

**SIBCUBE – ПРОЕКТ СТУДЕНЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
СИБГАУ КЛАССА CUBESAT**

Д. М. Зуев, А. Г. Пятков, П. В. Мовчан, Д. В. Смирнов, А. С. Костюков

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: ZuevDmitriy93@yandex.ru

Описывается студенческий проект сверхмалого космического аппарата SibCube. Определены цели (описаны образовательные и научные цели) и задачи проекта SibCube, проведен анализ физических условий и технических проблем, связанных с ресурсными ограничениями такого класса космических аппаратов. Определены направления исследований и пути решения данных проблем, а именно, тестирование новой элементной базы и технологий, в частности, бортового комплекса управления, выполненного по технологии «система-на-кристалле», и оборудования, поддерживающего телекоммуникационный стандарт SpaceWire. Отработка использования новых технологий актуальна в связи с консервативностью космической промышленности. Также в Российской Федерации отмечается ограниченность отечественной элементарной базы. В наше время все чаще говорят о импортозамещении. Для такой огромной отрасли Российской Федерации, как спутнико-строение и космическая область, в целом необходимость в своей собственной элементной базе очевидна. Однако необходимо также и тестирование такой базы. Разработчики космических аппаратов предпочитают использовать проверенную элементную базу, опасаясь недостаточной надежности непроверенных элементов. Представлена концепция модульной масштабируемой служебной платформы SibCube и описаны методы достижения модульности и масштабируемости, используемые на конструктивном и системотехническом уровнях.

Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат, CubeSAT, масштабируемая модульная архитектура, физические условия, System-on-Chip, SpaceWire, система ориентации.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 160–166**“SIBCUBE” – CUBESAT SATELLITE PROJECT OF SIBSAU STUDENT**

D. M. Zuev, A. G. Pyatkov, P. V. Movchan, D. V. Smirnov, A. S. Kostyukov

Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation
E-mail: ZuevDmitriy93@yandex.ru

This paper describes a students' project of nano-satellite “SibCube”. The paper defines the goals (there is description of educational and science goals) and tasks of the students' project “SibCube”. There is also an analysis of the physical conditions and technical problems related to weight and size limitations of CubeSAT satellites. This paper also includes identification key problems of CubeSAT satellites research activity and ways to solve these key problems. It should be noted that there is such a research activity as a new element basis testing and new space technology testing. In particular, a board system of control that is executed on the “system on chip” technology and equipment that support the telecommunication standard SpaceWire are the current goal of testing for “SibCube” student project. A testing of application of the new element basis and the new space technology is topical as a result of a conservatism of the space industry. What is more, it might be noted that there is a limitation of the home produced element basis in the Russian Federation. Nowadays, it is popular to speak about an import substitution. The necessity of having the own element basis is clear for such large field of the Russian Federation as the satellite construction and the space industry on the whole. However, testing of this basis is required for using this element basis because spacecraft developers prefer to use an element basis with a high reliability that have already been tested in a space conditions. What is more, the concept of modular and scalable performance spacecraft platform as well as techniques to achieve modularity and scalability of an architecture for CubeSAT construction and board system of control at a construction and systems engineering levels are included in this paper.

Keywords: nano-satellite, CubeSAT, scalable modular architecture, the physical conditions, System-on-Chip, SpaceWire, orientation system.

Введение. Развитие космической отрасли является одним из показателей развития государства. Проведение исследований космического и околоземного пространства раньше было связано со значительными ресурсными затратами, наличием квалифицированных специалистов, научно-производственной базы и ряда других требований. Решаемые космическими аппаратами (КА) задачи включают как научные исследования, так и конкретные коммерческие возможности, позволяющие поддерживать конкурентоспособность на мировом рынке (спутниковые телекоммуникационные системы, системы дистанционного зондирования и мониторинга Земли, навигационные системы). В последнее время в спутникостроении наблюдается тенденция миниатюризации спутниковых платформ и рост популярности малых и сверхмалых космических аппаратов (МКА и СМКА) [1]. Для МКА и СМКА существует массовая классификация [2]:

- Mini (малые КА весом от 1000 до 500 кг);
- Small (малые КА весом от 500 до 100 кг);
- Micro (СМКА весом от 100 до 10 кг);
- Nano (СМКА весом от 10 до 1 кг);
- Pico (СМКА весом менее 1 кг).

