

К. т. н. Б. М. РАССАМАКИН, к. т. н. С. М. ХАЙРНАСОВ,  
к. т. н. В. И. ХОМИНИЧ, А. В. БУДЕННЫЙ,  
Е. Ю. КОВАЛЕНКО, Е. Н. ЕЛИСЕЕВА

УДК 621.3.032

Украина, НТУУ «Киевский политехнический институт»  
E-mail: sergey.khairnasov@gmail.com

Дата поступления в редакцию  
01.07 2011 г.

## ТЕРМОВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА НТУУ «КПИ»

*Испытания показали, что при воздействии факторов, имитирующих космическое пространство, система электроснабжения наноспутника работает в штатном режиме.*

Современный уровень развития науки в значительной мере достигнут благодаря интенсивному освоению космоса и использованию результатов космических исследований. Для изучения ряда научно-технических проблем часто применяются разнообразные космические аппараты и оборудование, позволяющие проводить научные наблюдения и эксперименты в различных сегментах космического пространства. В настоящее время использование наноспутников (НС), масса которых не превышает 10 кг, рассматривается как наиболее перспективное направление изучения окружающей среды и глобального мониторинга Земли.

Преимуществом НС является их небольшая стоимость, масса и габариты, возможность проведения серии экспериментов по исследованию одновременно поверхности и атмосферы Земли, во многих местах и за короткое время. Наноспутники можно со-

здать в сжатые сроки небольшими коллективами, в том числе студенческими [1, 2].

Одной из основных подсистем НС является система электроснабжения. Настоящая работа посвящена испытаниям такой системы, разработанной и изготовленной в НТУУ «КПИ» в составе экспериментального макета университетского наноспутника [3] при воздействии на нее различных факторов, свойственных космическому пространству.

Одним из основных факторов, определяющих надежность и долговечность космического аппарата, являются температурные условия работы его аппаратуры. Современная бортовая электронная аппаратура имеет ограниченный рабочий температурный диапазон. Отклонение температуры от допустимых пределов на несколько градусов может привести к увеличению частоты отказов, изменению электрических характеристик аппаратуры, снижению ее ресурса и различным функциональным нарушениям.

Целью проведенных в настоящей работе исследований являлось подтверждение надежности системы электроснабжения НС.

Наноспутник (рис. 1) состоит из подсистем обработки данных, ориентации и стабилизации, навигации, телеметрии, электроснабжения, приемопередающей

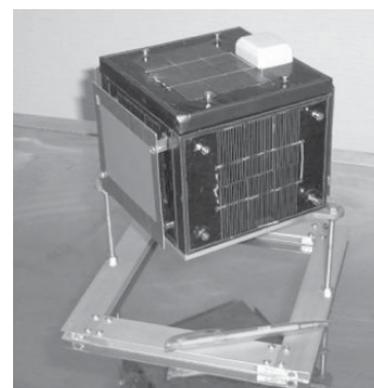
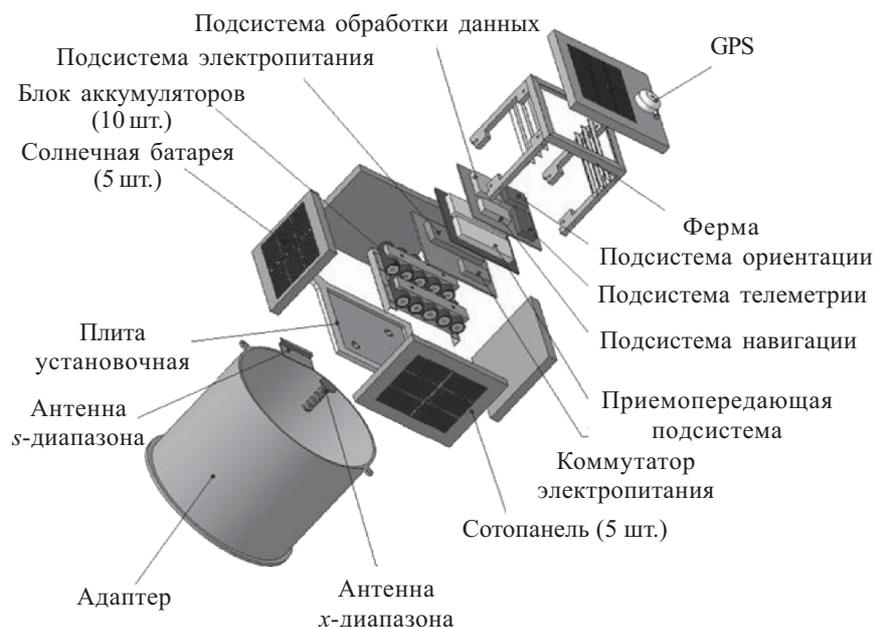


