

УДК 629.7.018.77

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-486-497

Для цитирования: Концепция научно-образовательного эксперимента по проведению летного тестирования различных типов фотоэлектрических преобразователей / М. М. Лукьянов, Г. П. Прохоров, В. С. Куценко и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 3. С. 486–497. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-486-497.

For citation: Lukyanov M. M., Prokhorov G. P., Kutsenko V. S., Karpov E. S., Parshin A. S., Zuev D. M. [The concept of an educational and scientific experiment for conducting on-orbit testing of any types of photovoltaic cell]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 3, P. 486–497. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-486-497.

Концепция научно-образовательного эксперимента по проведению летного тестирования различных типов фотоэлектрических преобразователей

М. М. Лукьянов*, Г. П. Прохоров, В. С. Куценко,
Е. С. Карпов, А. С. Паршин, Д. М. Зуев

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31

*E-mail: mishka.1255555@mail.ru

В статье предлагается концепция эксперимента по проведению летной апробации различных образцов фотоэлектрических преобразователей. Целью исследования является изучение поведения новых типов солнечных элементов в условиях космического пространства.

Исследование будет выполняться методом тестирования образцов на борту космического аппарата. Проведение эксперимента будет осуществляться устройством, производящим сбор данных об электрических свойствах солнечных элементов. Полученная информация будет представлена в виде вольтамперной характеристики. В ходе эксперимента также будет проведено изучение ее зависимости от внешних параметров. В частности, будет исследована корреляция вольтамперной характеристики от значений температуры и освещенности солнечных элементов. Исходя из полученных данных, будет определен коэффициент полезного действия фотоэлектрических преобразователей. Также будет изучена их деградация в результате воздействия космического ионизирующего излучения. Перед авторами поставлена задача спроектировать и разработать экспериментальную установку, которая будет представлять собой модуль полезной нагрузки малого космического аппарата класса CubeSat.

По результатам работы был выработан облик эксперимента по проведению летного тестирования, определены требования к модулю полезной нагрузки и предложен проект по его созданию. На данном этапе схемотехническая и программная реализация самого модуля находятся в стадии разработки. В ходе работы также были сформулированы основные требования, которые данный модуль предоставляет основным системам космического аппарата.

Для выполнения миссии эксперимента планируется интегрировать модуль полезной нагрузки на платформу аппарата ReshUCube-2 форм-фактора 3U. Этот спутник будет оснащен оборудованием, обеспечивающим возможность проведения технологических экспериментов.

Ключевые слова: фотоэлектрические преобразователи, полезная нагрузка, летный эксперимент, деградация, радиационная стойкость.

The concept of an educational and scientific experiment for conducting on-orbit testing of any types of photovoltaic cell

M. M. Lukyanov*, G. P. Prokhorov, V. S. Kutsenko,
E. S. Karpov, A. S. Parshin, D. M. Zuev

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: mishka.1255555@mail.ru

The article proposes the concept of an experiment for conducting flight testing of various samples of photovoltaic converters. The purpose of the experiment is to study the behavior of new types of solar cells in outer space.

The research will be carried out by testing samples on board the spacecraft. The experiment will be carried out by a device that collects data on the electrical properties of solar cells. The information received will be presented in the form of a voltage characteristic. During the experiment, its dependence on external parameters will also be studied. In particular, the correlation of the current-voltage characteristic from the values of temperature and illumination of solar cells will be investigated. Based on the data obtained, the efficiency of photovoltaic converters will be determined. Their degradation as a result of exposure to cosmic ionizing radiation will also be studied. The authors are tasked with designing and developing an experimental installation that will be a payload module of a small CubeSat-class spacecraft.

Based on the results of the work, the appearance of the flight testing experiment was developed, the requirements for the payload module were determined and a project for its creation was proposed. At this stage, the circuit design and software implementation of the module itself are under development. In the course of the work, the main requirements that this module provides to the main systems of the spacecraft were also formulated.

To carry out the mission of the experiment, it is planned to integrate the payload module on the platform of the ReshUCube-2 form factor 3U. This satellite will be equipped with equipment enabling technological experiments.

Keywords: solar cells, payload, on-orbit experiment, degradation, radiation hardness.

Введение

Фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) наиболее часто используются на космических аппаратах (КА) в качестве первичного источника электроэнергии. Их основным недостатком является ухудшение работоспособности в условиях космической среды. Большое количество пролетающих высокоэнергетических заряженных частиц и ультрафиолетовое излучение Солнца вызывают появление множественных дефектов. Деграция солнечных панелей является актуальной проблемой в сфере спутникостроения, поскольку время работы космического аппарата на орбите главным образом определяется состоянием его системы энергопитания. Согласно статье [1], наибольшая доля отказов, приводивших к провалу миссии спутников *CubeSat*, приходится именно на эту систему.

Едва ли представляется возможным полностью защитить панели от губительных условий космоса. Однако, повысив эффективность солнечных элементов и снизив на какой-то порядок величину деградации, можно увеличить сроки службы космических миссий. Поэтому в настоящее время во всем мире разрабатывается несколько перспективных концепций ФЭП с несколькими *p-n* переходами для космических применений [2]. И все они нуждаются в тестировании, поскольку необходимо понимать их поведение на орбите.