Одним из результатов тенденции миниатюризации, а также стремления к изучению космоса (доступному экономически) стало появление стандарта наноспутников CubeSAT. Данный стандарт был разработан в 1998 г. совместно такими профессорами, как Jordi Puig-Suari (Калифорнийский технологический университет) и Bob Twiggs (Стэндфордский университет), с целью решения проблемы подготовки специалистов в космической отрасли (проведения практических занятий в университетах). В концепцию CubeSAT были заложены следующие положения [3]:

- создание спутника за короткий период (1–2 года);
- стоимость создания спутника менее 50 000 долл.;
- активное привлечение студентов, аспирантов и молодых специалистов на всех этапах работ по проектированию, созданию и эксплуатации спутника.

При следовании данным положениям использование стандарта CubeSAT делает доступным изучение космоса университетам и частным компаниям. Важно отметить особую роль CubeSAT в образовании. Проектирование таких спутников в университетах позволяет дополнить образовательный процесс и решить проблему отсутствия необходимой практики студентов

в аэрокосмической области. Таким образом, для университетов аэрокосмической направленности реализация проектов по созданию CubeSAT является актуальной задачей для достижения качественного образования его выпускников.

В данной статье приводится описание проекта сверхмалого студенческого спутника класса CubeSAT, разрабатываемого в Сибирском государственном аэрокосмическом университете им. М. Ф. Решетнева. Проводится анализ физических условий полета, исходя из которого определяется необходимый к решению круг задач для успешного функционирования КА на орбите. Приводится анализ ряда возможных инженерных трудностей, связанных с разработкой КА, предлагаются направления исследований для решения данных трудностей. Приводятся некоторые технические концепции и обоснования необходимости их применения, а также технические особенности используемых решений.

Обзор CubeSAT. Рассмотрим положения стандарта CubeSAT. Стандарт накладывает массогабаритные ограничения на аппарат, определяет рекомендованные к использованию материалы и правила взаимодействия с устройством интеграции с ракетоносителем (пусковым контейнером P-POD). Остальные характеристики аппарата устанавливаются разработчиком. По стандарту КА должен иметь кубический алюминиевый корпус с размерами $10 \times 10 \times 10$ см³ и массой не более 1,33 кг [4]. Такой спутник называется CubeSAT 1U (single unit). Стандартом предусматривается создание аппаратов большего размера – 2U, 3U ($10 \times 10 \times 20$ см³ и $10 \times 10 \times 30$ см³ соответственно). Для запуска КА общим размером 3U было разработано стандартное устройство P-POD (рис. 1) для интеграции с ракетоносителем [5]. Возможны варианты иной компоновки КА (рис. 1): 6U ($30 \times 20 \times 10$ см³), 9U...NU, для запуска которых используются нестандартные контейнеры [6]. Вывод на орбиту данных КА производится либо в качестве попутной нагрузки на легких и средних ракетносителях (РН), либо с борта международной космической станции. В российских условиях наиболее подходящим является запуск на РН «Днепр», чья полезная нагрузка (ПН) составляет до 3,75 т. КА класса CubeSAT запускаются в качестве попутной нагрузки к более тяжелым аппаратам [1].

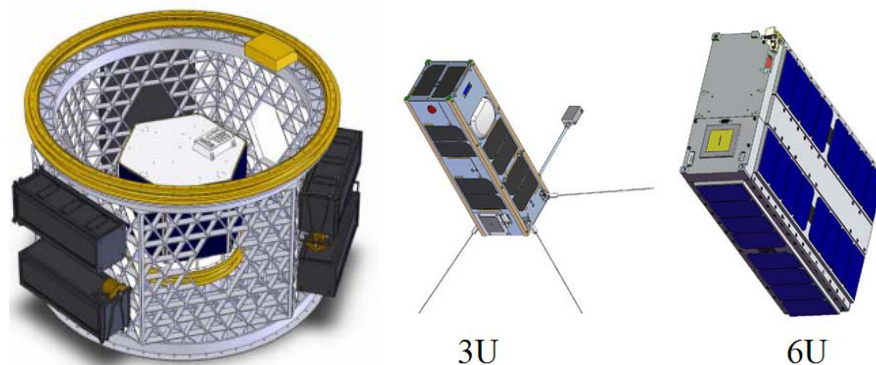


Рис. 1. Крепление P-POD к адаптеру РН и компоновки CubeSAT 3U и 6U [7]

