

ТЕРМОИЗОЛИРОВАННЫЙ ОТСЕК ДЛЯ АККУМУЛЯТОРОВ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

М. А. Суровцев, С. Н. Семенович, И. П. Стецко

Белорусский государственный университет

Минск, Беларусь

e-mail: izmer@bsu.by

Представлено описание термоизолированного отсека для размещения аккумуляторов малого космического аппарата, позволяющего поддерживать положительную температуру Li-ion батарей в теневой части траектории полета космического аппарата.

Ключевые слова: термоизолированный отсек; терморегулирование; измерение температуры; космическая среда.

COOL THE BATTERY COMPARTMENT OF SMALL SPACECRAFT

M. A. Surovtsev, S. N. Semenovich, I. P. Stetsko

Belarusian State University

Minsk, Belarus

Description of a thermally insulated compartment to accommodate batteries of small spacecraft, which allows to maintain the positive battery Li-ion temperature in the shadow of the trajectories of spacecraft flight.

Keywords: thermally insulated compartment; temperature control; temperature measurement; space environment.

ВВЕДЕНИЕ

На текущем этапе освоения околоземного космического пространства и средств дистанционного зондирования Земли особое внимание уделяется построению малых космических аппаратов. Для отработки технологий проектирования, изготовления и запуска летательных аппаратов такого перспективного класса силами студентов и сотрудников БГУ планируется создать и осуществить запуск научно-образовательного спутника в стандарте Cubesat.

Работоспособность всех электронных узлов малого космического аппарата на околоземной орбите напрямую зависит от качества одной из наиболее важных функциональных подсистем – подсистемы управления энергоснабжением. Подсистема энергоснабжения так называемого «наноспутника» состоит из солнечных элементов, обеспечивающих его энергией на освещенной стороне орбиты, и аккумуляторных батарей, питающих бортовую электронику на теневой стороне орбиты. При этом очень важно разработать термоизолированный отсек с возможностью поддержания положи-

тельной температуры для предотвращения преждевременного выхода из строя Li-ion аккумуляторов и обеспечения бесперебойной работы спутника на протяжении запланированной исследовательской миссии.

НАДЕЖНОСТЬ БАТАРЕЙНОГО ОТСЕКА СПУТНИКА

Для того чтобы миссия была удачной, все электронные модули спутника должны выдерживать экстремальные условия полета. Например, температура на низкой околоземной орбите может варьировать от $+80\text{ }^{\circ}\text{C}$ в условиях прямого солнечного света до $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ в тени. Для обеспечения теплового режима внутренних модулей в большинстве из проектов Cubesat используются пассивные способы управления тепловым режимом (специальная термоизолирующая облицовка, окраска).

Тепловой дизайн разработанного спутника БГУ также осуществлен полностью по пассивной схеме. Каркас спутника сделан из алюминия и составляет около 25 % полной спутниковой массы, включая все элементы крепежа (винты и болты). Внутренняя компоновка спутника сделана таким образом, что наиболее энергопотребляющие элементы (выходной каскад усиления радиомодема) расположены рядом с аккумуляторами для их дополнительного подогрева. Солнечные панели с подобранными оптическими свойствами накрывают максимально возможную площадь внешней поверхности спутника. Оптические свойства солнечных элементов позволяют соблюсти баланс между приемлемой средней температурой внутренних элементов и радиационным балансом в космическом пространстве. Все солнечные панели оснащены датчиком Солнца (угол между гранью и направлением на Солнце) и термодатчиком. Кроме того, большинство подсистем тоже оснащены температурными датчиками (усилитель радиомодема, бортовой компьютер, плата полезной научной нагрузки, аккумуляторный отсек).

Описанные выше меры позволяют осуществлять контроль распределения тепла в процессе орбитального движения и существенно снизить диапазон возможных температур для внутренних элементов (до $-20\dots+20\text{ }^{\circ}\text{C}$) по сравнению с условиями для солнечных панелей. Тем не менее наиболее критические элементы требуют дополнительной защиты. На рис. 1 представлены значения предельных температур батарейного отсека, полученные в ходе полета спутника Cubesat CP3 (дата запуска – 17.04.2007, высота орбиты – от 650 до 750 км).

Основные электронные компоненты, отвечающие промышленным стандартам, способны работать в указанном выше диапазоне температур, но аккумуляторные батареи требуют термостатированного отсека. Дело в том, что хотя температурный диапазон нормальной работы современных литий-ионных (Li-ion) аккумуляторов составляет от -20 до $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$, зарядка Li-ion аккумуляторов недопустима при температурах ниже $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, поскольку при зарядке аккумуляторов в условиях отрицательных температур происходит наращивание пассивирующей пленки на обоих электродах, что приводит к снижению активной поверхности электродов и блокированию мелких пор углеродного материала, что, в свою очередь, может привести к необратимому повреждению аккумулятора.