Рис. 1. Схема технологического членения и фото наноспутника

подсистемы, межсистемной кабельной сети и элементов конструкции (фермы и установочной плиты).

Конструкция НС обеспечивает механическое соединение бортовой аппаратуры и всех элементов спутника в единое целое, монтаж кабельной сети, зачехловку и фиксацию концов на время транспортировки, вывода спутника на орбиту и приведения его в рабочее состояние на орбите.

Наноспутник состоит из фермы, приборных панелей, сотовых панелей, элементов крепления к адаптеру носителя, элементов монтажа. Ферма представляет собой единую сварную конструкцию с габаритами 116×116×110 мм и состоит из квадратной фрезерованной установочной плиты размером 140×140×6 мм, верхней окантовки, а также силовых поперечных элементов.

Для энергообеспечения, обеспечения необходимого теплового режима и радиационной защиты аппаратуры, размещенной внутри корпуса НС, к открытым граням фермы крепятся пять солнечных батарей, каркас которых и служит защитным экраном. В конструкции солнечных батарей применяются кремниевые фотопреобразователи с КПД 17,2...17,5%, также изготовленные в НТУУ «КПИ».

Сотопанельный каркас солнечных батарей представляет собой трехслойную панель с облегченным алюминиевым сотовым наполнителем, двумя углепластиковыми обшивками и приклеенной диэлектрической полиимидной пленкой. В качестве наполнителя используют «соты» высотой 10 мм из фольги толщиной 0,023 мм. Монослойные углепластиковые обшивки выполняются из углеродной конструкционной ленты. Удельный вес такого каркаса не превышает 0,82 кг/м<sup>2</sup>.

На каждом сотопанельном каркасе крепятся шесть фотоэлектрических преобразователей.

Основными техническими проблемами при разработке системы электроснабжения (СЭС) являлись отбор максимальной мощности от солнечных батарей, зарядка аккумуляторных батарей и контроль напряжения на каждом их элементе, уравнивание заряда элементов аккумуляторных батарей, резервирование их элементов и формирование стабилизированных выходных напряжений. На рис. 2 представлена структурная схема системы электроснабжения. Приведем основные электротехнические параметры СЭС, имеющей пять солнечных батарей.

• Параметры солнечных батарей:

- выходное напряжение от 0 до 3,5 В;
- выходной ток от 0 до 700 мА;
- КПД от 16,2 до 18,4%;

• Общая выходная мощность системы до 20 Вт;

• Емкость аккумуляторных батарей 12 Вт/ч;

• КПД преобразовательной части не менее 90%.

СЭС имеет 4 канала выходного напряжения (+5 В, -5 В, 2×3,3 В) и 1 канал для питания часов реального времени (3,3 В);

Особенности разработанной системы электроснабжения:

- наличие системы индивидуального контроля заряда элементов аккумуляторной батареи и системы горячего резервирования;