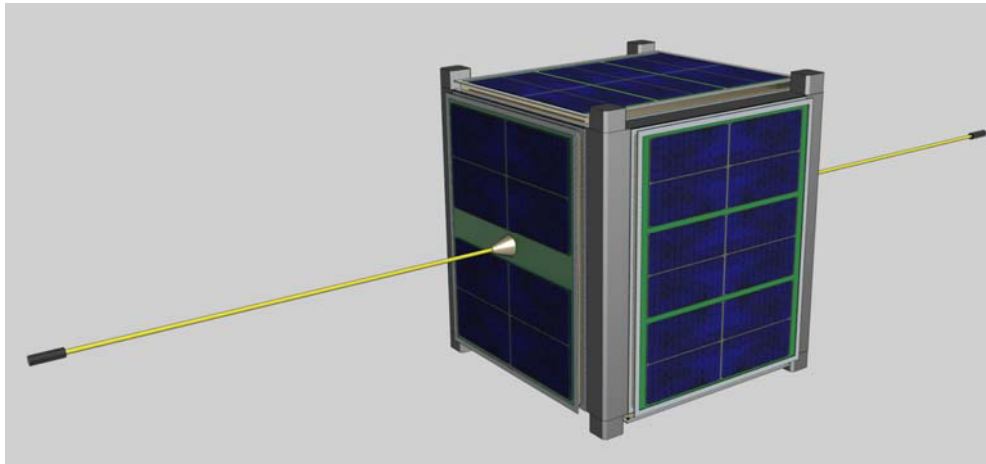


Рис. 2. Концепт сверхмалого студенческого космического аппарата SibCube

Аппараты CubeSAT получили широкое распространение за рубежом в качестве образовательных, научных и экспериментальных инструментов по причине низкой стоимости разработки и запуска. По данным на 14 сентября 2014 г. всего запущено 272 спутника класса CubeSAT [8]. В России CubeSAT-движение только начинает зарождаться, и один из проектов данного движения – аппарат SibCube, разрабатываемый в Сибирском аэрокосмическом университете имени академика М. Ф. Решетнева.

Проект SibCube. SibCube – проект студенческого СМКА класса CubeSAT, разрабатываемого в СибГАУ имени академика М. Ф. Решетнева (рис. 2). Проект SibCube преследует следующие цели:

- образовательные (развитие технического потенциала студентов в области проектирования космических аппаратов и подготовка сильной команды специалистов);
- научные (создание модульной масштабируемой служебной платформы (СП) КА для снижения времени и стоимости внедрения новых технологий для космических аппаратов и проведения научных экспериментов в космосе).

Задача создания платформы для тестирования новой элементной базы и разработанного оборудования, отработки использования новых технологий актуальна в связи с консервативностью космической промышленности и ограниченностью отечественной элементной базы. Выбор надёжной элементной базы важен еще на этапе проектирования спутника. Отсутствие функционально полного набора долговечной и радиационно стойкой элементной базы отечественного производства вынуждает российских производителей бортовой аппаратуры применять комплектующие иностранного производства, что приводит к повышению стоимости изготовления аппаратов и зависимости от зарубежных поставщиков [9]. Внедрение новой элементной базы отечественного производства связано с риском больших экономических затрат по причине высоких требований к надёжности аппарата и высоких финансовых рисках при отказе КА. Значение риска отказа при использовании непроверенной

в космических условиях технологии отечественного производства соответственно выше, чем при применении проверенной зарубежной элементной базы. В сумме с низкими объемами тестирования отечественных разработок процесс формирования отечественной элементной базы для космических технологий значительно замедляет темпы. Поэтому использование специальных КА с низкой стоимостью и сравнительно малым времени разработки для данных целей существенно повысит темпы внедрения и тестирования новых технологий и элементной базы, что даст высокие конкурентные преимущества для российской космической отрасли. Подобным задачам удовлетворяют СМКА класса CubeSAT, в частности, разрабатываемый аппарат SibCube. Одной из таких задач, стоящих перед аппаратом SibCube, является отработка использования телекоммуникационного стандарта SpaceWire и бортового комплекса управления, выполненного по технологии «система-на-кристалле» (SnK, System-on-Chip – SoC) (при поддержке Министерства образования РФ, соглашение № 14.BBB.21.0113).