С помощью наземных имитаторов Солнца невозможно точно воссоздать спектр Солнечного излучения на орбите, соответствующий нулевой атмосферной массе (АМ0) [3]. Величина атмосферной массы определяет долю солнечного излучения, поглощаемого атмосферой Земли.

Даже опыты, проводимые на стратостатах, не смогут рассказать нам о поведении солнечных элементов на борту КА. Кроме того, в земных условиях крайне тяжело воспроизвести спектр космического ионизирующего излучения. Поэтому летное тестирование на платформе наноспутников формата *CubeSat*, не облагающих разработчиков высокими экономическими затратами, будет являться рациональным способом получения данных о новых технологических решениях на ранних этапах тестирования ФЭП.

Метод летной апробации имеет опыт применения в реальных миссиях спутников *CubeSat*. В таком формате проводились эксперименты по определению эффективности ФЭП и ее снижения с течением времени.

Базовым методом исследования деградации солнечных панелей является измерение рабочего тока и определение снижения его значения с течением времени. В статье [4] предлагается альтернативный метод мониторинга деградации солнечной батареи спутника с использованием фотоэлектрической модели в качестве эталона. Этот метод может быть использован на любом спутнике, на котором собираются данные о напряжении, токе, угле падения солнечного света и температуре солнечной батареи. Метод заключается в использовании моделей деградации, применении фотоэлектрических моделей. Существует две фундаментальные модели. Первой из них является модель переноса протонов (*proton fluence model*) [5], предложенная Лабораторией реактивного движения (*JPL*). Вторая – модель дозы повреждения от смещения (*displacement damage dose, DDD*) [6], разработанная Военно-морской исследовательской лабораторией (*NRL*). В качестве примера приводится эксперимент, который проводился на первом спутнике, произведенном Сингапуром – *X-SAT* [7]. В этом исследовании сравниваются теоретически и экспериментально определенные выходные характеристики солнечных панелей. В теоретических расчетах используется фотоэлектрическая модель, а экспериментальная проверка проводилась на борту аппарата *X-SAT*.

Публикация [8] включает в себя вопросы о постановке экспериментов на орбите на примере миссии *TacSat-4* [9]. Миссия заключалась в исследовании радиационной стойкости солнечных панелей, а также их эффективности в условиях космического пространства. *TacSat-4* выведен на высокоэллиптическую орбиту (*HEO*) размером 12000×700 км, пересекая как электронный, так и протонный радиационные пояса [10]. Суровая среда электронного и протонного излучения служит отличной возможностью для тестирования новых фотоэлектрических технологий. В рамках эксперимента использовались ультратонкие (100 мкм) солнечные элементы с тройным переходом *GaInP / GaInAs / GE*, а также модуль солнечных элементов с концентратором растянутых линз.

Также имеется опыт реализации университетами метода верификации на орбите. Целью технической миссии космического аппарата *MOVE-II* являлось измерение вольтамперной характеристики новых многопереходных солнечных элементов [11]. Этот спутник был разработан Мюнхенским университетом и запущен в начале 2018 г. на круговую солнечно-синхронную орбиту высотой приблизительно 500 км. Его внешний вид представлен на рис. 1.

В модуле полезной нагрузки *Zenith*, установленном на данном спутнике, каждый ФЭП подключен к считывающей цепи. Управление разверткой напряжения осуществляется с помощью цифроаналогового преобразователя. Сигналы напряжений ячейки и шунта оцифровываются с помощью аналого-цифровых преобразователей. Температура каждого солнечного элемента измеряется цифровым датчиком, который находится в прямом тепловом контакте с задней поверхностью солнечного элемента.

В номинальном режиме спутник работает в положении, когда полезная нагрузка направ-

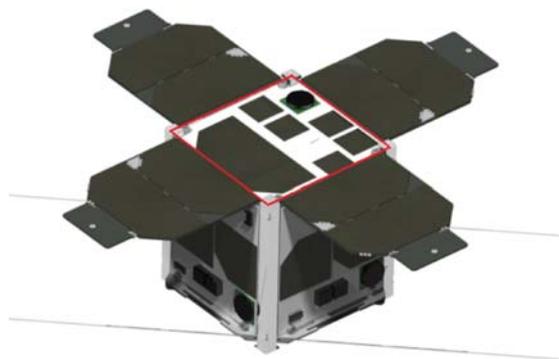


Рис. 1. Внешний вид спутника *MOVE-II*. Область ПН выделена красной рамкой [11]

Fig. 1. The appearance of the *MOVE-II* satellite. The payload area is highlighted with a red border

лена в зенитном направлении (строго к Солнцу). Дополнительные данные, такие как угол наклона Солнца и видимость Земли, собираются системой ориентации и контроля (*ADCS*) и также включаются в передаваемые данные. Эти входные данные используются для последующей обработки на Земле и для исследования влияния угла падения солнца и альбедо Земли на производительность солнечных элементов.