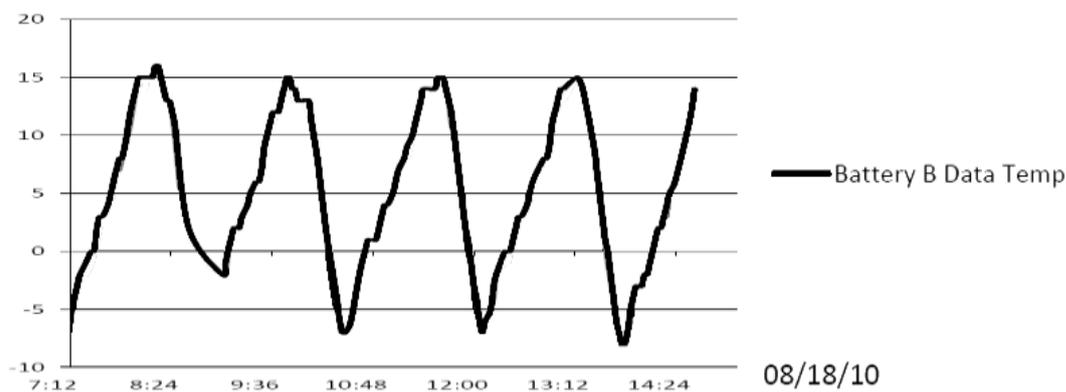


Рис. 1. Температура батарейного отсека спутника СРЗ

ТЕРМОИЗОЛИРОВАННЫЙ ОТСЕК ДЛЯ АККУМУЛЯТОРОВ СПУТНИКА

Для того чтобы изолировать аккумуляторные батареи от алюминиевого каркаса спутника, используется однокомпонентный кремнийорганический герметик, коэффициент теплопроводности которого составляет $0,210 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$, т. е. примерно в 1000 раз меньше, чем у алюминия. Важным достоинством данного герметика является то, что он активно используется специалистами, занимающимися созданием космических спутников. Герметик обладает стабильностью свойств рабочих характеристик при длительной эксплуатации в условиях резких перепадов температур, повышенных вибраций, УФ-облучения, стойкостью к радиации, что немаловажно в условиях низкой околоземной орбиты. Кроме термоизолирующей функции герметик служит демпфером для поглощения вибраций, возникающих во время старта ракеты-носителя. Низкая твердость материала герметика позволяет «дышать» аккумуляторам в процессе зарядки/разрядки. Структура термоизолированного отсека изображена на рис. 2.

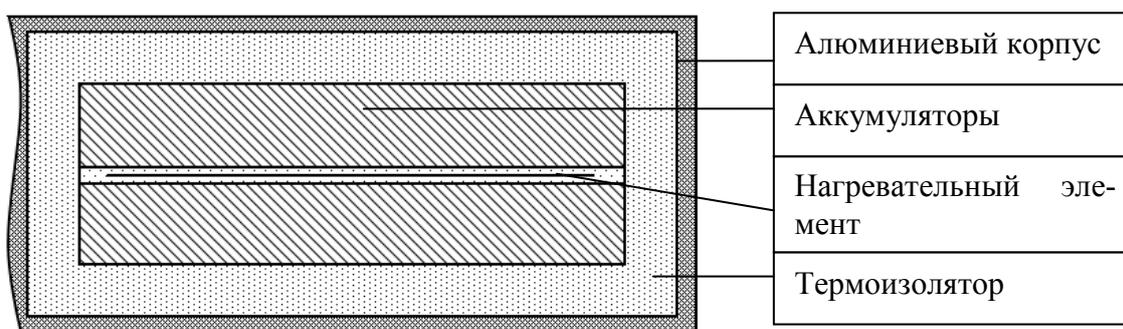


Рис. 2. Структура термоизолированного отсека спутника БГУ

Для прогрева аккумуляторов используется нихромовая нить диаметром 0,6 мм. Мощность нагревателя 1,48 Вт (рабочее напряжение 3,3 В, потребляемый ток – 450 мА). Для увеличения эффективности нагревательного элемента используется теплопроводящий композит. Контроль температуры аккумуляторов осуществляется при помощи встроенных в батареи NTC-термисторов. Чтобы измерить температуру батарей, используется делитель напряжения, нижнее плечо которого – термистор батареи,

а верхнее – постоянный резистор, подобранный таким образом, чтобы выходное напряжение делителя во всем диапазоне температур не превышало 3 В. Толщина термоизолирующего слоя составляет 2 мм. Терморегулирование осуществляется при помощи управляющего микроконтроллера системы энергоснабжения. Каждые 250 мс выполняется измерение температуры аккумуляторов при помощи встроенного АЦП. Если температура аккумуляторов стала отрицательной и схема подогрева отключена, принимается решение о необходимости включения подогрева батарейного отсека. В связи с этим проверяется генерируемое аккумуляторами напряжение. Если уровень зарядки выше 55 % либо питание системы осуществляется за счет солнечной энергии, незамедлительно включается подогрев аккумуляторов. В противном случае контроллер выставляет флаг ожидания солнечной энергии.