Технология SpaceWire (SpW) – это стандарт телекоммуникационной сети, применяемой в космических аппаратах, созданный специально для использования в жестких условиях космической среды. Сеть SpW функционирует таким образом, чтобы обеспечить максимальную надежность связи между различными устройствами КА. Используется децентрализованная структура из множества SpW-маршрутизаторов, соединенных в единую сеть. Данные по этой сети могут передаваться по различным маршрутам со скоростью до 400 МБ/с при расстоянии между узлами до 10 м [10]. Разработка стандарта координируется Европейским космическим агентством (ЕКА), а сам стандарт используется во множестве миссий как ЕКА, так и таких космических агентств, как NASA, JAXA и CNSA.

Сеть SpW устойчива к отказам и сбоям, обеспечивает малые задержки при передаче сообщений внутри сети благодаря большой скорости и разветвленной структуре, имеет низкое энергопотребление и компактное IP-ядро. Вся работа по передаче данных

в сети возлагается на маршрутизаторы SpW, что упрощает устройство конечных узлов сети [11].

Анализ физических условий. Требования к надежности и конструкции аппарата для работы на протяжении срока запланированной эксплуатации КА определяются рядом факторов: сроком существования на орбите до сгорания в слоях атмосферы, физическими условиями на орбите, поставленными задачами и набором ПН. Для правильной оценки срока существования и выбора параметров аппаратуры важно изучить и учесть факторы окружающей среды – состав и плотность атмосферы, используемые орбиты, радиационные условия.

Условия окружающей среды определяются высотой и параметрами орбиты КА. Орбита аппарата SibCube будет находиться в диапазоне высот от 400 до 700 км, данные орбиты являются наиболее подходящими для использования КА класса CubeSAT. Орбиты являются близкими к круговым с периодом обращения порядка 90–100 мин. Максимальное окно видимости составит 5–15 мин в зависимости от высоты и эксцентриситета орбиты, необходимые параметры орбиты будут выбраны после разработки СП и постановки задачи перед КА. Выбранные высоты орбит лежат в верхней атмосфере (область атмосферы выше 50 км от поверхности Земли), где еще присутствует атмосферный воздух (на высотах порядка 400 км концентрация составляет 10^{-14} г/см³). Следовательно, будет присутствовать торможение КА об атмосферу и постепенное его снижение. Таким образом, верхняя граница требований к сроку активного существования и надежности определяется временем нахождения на орбите до сгорания в слоях атмосферы.

Для функционирования КА актуальна проблема защиты электронных узлов от ионизирующих излучений. Существует два типа эффектов, влияющих на электронику КА – накопление полной поглощенной дозы (total ionizing dose – TID) и воздействие одиночных ионизирующих частиц (Single Event Effects – SEE). TID-эффект связан с общим повышенным радиационным фоном и приводит к медленной деградации полупроводниковых элементов, что влечет за собой падение характеристик и вывод из строя логических элементов микросхем.

Опасно влияние даже одиночных ионизирующих частиц. Обычно это высокоэнергетичные частицы тяжелых атомов (от 10^5 ГэВ и выше). Попадание даже одной такой частицы может вызывать необратимые последствия [12]. Данные частицы при столкновении с микросхемой вызывают серьезные нарушения в её работе, при попадании в КА порождаются ливни вторичных заряженных частиц, что негативно сказывается на работе микросхемы, может выйти из строя сразу большая часть микросхемы, переключиться сразу большое количество ячеек памяти. Для эффективной защиты КА от ионизирующих излучений требуется провести анализ радиационных условий на используемой орбите. В общих чертах можно сказать, что основными ионизирующими воздействиями, состав и энергии которых следует подробно проанализировать, являются галактическое космическое излучение, солнечные космические лучи и частицы радиационного

пояса Земли (РПЗ) [13]. Выбранные орбиты располагаются в области с низким уровнем радиации, так как находятся в РПЗ, нижняя граница которого в области геомагнитного экватора начинается на высоте около 1000 км [14]. Расположение ниже РПЗ дает возможность использовать промышленную элементную базу в бортовой электронике. Как показывает практика, КА на промышленной элементной базе могут иметь достаточно большой срок активного существования. Существует достаточное количество КА класса CubeSAT, срок активного существования которых достигает уже 6–8 лет. Например, Cute-1 (более 11 лет), Swiss-Cube (более 5 лет), Delphi-C3 (более 6 лет) [8]. Кроме этого, использование промышленной элементной базы снижает стоимость КА на порядки, что является важным для студенческого образовательного космического аппарата.