Примером отечественной миссии исследования новых ФЭП в космосе является первый спутник Дальнего Востока «АмурСат» [12]. Это *CubeSat* формата 3U весом 3 кг, созданный Амурским государственным университетом (АмГУ) в рамках программы «Универсат-СОКРАТ». Он запущен в июле 2019 г. на солнечно-синхронную орбиту высотой 530 км. На борту этого спутника был установлен модуль полезной нагрузки «Фотон – Амур», также разработанный АмГУ. Прибор «Фотон – Амур» позволяет проводить исследования вольтамперных характеристик новых фотоэлектрических преобразователей. ФЭП для этого модуля были собраны из гетероструктурных элементов, выращенных в собственной лаборатории университета.

КА оснащен универсальной платформой для обеспечения работоспособности модуля. С учетом конструктивного исполнения платформы и особенностей подключения полезных нагрузок прибор «Фотон – Амур» выполнен на двух платах, одна является вычислительным устройством, а вторая – панелью фотоэлектрических преобразователей. Основу платформы составляет микроконтроллер с внутрисистемной флэш-памятью. Полученные во время эксперимента данные накапливаются в ПЗУ и передаются на Землю во время сеанса связи порциями по 256 бит. Формат отправляемых данных содержит название модуля, время отправки и блок параметров. В эти параметры входят значения, полученные датчиками тока, напряжения, температуры и освещенности ФЭП. По полученным данным на Земле будут вычисляться эффективность и мощность фотоэлектрических преобразователей, рассчитываться зависимости их характеристик от факторов окружающей среды – температуры, энергии светового потока, ионизирующего излучения и времени работы. Энергопотребление модуля: среднее – 50 мА, пиковое – не более 100 мА. Общий вес полезной нагрузки не более 100 г.

Результаты испытаний на орбите не выявили существенных замечаний по работе ПН. Данные, полученные с приборов, установленных на спутнике, подтвердили работоспособность и пригодность модуля для ведения космического эксперимента. По результатам летной эксплуатации спутника были сформулированы рекомендации по усовершенствованию параметров и режимов бортовых служебных систем и приборов ПН для применения в последующих аппаратах данного класса.

Существует множество других примеров проведения тестирования технологических решений на борту малого космического аппарата. И накопленный опыт целесообразно использовать при проектировании новых подобных миссий. В приведенной статье представлен проект модуля ПН для КА класса *CubeSat* для проведения летной апробации ФЭП различного типа. Разрабатываемое устройство должно соответствовать требованиям и ограничениям, которые определены форматом спутника.

Параметры и характеристики ФЭП, определяемые в ходе эксперимента

В качестве выходных данных будут выступать мгновенные значения тока, выдаваемого солнечным элементом в зависимости от падающего на нем напряжения. Совокупность значений тока и соответствующих значений напряжения будут использоваться для построения точек кривой вольтамперной характеристики (ВАХ) солнечного элемента. Каждому полученному набору точек ВАХ будет определяться соответствующее значение угла положения Солнца. Этот угол поможет определить освещенность солнечных элементов. Проводя качественный и количественный анализ кривой ВАХ, пользуясь известными значениями освещенности и площади поверхности ФЭП, будет получено значение его коэффициента полезного действия (КПД). Наблюдение за КПД в течение некоторого времени позволит исследовать деградацию солнечного элемента. Также каждый цикл измерений будет сопровождаться измерением температуры ФЭП.

Методика летного эксперимента и рабочие циклы

В качестве методологии эксперимента предлагается использовать методику, лежащую в основе миссии КА *MOVE-II* [11]. В рамках проведения эксперимента на орбите предлагаются опыты по определению зависимости ВАХ солнечных элементов от угла освещенности и температуры.

Для реализации этих опытов модуль полезной нагрузки будет проводить эксперимент в двух режимах:

- 1) режим измерения угла освещенности;
- 2) режим изменения температуры.

Последовательность этих двух режимов будет составлять рабочий цикл.

Определение зависимости ВАХ от угла положения Солнца будет проводиться с помощью использования Системы Ориентации и Стабилизации, а также солнечного датчика. В режиме изменения угла освещенности космическому аппарату будет необходимо совершить поворот. В исходном положении модуль полезной нагрузки спутника будет ориентирован под углом 90° относительно направления на Солнце, как показано на рис. 2 слева. В конечном положении модуль будет ориентирован строго на Солнце (рис. 2 справа).

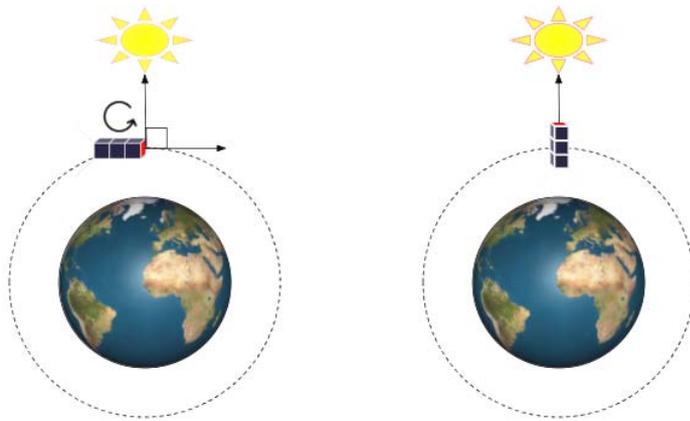


Рис. 2. Схематичное представление начального и конечного положения КА в режиме изменения угла освещенности

Fig. 2. Schematic representation of the initial and final position of the spacecraft in the mode of changing the illumination angle

Во время маневра для предварительно заданных значений угла положения Солнца будут собираться наборы точек ВАХ. Для проведения этого опыта есть необходимость в минимизации времени поворота с целью избегания резкого скачка температуры в ходе рабочего цикла. Временные рамки проведения данного этапа цикла работы будут уточнены.