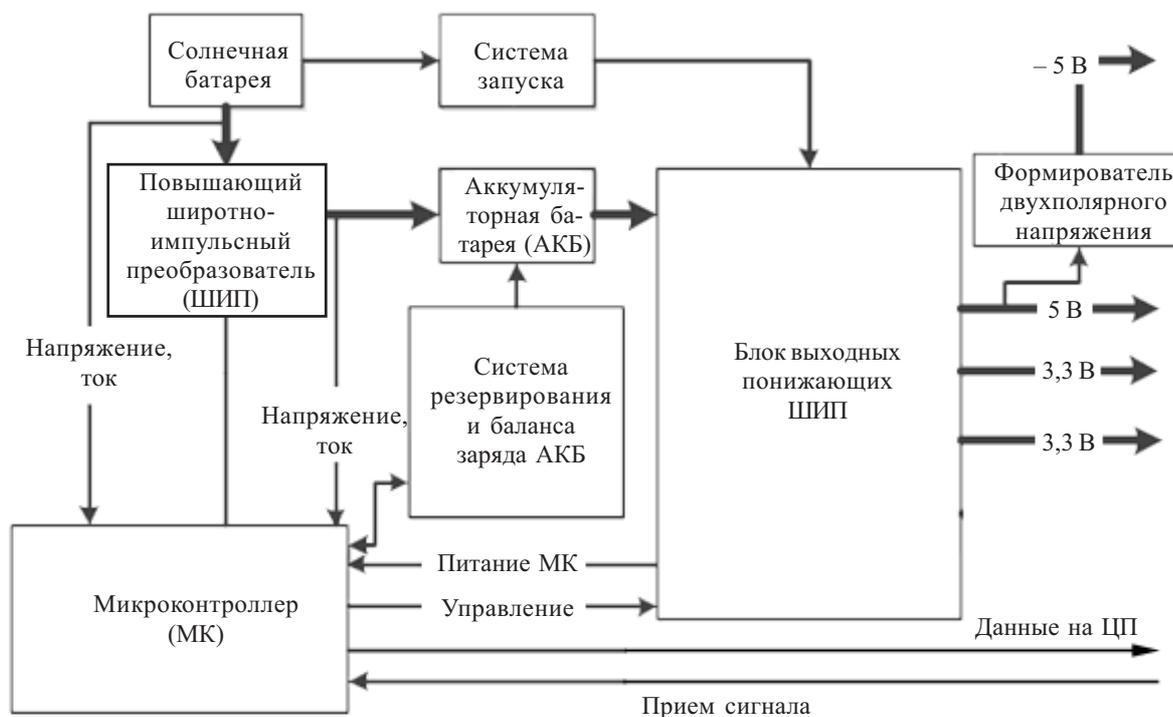


Рис. 2. Структурная схема подсистемы электроснабжения

— обеспечение режима максимального отбора мощности от солнечной батареи и режима экономии энергии при малом энергопотреблении других систем;

— возможность мониторинга напряжения и тока солнечной и аккумуляторной батарей и температуры основных узлов;

— встроенная защита от превышения тока и термозащита.

Для тепловакуумных испытаний малогабаритных приборов, узлов космических аппаратов и наноспутников использовали экспериментальную моделирующую термовакуумную установку ТВК-0,12 [4], представляющую собой единый комплекс средств и оборудования, который обеспечивает воспроизведение основных условий космического пространства.

Моделирующая установка позволяет поддерживать высокий вакуум (не хуже  $10^{-5}$  мм рт. ст.), плотность «солнечного» излучения до  $1400 \text{ Вт/м}^2$ , низкую температуру (до 100 К), требуемую степень черноты пространства.

Общий вид и структурная схема моделирующей установки ТВК-0,12 представлены на рис. 3.

Вакуумная камера 1 состоит из подъемной части цилиндрической формы в виде колпака и массивного основания-фланца, закрепленного на каркасе и присоединенного к откачной насосной системе 5. Цилиндрическая часть камеры диаметром 0,5 м и высотой 0,6 м перемещается перпендикулярно плоскости основания, что обеспечивает удобство монтажа НС 2 во внутреннем объеме камеры. Предельное давление в рабочем объеме камеры во время проведения эксперимента составляет  $5 \cdot 10^{-6}$  мм рт. ст. и обеспечивается насосной системой, состоящей из двух форвакуумных насосов и паромасляного диффузионного насоса типа Н-2Т-3 со скоростью откачки  $1,5 \text{ м}^3/\text{с}$ . Для защиты от попадания возвратных

потоков масла из насосов используется ловушка, охлаждаемая жидким азотом.