Технический анализ. Имеет место ряд серьезных малогабаритных и энергетических ограничений, связанных со спецификой СМКА. Малые размеры аппарата и, как следствие, малая площадь солнечных батарей накладывают строгие требования на энергопотребление бортовой электроники и ПН, мощность передатчика и эффективность использования полученной электроэнергии. Для построения первого прототипа аппарата будет использована простейшая конфигурация солнечных батарей – каждая сторона аппарата будет обшита солнечными панелями. При использовании типоразмера солнечных элементов 8×4 см² (по 2 элемента на каждую сторону КА) общая площадь батарей составит порядка 380 см², что даст максимальную мгновенную мощность порядка 2 Вт при прочих равных условиях.

Для более эффективного использования полученной энергии предполагается принять комплексные меры. В первую очередь, управляемое включение и отключение подсистем СП и модулей ПН. Одним из наиболее требовательных к мощности устройств является передатчик, мощность передающих устройств для СМКА составляет порядка 1–2 Вт. Для снижения времени использования передатчика предполагается использовать режим накопления телеметрии – аппарат должен накапливать телеметрию в своей памяти и передавать её только при нахождении в зоне доступности ЦУП. Данная мера позволит держать передатчик выключенным большую часть времени, что повысит энергосбережение аппарата. Для приема и передачи информации будет использоваться радилюбительский УКВ-диапазон 430–440 МГц, управление аппаратом будет осуществляться через ЦУП СибГАУ. Использование радилюбительского диапазона позволит привлечь радилюбителей к приему телеметрии от КА, что позволит расширить возможности по отслеживанию КА. Также рассматривается возможность использования 800 МГц радилюбительской полосы частот, что позволит увеличить скорость передачи данных.

Служебная платформа. На текущий момент перед командой разработчиков SibCube стоит задача разработки и тестирования СП, которая послужит основой для первого и последующих аппаратов. СП будет включать бортовой комплекс управления,

систему электропитания, приемопередатчик, систему ориентации и разработанную конструкцию корпуса.

Разработка ведется с целью обеспечения модульной масштабируемой архитектуры аппарата, которая позволит увеличивать размеры аппарата до формата 3U без принципиального изменения корпуса и СП, что позволит расширить функциональность аппарата и круг решаемых задач. Кроме этого, использование модульной масштабируемой платформы впоследствии снизит время и стоимость создания последующих аппаратов. Масштабируемость аппарата планируется обеспечить на уровне корпуса и электроники. Выбранный конструктив корпуса и электроники имеет стековый тип, где каждая плата стандартизированного размера закрепляется в металлической рамке, образуя модуль. Модули располагаются вертикально друг над другом, образуя несущую конструкцию корпуса. Верхний и нижний модуль выполняют роль крышки корпуса. Для соединения плат между собой используются межплатные разъемы (рис. 3). На уровне электроники масштабируемость будет обеспечиваться использованием телекоммуникационного стандарта SpaceWire.

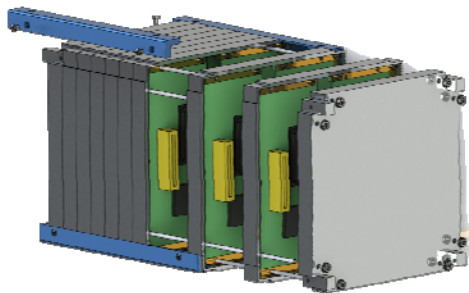


Рис. 3. Концепт модульной структуры КА SibCube

Стековая компоновка выбрана вследствие таких преимуществ, как:

- упрощение масштабирования, нарастить конструкцию до 2U или 3U можно путём добавления новых плат в стек;
- уменьшение стоимости масштабирования (для расширения конструкции необходима лишь минимальная доработка и разработка только новых компонентов ПН);
- облегчение КА вследствие замены кабельной сети межплатными разъемами (в настоящее время вес кабельной сети КА достигает 7–10 % от общей массы КА).