В режиме изменения температуры модуль будет ориентирован строго на Солнце в течение всего цикла измерений. Получение наборов точек ВАХ будет производиться для заранее заданных значений температуры. Согласно источнику [13], во время прохождения малого космического аппарата, расположенного на низкой околоземной орбите, температура на солнечных панелях, которые ориентированы на Солнце, может достигать до 80°C , а температура систем, на которые не попадают прямые солнечные лучи, составляет от 20°C .

Если кривые $I-V$ могут быть получены при разных температурах, то можно будет определить соответствующие температурные коэффициенты. Знания о зависимости ВАХ от температуры также помогут провести калибровку в опыте с изменением угла положения Солнца.

Очевидно, на результаты эксперимента будет оказывать ощутимое влияние свет, отраженный от Земли. Для чистоты проведения эксперимента в статье [14] предлагается проведение измерений в заблаговременно предсказанный временной интервал, когда спутник будет нахо-

даться около «полудня» орбиты, чтобы обеспечить оптимальное освещение солнечных элементов без альбедо Земли. Под «полуднем» орбиты понимается такая точка орбиты, которая находится строго между Землей и Солнцем.

Облик модуля полезной нагрузки

Предлагается проект модуля полезной нагрузки, который будет сконструирован на одной плате. На внешней стороне платы будут располагаться верифицируемые фотоэлектрические преобразователи, а также датчик Солнца (который будет представлять собой совокупность фоторезисторов низкого сопротивления). Модуль будет установлен на торцевой стороне КА.

Солнечные элементы будут иметь небольшие размеры (2–3 см). Их количество на экспериментальном модуле составит 5–6 штук. Для экспериментального изучения эффектов деградации один из элементов будет установлен в виде голой ячейки, т. е. без защитного стекла. В дальнейшем габариты и количество ячеек будут уточнены.

Каждый ФЭП будет подключен к считывающей цепи. Измерение температуры будет проводиться датчиком в месте прямого теплового контакта с задней поверхностью каждого ФЭП. Развертку кривой зависимости тока от напряжения планируется выполнять путем изменения сопротивления блока цифровой нагрузки, который будет служить в качестве переменной электронной нагрузки. Управление переменным сопротивлением будет осуществляться с помощью микроконтроллера. Микросхема цифровой нагрузки имеет в своём составе 63 резистора, соединенных последовательно. С помощью управляющего сигнала, подающегося на микросхему, можно изменять количество резисторов, участвующих в электрической цепи. Напряжение U_C солнечного элемента измеряется непосредственно между положительным и отрицательным контактом солнечного элемента. Ток измеряется как падение напряжения на прецизионном шунтирующем резисторе R небольшого сопротивления с низким температурным коэффициентом.

В качестве устройства, измеряющего ток и напряжение, а также оцифровывающего их значения, будет удобно применять готовую микросхему типа *INA266*. Связь этой микросхемы с внешними устройствами, а в частности, с микроконтроллером (обозначен аббревиатурой *МК* на рис. 3), можно установить по интерфейсу *I2C*. Для общения микроконтроллера полезной нагрузки с платформой КА класса *CubeSat* принято использовать *CAN*-шину. Это решение имеет широкий опыт применения.

На рис. 3 представлена схема, показывающая связь между компонентами полезной нагрузки и платформой космического аппарата. Точечным пунктиром выделены считывающие цепи, снимающие ВАХ с солнечных элементов. На иллюстрации изображены лишь 2 блока считывающих цепей для наглядного представления взаимодействия этих блоков с микроконтроллером.

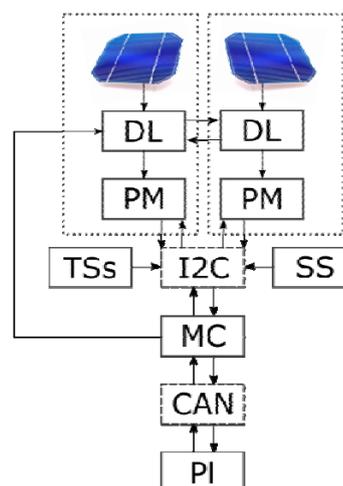


Рис. 3 Функциональная блок-схема:

DL – блок цифровой нагрузки; PM – Power monitor INA266;
I2C – интерфейс I2C; TSs – датчики температуры;
SS – датчик освещения; MC – микроконтроллер;
CAN – интерфейс CAN; PI – платформа ReshUCube-2

Fig. 3 Functional block diagram:

DL – digital load unit; PM – Power monitor INA266;
I2C – I2C interface; TSs – temperature sensors;
SS – light sensor; MC – microcontroller;
CAN – CAN interface; PI – ReshUCube-2 platform

Объем генерируемых данных

Все вырабатываемые данные будут представлены в виде переменных типа *float*, имеющих объем 4 байта.