Криогенная система 3 установки моделирует полное поглощение цилиндрическим замкнутым объемом внешних и внутренних тепловых излучений за счет поверхностей, имеющих высокую степень черноты и охлаждаемых до температуры жидкого азота. Она представляет собой разборную конструкцию из верхнего, нижнего и бокового экранов, размещенных внутри вакуумной камеры и полностью окружающих испытуемый объект. На тыльных поверхностях верхнего и нижнего экранов, изготовленных из сплава алюминия, закреплены азотопроводы в виде проточных медных трубчатых змеевиков.

Имитатор солнечного излучения (ИСИ) 6 представляет собой оптическую систему, воспроизводящую в рабочей зоне камеры лучистый поток, который по спектральным характеристикам близок к затмосферному солнечному потоку.

Имитатор излучения Земли (ИИЗ) 4 представляет собой плоский нагреватель, к которому крепится основание НС. Используя блок термостабилизации ИИЗ 8, можно задать тепловой поток, эквивалентный поступающему от Земли на основание наноспутника.

Автоматизированная многоканальная система измерения (АМСИ) 7, специально разработанная для проведения термовакуумных испытаний НС, состоит из двух подсистем:

— измерения, контроля и анализа температурных режимов НС и криоэкранов установки, а также контроля вакуума;

— контроля и управления параметрами НС, в частности системой электроснабжения.

В состав первой подсистемы входят переносной персональный компьютер, три АЦП типа МВА8 «Овен», адаптер сигналов RS485/RS232. Подсис-

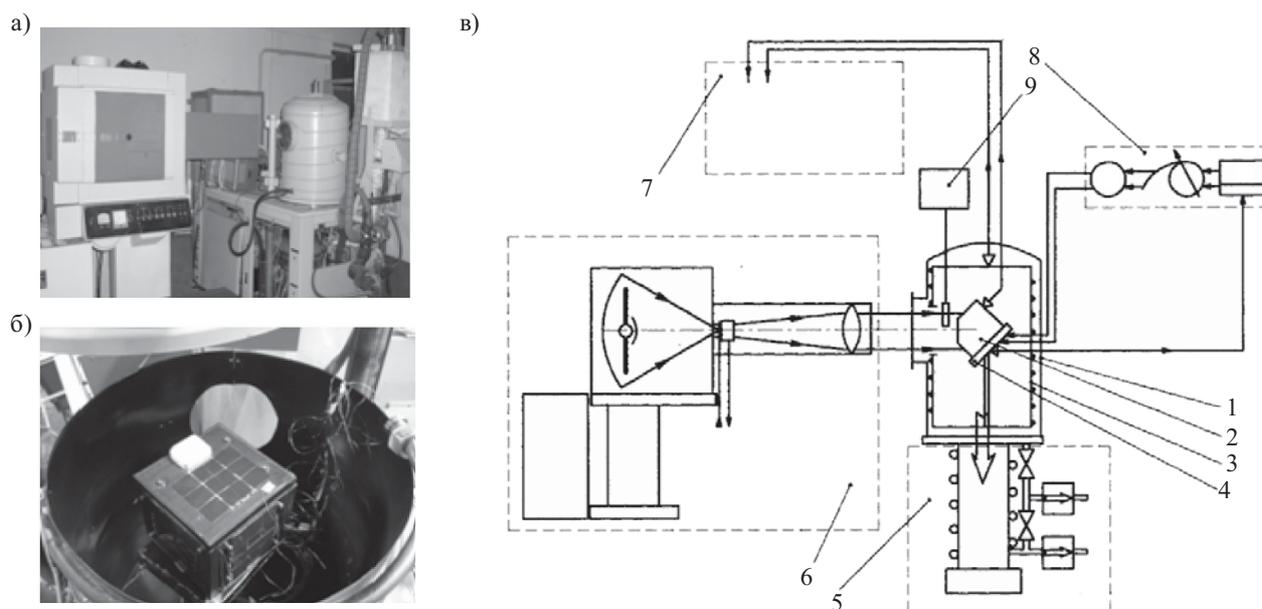


Рис. 3. Общий вид термовакуумной установки ТВК-0,12 (а), расположение НС в вакуумной камере (б) и структурно-функциональная схема (в):