Создание бортового комплекса управления происходит на основе имеющегося у СибГАУ задела по разработке бортовых систем КА на основе сетевой технологии SpaceWire. Модуль бортового компьютера, реализующий основные вычислительные и управляющие действия на борту МКА, основан на микропроцессоре LEON3, встраиваемом в программируемую логическую интегральную схему (ПЛИС) типа flash-FPGA Actel. Данная ПЛИС имеет радиостойкие версии с совместимостью pin-to-pin [15]. Использование ПЛИС обусловлено гибкостью разработки и сравнительной дешевизной – ПЛИС можно сконфигурировать любым необходимым образом, тогда как производство СБИС экономически оправданно только при относительно больших партиях [16]. При этом

возможно создание недорогой СнК, поместив в ПЛИС не только процессор, но и кодек интерфейсов ввода-вывода, таких как SpaceWire. Используя ПЛИС, мы получаем основные преимущества СнК – компактность при монтаже и низкое энергопотребление, а также, упрощение и удешевление разработки вследствие использования открытой реализации софтверного процессора LEON3. Разработка программного обеспечения (ПО) для КА сопряжена с определенными сложностями. Ключевой особенностью разработки ПО для КА является влияние на КА после запуска только посредством телекоманд, а значит программная часть аппарата должна быть подвергнута тщательным проверкам. Такое ПО должно быть максимально надежным, иначе велик риск потерять аппарат из-за программных ошибок. Для обеспечения надежности используются операционные системы реального времени (ОСРВ). ОСРВ отличаются предсказуемым временем реакции на внешние события и высокой степенью надежности. При этом создание ПО для таких систем является более сложной задачей [17]. Для снижения стоимости было принято решение использовать ОС мягкого реального времени RTEMS с открытым свободным исходным кодом.

Система ориентации (СО) является одной из важнейших систем КА, отвечающих за правильную работу аппарата и ПН. В обязанности СО входят: стабилизация КА, демпфирование колебаний, ориентация в выбранном направлении [18]. Для проекта была выбрана активная магнитная СО (АМСО) вследствие низкой стоимости и сложности изготовления, а также возможности активной ориентации. Принцип действия АМСО состоит в создании исполнительными органами (ИО) магнитного момента, который ориентирует аппарат по линиям магнитного поля Земли. ИО будут выполнены в виде электрических катушек.

Магнитный момент, создаваемый ИО, зависит от величины тока, площади витка и количества витков:

$$m = I \cdot S \cdot N. \quad (1)$$

Таким образом, встает вопрос о выборе наиболее оптимального соотношения количества и диаметра витков (как следствие массы), мощности и создаваемого магнитного момента (1). Для увеличения создаваемого магнитного момента был выбран вариант забортного крепления ИО АМСО, максимально использующий доступную площадь боковых сторон аппарата. Каркас ИО выступает также как кронштейн для установки солнечных батарей. Предложенный концепт ИО можно видеть на рис. 4.

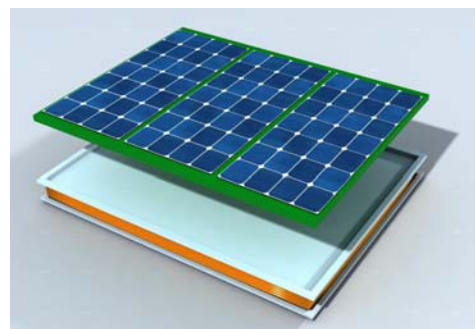


Рис. 4. Концепт исполнительных органов АМСО

Заключение. За счёт проектной модели обучения и личной заинтересованности студентов в космической деятельности может быть решена проблема отсутствия необходимой практики студентов. Создание КА позволит решить проблему оторванности исследований от практического применения и консолидировать студенческую науку в вузе в работе над проектом. Как результат, прогнозируется повышение эффективности обучения. Студенты могут самостоятельно принять непосредственное участие во всех этапах разработки и эксплуатации КА, что позволит впоследствии применить им свои знания в дальнейшей работе на предприятии над большими КА. Также студенты, занимающиеся руководящей и контролирующей деятельностью в рамках таких проектов, получают практические навыки организации проектов, формирования миссии проекта, навыки работы в команде, проведения совещаний, оценки стоимости и риска проектов.