Количество точек для графика ВАХ будет определяться точностью измерений тока и напряжения. Точность измерения, в свою очередь, определяется главным образом температурной и радиационной стабильностью элементов цепи.

Планируется, что ВАХ будет содержать около 20 точек. Каждому набору данных ВАХ будут соответствовать значения температуры и угла положения Солнца в момент измерения.

В случае использования солнечного датчика по типу *QD* фотодиода, чувствительный элемент которого состоит из четырех независимых фотодиодов, будут получены соответствующие 4 значения выходных напряжений фотодетекторов. Эти значения будут обрабатываться на Земле и из их соотношения будет однозначно определено положение Солнца.

Информационный объем одного полного набора данных ВАХ будет составлять 420 байт.

Умножив это значение на количество исследуемых солнечных ячеек (возьмем 5), получим 2100 байт информации.

Планируется по возможности последовательно совместить опыт с изменением угла наклона и опыт с изменением температуры. Предлагается провести 10 измерений для угла от 0 до 90° с шагом в 10°, а также дополнительные измерения для углов 5° и 85° (для более точного определения возможного влияния отражательных эффектов). Всего: 12 измерений. Для эксперимента с изменением температуры предварительно планируется провести 10 измерений, например: с шагом в 5 °С в диапазоне от 25 до 75 °С. В итоге предварительно мы имеем 12 + 10 = 22 цикла измерений ВАХ, информационный объем которых составит 19 800 байт (около 19,3 Кб) (см. табл.).

Генерируемый объем данных

Набор данных ВАХ для одного ФЭП				Кол-во ФЭП	Объем данных одного полного набора, байт	Кол-во наборов	Объем пакета данных, получаемых за полный цикл измерений, байт
Измеряемые параметры	Вес параметра, байт	Кол-во измерений	Суммарный объем данных, байт				
Ток	4	20	80				
Напряжение	4	20	80				
Угол падения	4	4	16				
Температура	4	1	4				
Итого		45	180	5	900	22	19800

Планируется получать полный пакет данных от модуля полезной нагрузки с периодичностью раз в неделю, предварительно посылая по каналу связи из Центра управления полетами (ЦУП) к КА соответствующую телекоманду с привязкой по времени.

Обеспечение связи с модулем полезной нагрузки и получение данных

Управление началом рабочего цикла полезной нагрузки будет осуществляться с помощью радиосвязи системы телекоммуникации КА с наземной станцией центром управления полетами. Процесс запуска проведения эксперимента на борту будет включать в себя следующие этапы:

1. Отправка телекоманды из центра управления полетами на КА по восходящей линии канала связи [15] с привязкой ко времени.

2. Прием телекоманды телекоммуникационной системой спутника и передача в бортовую систему управления.

3. Послание из бортового компьютера в заданный момент времени команды начала эксперимента через мультиплексор по шине *I2C* в микроконтроллер полезной нагрузки.

В микроконтроллер будет загружено программное обеспечение, реализующее проведение эксперимента.

Принцип получения данных из модуля полезной нагрузки:

1. Измерение набора значений токов и соответствующих напряжений, выдаваемых фотоэлектрическим преобразователем.
2. Получение из датчиков положения Солнца и температуры соответствующих значений угла положения светила и температуры.
3. Измеренные параметры поступают в микроконтроллер, формирующий пакет данных в виде excel-таблицы или текстового файла.
4. Микроконтроллер передает пакет через мультиплексор по интерфейсу *I2C* на бортовой компьютер.
5. Во время появления канала связи пакет данных передается в ЦУП в виде телеметрии.

Минимальные требования к платформе

Разрабатываемый модуль полезной нагрузки будет установлен на торцевую сторону спутника *CubeSat* форм-фактора *3U* [16]. Измерительная цепь будет напечатана на нижней стороне платы. На верхней стороне платы будут сделаны выводы контактов для припаивания ФЭП. Торцы направляющих должны иметь зоны для контакта с соседними аппаратами во время запуска. Минимальный размер этих зон: 6,5 мм (рис. 4). Эта зона накладывает ограничение по высоте установленных на плату компонентов. Под высотой понимается размер вдоль оси *Z*.