1 — вакуумная камера; 2 — НС; 3 — криогенная система; 4 — ИИЗ; 5 — насосная система; 6 — ИСИ; 7 — АМСИ; 8 — блок термостабилизации ИИЗ; 9 — измеритель тепловой облученности

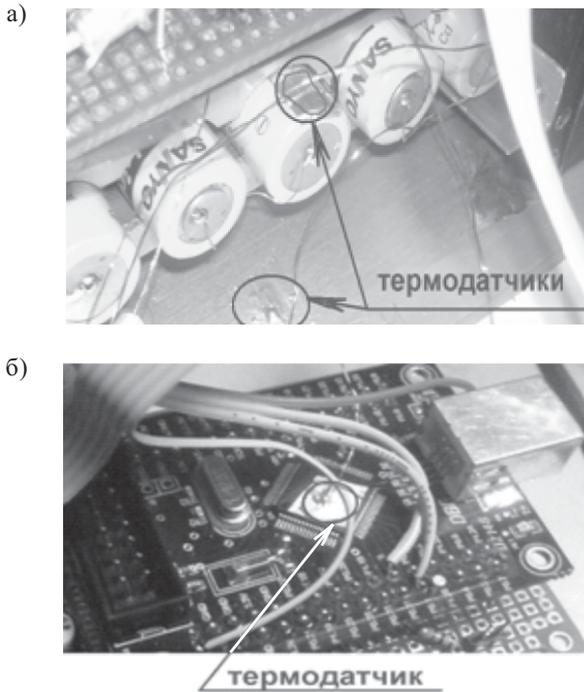


Рис. 4. Расположение термодатчиков на аккумуляторных батареях и установочной плате (а) и на процессоре системы электроснабжения (б)

тема имеет 24 канала связи с возможностью дальнейшего увеличения их количества до 1024. Время опроса одного датчика температуры лежит в диапазоне 0,1—0,5 с.

Для измерения температуры на элементах НС в качестве термодатчиков применялись медь-константановые термопары с диаметром королька не более 1 мм, а для контроля температуры на криоэкранах — термометры сопротивления ТСМ-50. Максимальная абсолютная погрешность измерения температуры составляла  $\pm 0,5^{\circ}\text{C}$ . Пример расположения термодатчиков на оборудовании НС приведен на рис. 4.

В состав первой подсистемы контроля и управления параметрами НС входят переносной персональный компьютер, переходник USB-UART, осциллограф, милливольтметр, амперметр.

**Результаты экспериментальных исследований**

Исследования проходили в четыре этапа.

I этап — выход на режим. Предусматривал откачку воздуха из внутреннего объема термовакуумной камеры до получения вакуума  $5 \cdot 10^{-6}$  мм рт. ст. и температуры криоэкранов ниже  $-170^{\circ}\text{C}$ .

II этап — моделирование работы СЭС при функционировании НС на солнечно-синхронной орбите (когда НС освещен Солнцем). Позволял получить стационарное температурное поле элементов СЭС и выявить особенности работы системы. При этом имитировался режим максимального тепловыделения от бортовой аппаратуры.

III этап — моделирование работы СЭС при функционировании НС на теневой части орбиты. Позволял получить стационарное температурное поле эле-

ментов СЭС, но при этом имитировался режим минимального тепловыделения.

IV этап — завершение эксперимента. Характерен тем, что после выключения систем стенда наноспутник быстро охлаждается до температуры криоэкранов в вакуумной камере ( $-150...-190^{\circ}\text{C}$ ). Однако температура некоторых внутренних элементов НС не должна выходить из диапазона  $-30...+40^{\circ}\text{C}$ . Поэтому было обеспечено поддержание рабочей температуры на внутренних элементах наноспутника до того момента, пока температура криоэкранов не достигнет как минимум  $-40^{\circ}\text{C}$ . После этого выводили внутренний объем термовакуумной камеры на условия окружающей среды (температура воздуха  $19 \pm 1^{\circ}\text{C}$ , относительная влажность 55%).