Таким образом, в работе описан студенческий проект SibCube, приведены цели и задачи, преследуемые аппаратом. Проведен предварительный анализ физических условий и технических проблем, связанных с массогабаритными ограничениями. Определён набор используемых решений и технологий (технологии SoC и SpW), сформирована концепция модульной масштабируемой СП КА, которую будет использовать SibCube, а также определены методы достижения модульности и масштабируемости архитектуры как на конструктивном уровне, так и в отношении бортового комплекса управления. Сделан эскизный проект спутника. Кроме этого, в работе приведен концепт решения для СО СМКА SibCube и обоснование такого выбора.

Благодарности. Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение № 14.574.21.0041 от 19.06.2014 г.

Acknowledgments. The study was supported by the Ministry of Education and Science, the agreement of 19.06.2014 № 14.574.21.0041.

Библиографические ссылки

1. Атанов С. К. Проектирование многоспутниковых группировок на базе сверхмалых космических аппаратов [Электронный ресурс] / Евразийский нац. ун-т им. Л. Н. Гумилева. URL: <http://repository.enu.kz/handle/123456789/1020> (дата обращения: 10.10.14).
2. Овчинников М. Ю. «Малыши» завоевывают мир [Электронный ресурс] / Ин-т прикладной математики им. М. В. Келдышева. URL: <http://www.keldysh.ru/events/ovch.pdf> (дата обращения: 10.10.14).
3. Храмов Д. А. Миниатюрные спутники стандарта CubeSat // Космічна наука і технологія. 2009. № 3 (15). С. 20–31.
4. Стандарт по CubeSat «CubeSat Design Specification», версия 13 от 20.02.2014 г. [Электронный ресурс]. URL: http://2.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf (дата обращения: 10.10.14).
5. Chin A. [et al.] Standardization Promotes Flexibility: A Review of CubeSats' Success [Электронный

ресурс]. URL: http://2.cubesat.org/images/More_Papers/flexibility.pdf (дата обращения: 12.10.14).

6. Deployer standards for an enlarged CubeSat family [Электронный ресурс]. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-deployer> (дата обращения: 4.10.14).

7. Gunter's Space Page, CubeSat [Электронный ресурс]. URL: http://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (дата обращения: 12.10.14).

8. Swartwout M. CubeSat Database [Электронный ресурс]. URL: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database> (дата обращения: 12.10.14).

9. Синча О. Ю. Особенности космического производства // Стандарт. 2011. № 8(103). С. 28–32.

10. Шейнин Ю., Солохина Т., Петричкович Я. Технология SpaceWire для параллельных систем и бортовых распределенных комплексов // Электроника: наука, технология, бизнес. 2006. № 5. С. 64–75.

11. Ханов В. Х. Сетевые технологии для бортовых систем космического аппарата: опыт разработки // ТУСУР. 2014. № 2(32). С. 287–293.

12. Вологдин Э. Н., Лысенко А. П. Радиационные эффекты в интегральных микросхемах и методы испытаний изделий полупроводниковой электроники на радиационную стойкость: учеб. пособие. М.: Центр Интеракция, 2002. 46 с.

13. Юдинцев В. Радиационно стойкие интегральные схемы. Надежность в космосе и на земле // Электроника: наука, технология, бизнес. 2007. № 5. С. 72–77.

14. Радиационные условия на орбите КА / И. П. Безродных [и др.] // Ионосфера. Вопросы электромагнетизма: тр. ВНИИЭМ. Москва, 2011. № 4 (123). С. 19–28.

15. Ханов В. Х., Шахматов А. В., Чекмарёв С. А. Сетевой бортовой комплекс управления малым космическим аппаратом // Современные проблемы радиоэлектроники. Красноярск: Изд-во СФУ, 2014. С. 253–256.

16. Бумагин А., Гулин Ю. Специализированные СБИС для космических применений: проблемы разработки и применения // Электроника: наука, технология, бизнес. 2010. № 1. С. 50–56.