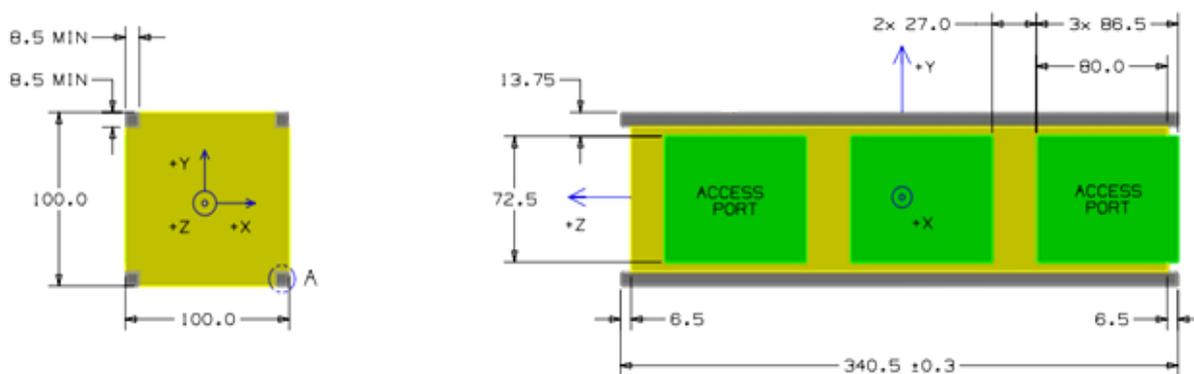


Рис. 4. Торцевой и боковой виды *3U CubeSat*

Fig.4. End and side views of *3U CubeSat*

Плата имеет размеры 100×100 мм и по углам имеет квадратные срезы глубиной не менее 8,5 мм для установки на направляющие (металлический каркас). Помимо солнечных элементов, на фронтальной стороне платы будет размещен солнечный датчик (показан на рис. 5 в виде круга, разделенного на 4 сектора).

Также стоит отметить условия, предъявляемые характером эксперимента к орбите космического аппарата. Для реализации изучения эффектов деградации орбита спутника должна тем или иным образом проходить через радиационные пояса Ван Аллена [10]. Планируется, что космический аппарат *ReshUCube-2* будет выведен на низкую околоземную орбиту. Нижняя граница возрастания интенсивности излучения заряженных частиц (протонов) начинается на высоте 500 км

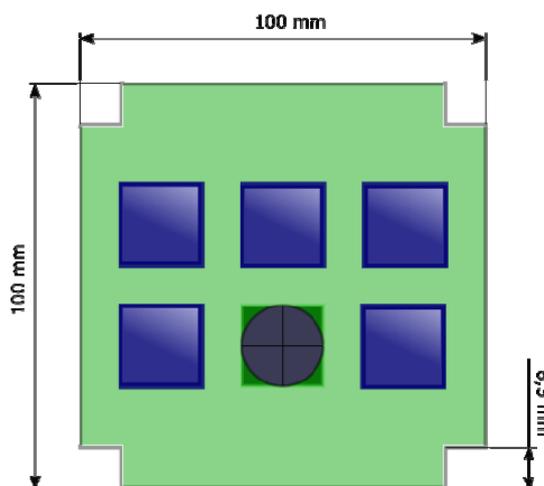


Рис. 5. Плата модуля полезной нагрузки

Fig. 5. Payload Module board

(над Атлантикой). Поэтому целесообразно, чтобы орбита спутника была полярной и пролегла выше этой отметки. Кроме того, для чистоты проведения эксперимента необходимо моделирование орбиты для предсказания времени, когда спутник будет проходить около «полудня» орбиты. Это позволит обеспечить оптимальное освещение солнечных элементов без альбедо Земли.

Характеристики служебных систем определяют тип и возможности полезной нагрузки [15]. 19,3 Кб данных, генерируемый модулем полезной нагрузки, будут предоставлять отнюдь не высокие требования к интерфейсу и системе телекоммуникации. Время передачи такого объема данных по протоколу *I2C* (со скоростью 100 Кбит/с) составит приблизительно 1,5 с. Зачастую в бортовой телекоммуникационной системе спутников *CubeSat* используется передатчик VHF/UHF-диапазона. Минимальная скорость передачи телеметрии по нисходящему каналу связи составляет 9 600 бит/с. При такой скорости сгенерированные данные будут отправлены на Землю за 16,5 с. Если учесть, что 30 % сообщения займут протокольные данные (служебная информация), то отправка пакета данных в общей сложности займет 24,6 с.

Во время режима изменения ориентации в ходе цикла работы модуля полезной нагрузки КА должен будет совершить маневр: поворот на 90°. Скорость поворота будет ограничена возможностями Системы Ориентации и Стабилизации. Предварительно оцененные требования к точности ориентации имеют стандартное значение: не более 10° отклонения от заданного положения. На этот параметр будет оказывать влияние точность Солнечного датчика.

Реализация на платформе космического аппарата

Предполагается реализация космической миссии модуля полезной нагрузки на борту спутника *ReshUCube-2*. Аппарат в данный момент находится на стадии разработки. Он будет развивать идеи, заложенные в первом *ReshUCube*, созданным СибГУ им. М. Ф. Решетнева [17]. В первую очередь, это касается реализации реконфигурируемой космической лаборатории. По задумке проекта планировалось использование полученных данных в рамках учебно-научной деятельности.

Принцип работы такой лаборатории заключается в управлении режимами работы полезной нагрузки путем загрузки на КА программного обеспечения в процессе полета. Управление устройствами осуществляется контроллером полезной нагрузки. *ReshUCube* оснащен широким набором оборудования для проведения различных научных технологических экспериментов. На платформе спутников этой серии устанавливается несколько модулей полезной нагрузки различного характера, в том числе выполняющих тестирование и летную апробацию новых технологических решений.