Общий характер изменения температуры элементов наноспутника и криоэкранов на разных этапах эксперимента приведен на рис. 5. Как видно из рисунка, длительность I этапа составила примерно 1,5 ч, II и III — соответственно около 1 ч и 30 мин. При этом весь цикл работ занял более 4,5 ч.

В ходе проверки функционирования СЭС было получено подтверждение правильности выбора общего принципа построения схемы НС, проверена работоспособность элементной базы СЭС и аккумуляторных батарей, стабильность работы процессора и АЦП СЭС, понижающих преобразователей. Для повышающего преобразователя СЭС был получен КПД, равный 95%.

Была также показана возможность определения максимальной мощности солнечных батарей по максимальному току, проходящему через аккумуляторные батареи, что значительно упростило обработку данных от СЭС. (Ранее максимальная мощность определялась по двум параметрам: напряжению и току солнечной батареи).

При проверке работы АЦП микроконтроллера СЭС напряжение на АКБ измерялось одновременно микроконтроллером наноспутника и калиброванным милливольтметром, находящимся вне вакуумной ка-

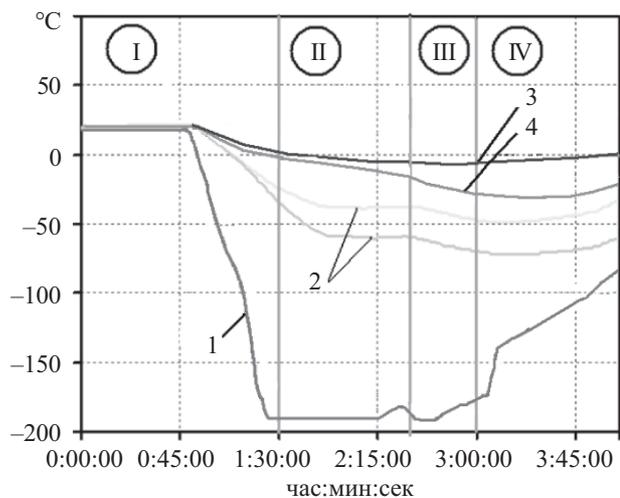


Рис. 5. Изменение температуры различных элементов НС в процессе эксперимента: 1 — криоэкранов; 2 — солнечных батарей; 3 — установочной плиты; 4 — платы СЭС

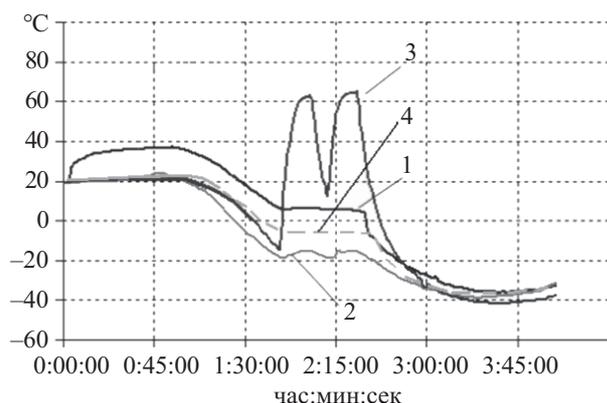


Рис. 6. Изменение температуры различных элементов СЭС в процессе эксперимента:  
 1 — процессора; 2 — транзистора; 3 — имитатора нагрузки; 4 — аккумуляторных батарей

меры. В ходе измерений не было замечено существенных расхождений в показаниях.

На рис. 6 показаны графики изменения температуры основных элементов СЭС в течение исследований. Как видно из рисунка, резкое увеличение температуры (выше 60°C) на имитаторе нагрузки наблюдалось в моменты подачи на него напряжения, что объясняется его малыми размерами, поскольку в качестве имитатора был выбран резистор сопротивлением 180 Ом диаметром 5 мм и длиной 30 мм.