17. Блискавицкий А. А., Кабаев С. В. Операционные системы реального времени (обзор) // Мир компьютерной автоматизации: встраиваемые компьютерные системы [Электронный ресурс]. URL: <http://www.mka.ru/?p=40774> (дата обращения: 13.10.14).

18. Попов В. И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 1986. 184 с.

References

1. Atanov S. K. [Designing multisatellite groupings based on nano-satellites]. *Jevrazijskij natsional'nyj universitet im. L. N. Gumileva*. 2012, no. 6. (In Russ.). Available at: <http://repository.enu.kz/handle/123456789/1020> (accessed 10.10.2014).

2. Ovchinnikov M. Ju. "Malyski" zavoevyvajut mir. ["Babbies" are gaining the world]. *Institut prikladnoj matematiki im. M. V. Keldysheva*. (In Russ.) Available at: <http://www.keldysh.ru/events/ovch.pdf>. (accessed 11.10.2014).
3. Hramov D. A. [Miniature satellites of "CubeSat" standard]. *Kosmichna nauka i tehnologija*. 2009, vol. 15, no. 3, p. 20–31 (In Russ.).
4. *Standard "CubeSat"*. [CubeSat Design Specification]. California, USA, ver.13, 20.02.2014. Available at: http://2.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf (accessed 11.10.2014).
5. Chin A., Coelho R., Brook L., Nugent R., Dr. Jordi Puig Suari. Standardization Promotes Flexibility: A Review of CubeSats' Success. Available at: http://2.cubesat.org/images/More_Papers/flexibility.pdf (accessed 14.10.2014).
6. CubeSat concept – deployer standards for an enlarged CubeSat family. Available at: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-deployer> (accessed 14.10.2014).
7. Gunter's Space Page. CubeSat. Available at: http://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (accessed 11.10.2014).
8. Swartwout M. CubeSat Database. Available at: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database> (accessed 12.10.2014).
9. Sincha O. Ju. [Features of space production industry]. *Standart*. 2011, no. 8(103), p. 28–32 (In Russ.).
10. Shejnin Ju., Solohina T., Petrichkovich Ja. [SpaceWire technology for parallel system and distributed board systems]. *Elektronika: nauka, tekhnologiya, biznes*. 2006, no. 5, p. 64–75 (In Russ.).
11. Hanov V. H. [Network technology for board systems of spacecrafts: designing experience]. *TUSUR*, 2014, no. 2(32), p. 287–293 (In Russ.).
12. Vologdin Je. N., Lysenko A. P. *Radiatsionnye jeffekty v integral'nykh mikroskhemakh i metody ispytaniy izdelij poluprovodnikovoj jelektroniki na radiatsionnuju stojkost'*. [Radiation effects in integrated circuits and methods of testing semiconductor electronics products to radiation resistance]. Moscow, Centr Interacija Publ., 2002, 46 p.
13. Judincev V. [Radiation persistent of integrated circuits. Reliability in space and on the earth]. *Elektronika: nauka, tekhnologiya, biznes*. 2007, no. 5, p. 72–77 (In Russ.).
14. Bezrodnyh I. P., Morozova E. I., Petrukovich A. A., Kazancev S. G., Kochetov I. V., Semjonov V. T. [Radiation conditions on an earth orbit]. "Ionosfera". *Voprosy elektromekhaniki : tr. VNIEM*. 2011, no. 4(123), p. 19–28 (In Russ.).
15. Hanov V. H., Shahmatov A. V., Chekmarjov S. A. [Network board systems to control of small spacecrafts]. *SFU "Sovremennye problemy radioelektroniki"*. 2014, p. 253–256 (In Russ.).
16. Bumagin A., Guln Ju. [Specialized ASIC for space applications: problems of development and application]. *Elektronika: nauka, tekhnologiya, biznes*. 2010, no. 1, p. 50–56 (In Russ.).
17. Bliskavitskii A. A., Kabaev S. V. [Operation system of real time (review)]. *Mir komp'yuternoi avtomatizatsii: vstraivaemye komp'yuternye sistemy* (In Russ.) Available at: <http://www.mka.ru/?p=40774>. (accessed 13.10.2014).
18. Popov V. I. *Sistemy orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov*. [Orientation and stabilisation systems for spacecrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 184 p.

© Зуев Д. М., Пятков А. Г., Мовчан П. В.,
Смирнов Д. В., Костюков А. С., 2014