat (2013 г.) с модемом Q1000 был успешно подключен к сети Iridium. В 2013 г. TechEdSat-3р с модемом Q9602 осуществил связь с сетью Iridium.

TSAT успешно провела тестирование симплексного модема Globalstar компании NearSpaceLaunch на борту GEARRS. Дуплексный вариант модема был испытан на спутнике TDRS (2008 г.).

10.2. ПЕРСПЕКТИВЫ

В связи с возрастанием сложности и требований к миссиям наземные терминалы все меньше стали использовать любительские коммуникации и обратились к лазерным коммуникациям. Это ведет к увеличению расходов из-за разрешений для использования диапазона и для заказного ПО, которое необходимо для такого рода сервисов.

В дальнейшем цена сервисов будет определяться длительностью коммуникационных сеансов. Множество факторов влияют на эту цену, такие как качество данных, сложность коммуникационного метода и др. Взаимосвязь между этими факторами и ценой является объектом обязательных будущих исследований.

В перечень частотных диапазонов, которые будут использоваться в будущем, входят S, X, Ka и 26 ГГц. В настоящем NASA предусматривает лазерные коммуникации во многих своих будущих проектах. Это было продемонстрировано реализацией канала связи между спутником и Землей во время миссии LADEE. Предстоящая миссия NASA под именем OCSD продемонстрирует оптическую систему связи и набор недорогих оптовых оптических сенсоров.

Необходимый обмен наземных данных требует эффективных сетевых решений. В связи с этим ESA предлагает cbcntve Global Educational Network for Satellite Operations (GENSO). Это стандартное ПО для университетов, которое позволяет удаленным операторам работать со своими спутниками с разных географических точек. В этой сети данные, которые накапливаются на одном терминале, могут быть получены в результате коммуникационных сеансов длительностью от нескольких минут до нескольких часов. Другая независимая сеть наземных терминалов – это Japanese Ground Station Network.

Дальнейшее развитие технологии малых спутников и особенно кластеры на их базе ставят вопросы о структуре терминальной сети, планировании ее развития и алгоритмах функционирования. Если для миссии одного малого спутника требуется в общем около десяти наземных терминалов, то для кластера из сотни спутников будет необходима сеть из тысячи терминалов. Этот вызов потребует высокую степень автономности спутников и центры для управления кластера миссии.

Библиографический список к главе 10

1. Assured Space Access Technologies. Atlas. Bryan Kofas (2006). Amateur Radio and the CubeSat Community. In AMSAT Space Symposium. Cahoy, K. e. a. (2012). S-Band cubesat communications with the Open System of Agile Ground (Accessed: 2015-11-02).
2. Stations (OSAGS). In CalPoly Cubesat Developers' Workshop. San Luis Obispo.
3. De Cola T., Ernst H. & Marchese M. Performance analysis of CCSDS File Delivery Protocol and erasure coding techniques in deep space environments. CNIT-Italian National Consortium for Telecommunications.
4. Green M. Phonesat flight demonstrations: Successful phones at mission completed. URL: http://www.nasa.gov/directorates/spacetech/small_spacecraft/phonesat.html (Accessed 23 August 2013).
5. Harding P. Japan's HTV-4 launches supplies and science to the ISS. URL: <http://www.nasaspacesflight.com/2013/08/japans-htv-4-launches-supplies-scienceiss/> (Accessed 23 August 2013).
6. Klofas B. & Leveque K. The future of cubesat communications: Transitioning away from amateur radio frequencies for high-speed downlinks. In AMSAT Symposium.
7. Orlando F. L. Kongsberg Satellite Services AS. KSAT-Kongsberg Satellite Services (Accessed: 2015-1102).
8. Larson W. J. & Wertz J. R. (2004). Space mission analysis and design (3rd ed.). El Segundo, CA: Microcosm Press.
9. Leveque K., Puig-Suari J. & Turner C. Global Educational Network for Satellite Operations (GENSO). In 21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah.
10. Löfgren H. et al. Techedsat: a minimal and robust 1u cubesat architecture using plug-and-play avionics. In 9th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation. Berlin, Germany.
11. National Aeronautics and Space Administration. Space Network Users' Guide (SNUG) (Tech. Rep. No. 450-SNUG). Goddard Space Flight

Center, Greenbelt, Maryland: Author. URL: http://esc.gsfc.nasa.gov/assets/files/SN_UserGuide.pdf (Accessed: 2015-11-02).

12. **National Aeronautics and Space Administration.** Near Earth Network (NEN) Users' Guide (Tech. Rep. No. 453-NENUG). Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland: Author. URL: <http://esc.gsfc.nasa.gov/assets/files/453-UG-002905%282%29.pdf> (Accessed: 2015-11-02).

13. **National Aeronautics and Space Administration.** DSN Telecommunications Link Design Handbook (Tech. Rep. No. 810-005). DeepSpaceNetworkProjectOffice, Organization920, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 4800 Oak Grove Drive, Pasadena, California: Author. URL: <http://deepspace.jpl.nasa.gov/dsndocs/810-005/> (Accessed: 2015-11-02).

14. **Raymond C. A., Bristow J. O. & Schoeberl M. R.** Needs for an intelligent distributed spacecraft infrastructure. In NASA Earth Science Technology Workshop. Arlington, VA.