Заключение

Традиционно космические аппараты, в том числе и малые аппараты, в частности, наноспутники класса *CubeSat*, используются для проведения научных и технологических экспериментов. В данной работе сформулирован облик эксперимента по апробации фотоэлектрических элементов, предназначенного для проведения на модуле полезной нагрузки наноспутника класса *CubeSat*. В рамках облика определена методика проведения тестирования фотоэлектрических преобразователей, описаны рабочие циклы эксперимента. С учетом основных требований, предъявляемых методикой эксперимента, разработан проект тестирующего устройства. В проекте раскрыт способ схемотехнической реализации устройства, представлена функциональная схема модуля, демонстрирующая его основные компоненты. В ходе разработки модуля полезной нагрузки планируется использование коммерчески доступных решений при выборе комплектующих, что соответствует общей философии наноспутников класса *CubeSat*.

Проведение эксперимента в условиях космической среды позволит получить представление об истинном поведении солнечных ячеек на орбите. Эксперименты такого рода не могут иметь полноценных земных аналогов в связи с невозможностью моделирования всех действующих

факторов космического пространства. Поэтому проекты проведения подобных экспериментов притягивают внимание разработчиков, желающих получения летной истории для своей продукции.

Формат *CubeSat* [16] способствует повышению удобства проведения эксперимента за счет конкретно определенных стандартов для спутников данного типа. К тому же, проведение эксперимента на борту *CubeSat* является бюджетным вариантом исследований. А концепция реконфигурируемой космической лаборатории *ReshUCube* не даст спутнику стать бесполезным после окончания заранее определенной экспериментальной программы и поможет использовать ресурсы аппарата с максимальной эффективностью.

Библиографические ссылки

1. Enhancing Lifetime of 1U/2U CubeSat Electric Power System with Distributed Architecture and Power-down Mode / A. Edpuganti, V. Khadkikar, H. Zeineldin et al. // IEEE Transactions on Industry Applications. 2022. Vol. 58. P. 901–913.
2. 3–6 Junction photovoltaic cells for space and terrestrial concentrator applications / F. Dimroth, C. Baur, A. W. Bett et al. // 31st IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 2005. P. 525–529.
3. AM0 solar cell calibration under near space conditions / R. Hoheisel, D. Wilt, D. Scheiman et al. // IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference. 2014. P. 1811–1814.
4. A Photovoltaic Model Based Method to Monitor Solar Array Degradation On-Board a Micro-Satellite / Jing Jun Soon, Jiun Wei Chia, Htet Aung et al. // IEEE. 2018. 10 p.
5. Feynman J., Ruzmaikin A., Berdichevsky V. The JPL proton fluence model: an update // Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics. 2002. Vol. 64. P. 1679–1686.
6. Modeling solar cell degradation in space: A comparison of the NRL displacement damage dose and the JPL equivalent fluence approaches / S. R. Messenger, G. P. Summers, E. A. Burke et al. // Progress in Photovoltaics: Research and Applications. 2001. Vol. 9. P. 103–121.
7. Bretschneider T. Singapore's satellite mission X-Sat // Proceedings of the International Academy of Astronautics Symposium on Small Satellites for Earth Observation. 2003. P. 105–108.
8. Solar Cell experiment for Space: Past, Present and Future. R. Hoheisel, S. R. Messenger, M. P. Limb et al. // Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering. 2013. Vol. 8620. 7 p.
9. TACSAT-4 solar cell experiment: Advanced solar cell technologies in a high radiation environment / P. Jenkins, M. Krasowski, N. Prokop et al. // IEEE 44th Photovoltaic Specialists Conference. 2009. P. 9–12.
10. Space Weather Effects in the Earth's Radiation Belts / D. N. Baker, P. J. Erickson, J. F. Fennell et al. // Space Science Reviews, 2018. Vol. 214. 17 p.
11. On-orbit verification of space solar cells on the CubeSat MOVE-II / M. Rutzinger, L. Krempel, M. Salzberger et al. // Munich: Technical University of Munich. 2016. 5 p.
12. Фомин Д. В. «АмГУ-1» («АмурСат») – первый спутник АмГУ // Космонавтика: наука и образование : материалы Всерос. науч. конф. (17 октября 2019, г. Благовещенск) / под общ. ред. В. В. Соловьева ; Ам. гос. ун-т. Благовещенск, 2019. С. 15–18.
13. New Methodologies for the Thermal Modeling of CubeSats / R. Philipp, P. Hager, C. Lucking et al. // 26th Annual AIAA/USU, Conference on Small Satellites. 2012. 11 p.
14. On-Orbit Characterization of Space Solar Cells on Nano-satellites / J. Lee, J. Nocerino, B. Hardy et al. // IEEE 44th Photovoltaic Specialists Conference. 2017. P. 1–6.
15. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
16. Electronic textbook [Электронный ресурс]. URL: <https://www.cubesat.org> (дата обращения: 25.09.2021).
17. Ханов В. Х., Зуев Д. М., Шахматов А. В. Реализация полезной нагрузки ReshUCube как реконфигурируемой космической лаборатории // Решетневские чтения : материалы XXV Меж-

дунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2021. С. 417–418.