Наиболее важными и показательными результатами были полученные температурные зависимости теплонагруженных и поэтому наиболее чувствительных к температурному режиму элементов СЭС — процессора, транзистора и аккумуляторных батарей. Полученные уровни температуры данных элементов находились в допустимых пределах. Так, при максимальном тепловыделении и имитации солнечной орбиты (II этап) температура на процессоре составляла +5°C, на транзисторе +18...-19°C, а на аккумуляторных батареях -5...-7°C. При таких значениях температуры аппаратура работала в штатном режиме.

При минимальном тепловыделении и имитации теневой орбиты спутника (III этап) температуру на процессоре, транзисторе и аккумуляторных батареях снижали до -38°C с целью проверки работоспособности данных элементов в критических условиях.

Полученные результаты пока могут рассматриваться как предварительные, так как в ходе экспериментальных работ отсутствовал ряд элементов НС, таких как подсистемы обработки данных, телеметрии, при-

ема-передачи данных и ориентации. Они, в свою очередь, также будут влиять на тепловую обстановку во внутреннем объеме НС, причем в сторону увеличения температурного уровня. Так, при термовакуумных испытаниях НС со всей комплектацией, включая полезную нагрузку, ожидается увеличение температуры во внутреннем объеме на 10—15°C [5].

Испытания показали также, что при теневой орбите температура на солнечных батареях не будет опускаться ниже -70°C, что соответствует штатному режиму.

\*\*\*

Анализ результатов испытаний показал, что в условиях, имитирующих открытый космос, система электроснабжения наноспутника работает в заданном тепловом режиме и обеспечивает выходные параметры согласно техническому заданию. Используемая элементная база функционирует удовлетворительно. При имитации режимов максимального и минимального тепловыделения все элементы СЭС находились в штатных тепловых режимах.

#### ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ ИСТОЧНИКИ

1. Каргу, Д. Л., Фатеев В. Ф. Практический опыт разработки элементов бортовых радиотехнических систем наноспутника серии Cubesat // Известия вузов. Приборостроение.— 2007.— Т. 50, № 6.— С. 53—55. [Kargu, D. L., Fatyeev V. F. // Izvestiya vuzov. Priborostroenie. 2007. Vol. 50, N 6. P. 53]
2. Биндель Д., Овчинников М. Ю., Селиванов А. С. и др. Наноспутник GRESAT. Общее описание / Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН.— Москва, 2009. [Bindel D., Ovchinnikov M. Yu., Selivanov A. S. et al. // Preprint IPM im. M. V. Keldysha RAN. Moscow, 2009.]
3. Рассамакин Б. М., Хайрмасов С. М., Хоминич В. И. и др. Экспериментальная модель университетского наноспутника НТУУ «КПИ» // Тр. 12-й МНПК «Современные информационные и электронные технологии».— Украина, г. Одесса.— 2011.— С. 18—19. [Rassamakin B. M., Khairmasov S. M., Khominich V. I. et al. // Tr. 12-y MNPК «Sovremennyye informatsionnye i elektronnyye tekhnologii». Ukraina, Odessa. 2011. P. 18]
4. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хайрмасов С. М. и др. Экспериментальное моделирование тепловых режимов эксплуатации оптико-электронного измерительного прибора для микроспутника // Космічна наука і технологія.— 2003.— Т. 9.— № 4.— С. 34—39. [Rassamakin B. M., Rogachev V. A., Khairmasov S. M. et al. // Kosmichna nauka i tekhnologiya. 2003. T. 9. N 4. P. 34]
5. Рассамакин Б. М., Хайрмасов С. М., Чернобай В. О., Цюк Т. А. Теплове моделювання наносупутника, що розробляється в НТУУ «КПІ» // Наукові вісті.— 2010.— № 6.— С. 41—49. [Rassamakin B. M., Khairmasov S. M., Chornobai V. O., Tsyuk T. A. // Naukovi visti. 2010. N 6. P. 41]