15. **RT Logic** (2015). (Accessed: 2015-11-02).

16. **Schmidt M.** Ground station networks for efficient operation of distributed small satellite systems. In Universitaet Wuerzburg: Schriftenreihe Wuerzburger Forschungsberichte in Robotik und Telematik. Wuerzburg.

17. **Schroer M. P.** Nps-scat: A cubesat communications system design, test, and integration. Monterey, CA.

18. **Siewert S. & McClure L. H.** (1995). A system architecture to advance small satellite mission operations. In 9th AIAA/Utah State University Conference on Small Satellites. Logan, UT.

19. **Van de Groenendaal H.** Personal communication.

20. **Voss H. & Dailey J.** (2015). Technology, Service, Education: Globalstar 24/7 for LEO. In 12th Annual CubeSat Developers' Workshop. CalPoly, San Luis Obispo, California.

21. **White B., Morgan H. & Murbach M.** ELECTRONIC SYSTEMS OF THE SLOTTED COMPRESSION RAMP (SCRAMP) PROBE. In Fifth Annual International Planetary Probe Workshop. Bordeaux, France.

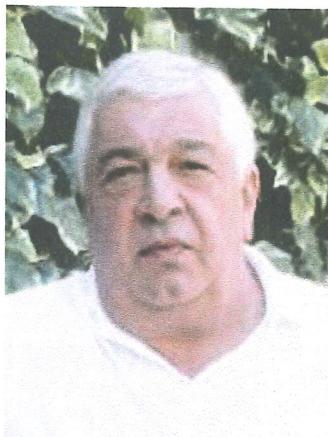
ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. **Данилин Н. С., Димитров Д. М., Сабиров И. Х.** Инновационные космические микросистемы в корпусе. М.: Издательский дом «Спектр», 2011. 70 с.

2. **Данилин Н. С.** Системная микроминиатюризация и малые спутники. М.: Издательский дом «Спектр», 2013. 54 с.

3. **Данилин Н. С., Димитров Д. М., Димитров М. Д., Сабиров И. Х.** Практическая методология разработки систем в корпусе. М.: Издательский дом «Спектр», 2019. 110 с.

ИНФОРМАЦИЯ О СПОНСОРЕ



Эдуард Каладжан – выпускник военного вуза нашей страны. Еще в советское время питал неподдельный интерес к космическим технологиям и полетам. Близкая дружба с авторами книги определила его причастность к публикациям. Как инженер он прекрасно осознает, что любая форма активного содействия техническому прогрессу является гарантией его развития.

Проект авторов по созданию справочного материала о современном состоянии в мире и перспективах развития малых спутниковых систем так и остался бы рукописью без его бескорыстной помощи.

Авторы выражают огромную признательность инженеру, выдающемуся лидеру нашего времени и нашему другу Эдуарду Каладжану за его понимание и содействие, которые сделали возможным выпуск этой книги.

Научно-техническое издание

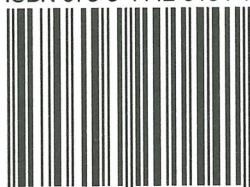
ДАНИЛИН Николай Семенович
ДИМИТРОВ Димитър Миланов
ДИМИТРОВ Милан Димитров

**СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ
И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ
МАЛЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ
И НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ИХ ВЫВОДА
НА ОРБИТУ**

Информационно-справочное пособие

Редактор *А. И. Евсейчев*
Корректор *Н. И. Смольянина*
Компьютерное макетирование *А. И. Евсейчев*

ISBN 978-5-4442-0154-1



9 785444 201541

Сдано в набор 28.04.2020
Подписано в печать 17.05.2020
Формат 60×90 $\frac{1}{16}$. Бумага офсетная.

Гарнитура Times New Roman.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 12,38. Уч.-изд. л. 10,1.
Тираж 100 экз. Заказ

ООО «Издательский дом «Спектр»,
119048, Москва, ул. Усачева, д. 35, стр. 1
[Http://www.idspektr.ru](http://www.idspektr.ru). E-mail:info@idspektr.ru

Отпечатано в типографии Публичное акционерное общество
«Т8 Издательские Технологии»
109316 Москва, Волгоградский проспект, дом 42, корпус 5

50 лет в ранге доктора технических наук

ДАНИЛИН НИКОЛАЙ СЕМЕНОВИЧ



Лауреат премии СМ СССР, академик Российской и Международной инженерных академий, Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, Академии проблем качества, почетный член Российского общества по неразрушающему контролю и технической диагностике, доктор технических наук, профессор.

Один из основоположников теории и методов неразрушающего контроля для целей обеспечения длительных сроков активного функционирования космических аппаратов и систем.

С 1982 г. – заместитель генерального директора НПО космического приборостроения по научной работе.

С 1992 г. – начальник Научного центра сертификации элементов и оборудования Федерального государственного унитарного предприятия «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения».

С 2007 г. – заместитель начальника по науке указанного центра.

Заслуженный испытатель космической техники, Заслуженный инженер России, лауреат Золотой медали им. акад. В.А. Уткина, Почетный радиист РФ.

Генерал-майор.

Научный руководитель программ «Tacis 1996–2011» со стороны Федерального космического агентства.

Автор более 100 научных трудов, в том числе монографий и книг.

ISBN 978-5-4442-0154-1

9 785444 201541