References

1. Edpuganti A., Khadkikar V., Zeineldin H. et al. Enhancing Lifetime of 1U/2U CubeSat Electric Power System with Distributed Architecture and Power-down Mode. *IEEE Transactions on Industry Applications*. 2022, Vol. 58, P. 901–913.
2. Dimroth F., Baur C., Bett A. W. et al. 3–6 Junction photovoltaic cells for space and terrestrial concentrator applications. *31st IEEE Photovoltaic Specialists Conference*. 2005, P. 525–529.
3. Hoheisel R., Wilt D., Scheiman D. et al. AM0 solar cell calibration under near space conditions. *IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference*. 2014, P. 1811–1814.
4. Jing Jun Soon, Jiun Wei Chia, Htet Aung et al. A Photovoltaic Model Based Method to Monitor Solar Array Degradation On-Board a Micro-Satellite. *IEEE*. 2018, P. 10.
5. Feynman J., Ruzmaikin A., Berdichevsky V. The JPL proton fluence model: an update. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*. 2002, Vol. 64, P. 1679–1686.
6. Messenger S. R., Summers G. P., Burke E. A. et al. Modeling solar cell degradation in space: A comparison of the NRL displacement damage dose and the JPL equivalent fluence approaches. *Progress in Photovoltaics: Research and Applications*. 2001, Vol. 9, P. 103–121.
7. Bretschneider T. Singapore’s satellite mission X-Sat. *Proceedings of the International Academy of Astronautics Symposium on Small Satellites for Earth Observation*. 2003, P. 105–108.
8. Hoheisel R., Messenger S. R., Limb M. P. et al. Solar Cell experiment for Space: Past, Present and Future. *Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering*. 2013, Vol. 8620, 7 p.
9. Jenkins P., Krasowski M., Prokop N. et al. TACSAT-4 solar cell experiment: Advanced solar cell technologies in a high radiation environment. *IEEE 44th Photovoltaic Specialists Conference*. 2009, P. 9–12.
10. Baker D. N., Erickson P. J., Fennell J. F. et al. Space Weather Effects in the Earth’s Radiation Belts. *Space Science Reviews*. 2018, Vol. 214, 17 p.
11. Rutzinger M., Krempel L., Salzberger M. et al. On-orbit verification of space solar cells on the CubeSat MOVE-II. *Munich: Technical University of Munich*. 2016, 5 p.
12. Fomin D. V. [AmGU-1 (AmurSat) – AmSU first satellite]. *Materialy Vseros. nauch. konf. “Kosmonavtika: nauka i obrazovanie”* [Materials Intern. Scientific. Conf “Cosmonautics: science and education”]. Blagoveschensk, 2019, P. 15–18 (In Russ.).
13. Philipp R., Hager P., Lucking C. et al. New Methodologies for the Thermal Modeling of CubeSats. *26th Annual AIAA/USU, Conference on Small Satellites*. 2012, 11 p.
14. Lee J., Nocerino J., Hardy B. et al. On-Orbit Characterization of Space Solar Cells on Nano-satellites. *IEEE 44th Photovoltaic Specialists Conference*. 2017, P. 1–6.
15. Chebotaryov V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informacionnogo obespecheniya: ucheb. posobie* [Fundamentals of designing information support spacecraft: textbook. stipend]. Krasnoyarsk, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, 2011, 488 p. (In Russ.).
16. Electronic textbook. Available at: <https://www.cubesat.org> (accessed 25.09.2021).
17. Khanov V. Kh., Zuev D. M., Shakhmatov A. V. [Implementation of the payload of the ReshUCube nanosatellite as a reconfigurable space laboratory]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya”* [Materials XV Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2011, P. 98–99 (In Russ.).

© Лукьянов М. М., Прохоров Г. П., Куценко В. С., Карпов Е. С., А. С. Паршин, Зуев Д. М., 2022

Лукьянов Михаил Михайлович – бакалавр; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mishka.1255555@mail.ru.

Прохоров Григорий Павлович – магистрант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: 2dchurchill@mail.ru.

Куценко Валентина Сергеевна – бакалавр; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kvtsenko.valya01@mail.ru.

Карпов Евгений Сергеевич – бакалавр; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. Email: zheka.karpov.70@mail.ru.

Паршин Анатолий Сергеевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой технической физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: aparshin@sibsau.ru.

Зуев Дмитрий Михайлович – ассистент кафедры технической физики, инженер научно-производственной лаборатории «Малые космические аппараты»; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: zuevdmitriy93@yandex.ru.

Lukyanov Mikhail Mikhailovich – Bachelor, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: mishka.1255555@mail.ru.

Prokhorov Grigorii Pavlovich – Master, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: 2dchurchill@mail.ru.

Kutsenko Valentina Sergeevna – Bachelor, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kvtsenko.valya01@mail.ru.

Karpov Evgenii Sergeevich – Bachelor, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: zheka.karpov.70@mail.ru.

Parshin Anatolii Sergeevich – Dr. Sc., Professor, Head of Applied Physics Department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: aparshin@sibsau.ru.

Zuev Dmitrii Mikhailovich – Assistant of Applied Physics Department, Engineer of Small Satellites Laboratory; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: zuevdmitriy93@yandex.ru.