Тестирование термоизолированного отсека проводилось в лаборатории при помощи бытового холодильника. Для контроля температуры внешним измерителем в батарейный отсек было помещено два терморезистора РТ-100, один на внутреннюю сторону алюминиевого корпуса, второй – непосредственно к аккумулятору. С помощью еще одного терморезистора осуществлялся контроль температуры морозильной камеры. Измерение температур проводилось при помощи многоканального измерителя температуры В-390 из состава многофункционального измерительного комплекса «Alma Meter», имеющего разрешение 0,1 °С. Плата системы энергоснабжения спутника, подключенная к батарейному отсеку, была помещена в морозильную камеру на 3 часа с предварительно отключенным питанием. После того как температура батарейного отсека перестала снижаться, было произведено включение системы энергоснабжения. Результаты измерений представлены на рис. 3.

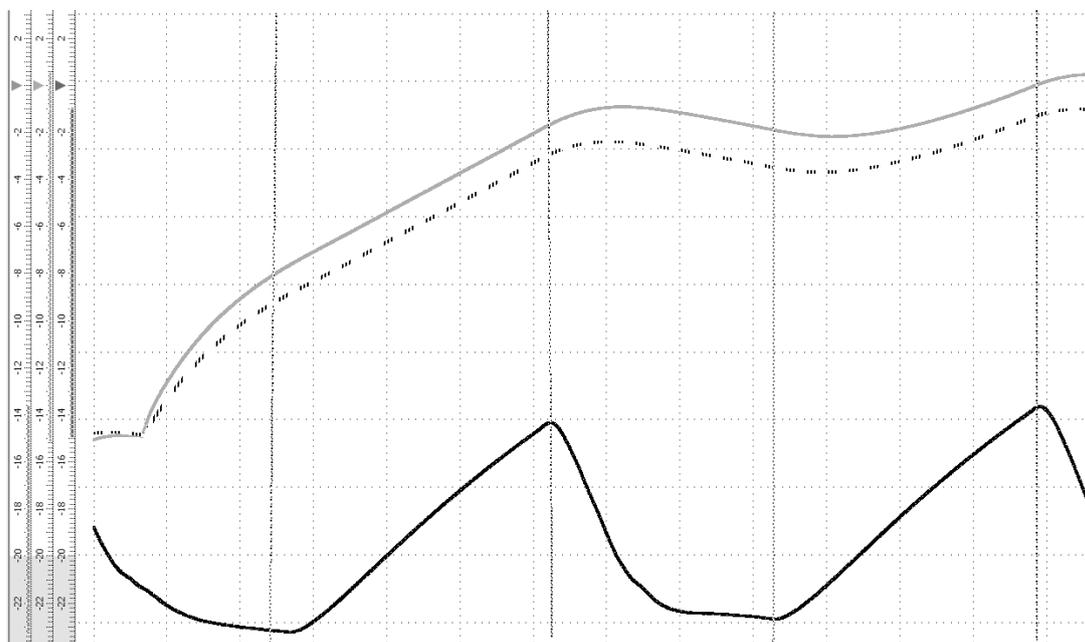


Рис. 3. График зависимости температуры батарейного отсека от времени работы нагревателя

Черной линией на графике обозначена температура в морозильной камере, пунктирной – температура корпуса отсека, серой – температура Li-ion батарей. Разница температур между батареями и корпусом отсека составляет 2 °С. Время нагрева аккумуляторов от –15 до +1 °С – 100 мин. На первый взгляд может показаться, что это

медленно, особенно если учесть, что период вращения спутника составляет 90 мин. Но из графика полета спутника CP3 можно увидеть, что даже при отсутствии дополнительных средств нагрева температура батарейного отсека возрастает от -7 до $+15$ °C за 70 мин. Учитывая фактор саморазогрева аккумулятора, а также отсутствия теплообмена в вакууме в виде конвекции, можно прогнозировать, что скорость разогрева аккумуляторов возрастет в разы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. Navarathinam N., Lee R., Chesser H. Characterization of Lithium-Polymer batteries for CubeSat / Department Earth and Space Science and Engineering, York University. Canada, 2011.
2. Friedel J., McKibbon S. Thermal Analysis of the CubeSat CP3 Satellite // California Polytechnic State University Aerospace Engineering Department. 2011.
3. Noël J.-P., Rochus P. Thermal issues settlement and test procedure investigation of OUFTI-1 nanosatellite. University of Liège Aerospace and Mechanical Engineering Department. 2010.