

УДК 629.782

Е. С. ЗАВАДСКАЯ, к. т. н. Б. М. РАССАМАКИН, к. т. н. В. А. РОГАЧЁВ,
к. т. н. С. М. ХАЙРНАСОВ, к. т. н. В. И. ХОМИНИЧ

Украина, НТУУ «Киевский политехнический институт»

E-mail: sergey.khairnasov@gmail.com

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ НАНОСПУТНИКА

Разработана методика моделирования теплового режима и проведены термовакуумные испытания наноспутника (НС) PolyITAN-1. Результаты показали корректность моделирования орбиты НС и факторов космического пространства и подтвердили работоспособность узлов и элементов наноспутника в заданных условиях.

Ключевые слова: космический аппарат, наноспутник, термовакуумные испытания.

В последнее десятилетие отмечается значительный рост числа запусков космических аппаратов, масса которых не превышает 10 кг, так называемых пико- и наноспутников. Значительную роль среди космических аппаратов такого типа играют наноспутники стандарта CubeSat — малые искусственные спутники Земли для исследования космоса и зондирования Земли, имеющие объем примерно 0,001 м³ и массу не более 1,33 кг. Образование такого класса спутников повлекло за собой развитие совершенно нового направления в аэрокосмических технологиях — микротехнологии. Это стало возможным благодаря достижениям в микроминиатюризации элементной базы, использованию новых полимерных и композиционных материалов, интеграции бортового аппаратного комплекса на основе средств вычислительной техники, использованию негерметичных конструкций и др.

В НТУУ «КПИ» по университетской программе разрабатывается наноспутник (НС) PolyITAN-1 и на сегодняшний день изготовлена его инженерная модель (рис. 1). Это малый космический аппарат (искусственный спутник Земли), который имеет форму прямого параллелепипеда размерами 140×140×120 мм, весом око-

ло 1 кг. Запуск PolyITAN-1 со временем планируется на ракетоносителе «Днепр».

Одним из важных этапов при разработке космических аппаратов и их элементов являются термовакуумные испытания, в ходе которых моделируется влияние на аппарат факторов космического пространства: низкой температуры, вакуума, различных видов излучения, черноты пространства и др. [1–4]. Так, проходя по орбите вокруг Земли, НС непрерывно подвергается воздействиям солнечного и земного излучений, которые значительно влияют на тепловое состояние и температурный режим электронной аппаратуры НС и, соответственно, на ее надежность в полете. В различные промежутки времени влияние этих факторов будет неодинаковым: в зависимости от положения НС на орбите и условий функционирования его систем на поверхности корпуса НС будут попадать переменные тепловые потоки различной интенсивности, которые и будут определять тепловой режим всех узлов и элементов, в том числе и электронной аппаратуры НС.

Целью моделирования тепловых режимов наноспутника при термовакуумных испытаниях в лабораторных условиях было установление работоспособности узлов и систем НС при длительном комплексном воздействии факторов космического пространства, определение возможных нештатных ситуаций, которые могут возникнуть в реальном полете.

Объект испытаний

НС состоит из подсистем обработки данных, ориентации и стабилизации, навигации, телеметрии, электроснабжения, приемопередающей подсистемы, межсистемной кабельной сети и элементов несущей конструкции. Все подсистемы компактно расположены на трех платах, закрепленных в направляющих фермы. На верхней плате расположены магнитометр, гиро-

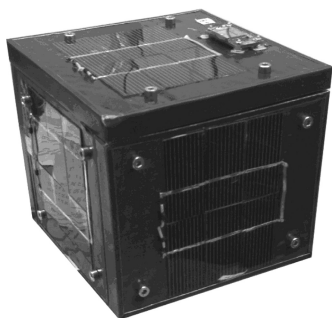


Рис. 1. Наноспутник PolyITAN-1

скоп, датчик температуры и датчик координат Солнца, которые представляют собой подсистему телеметрии, ориентации и стабилизации НС. Посередине размещается плата с GPS-модулем и центральным процессором, в котором содержится циклограмма полета НС и основная программа (подсистема обработки данных и навигации). Нижняя плата представляет собой подсистему электроснабжения. Конструкция НС обеспечивает механическое соединение бортовой аппаратуры и всех элементов спутника в единое целое, монтаж кабельной сети, зачековку и фиксацию концов на время его транспортировки, выведения на орбиту и приведения в рабочее состояние.

Сотопанельный каркас представляет собой трехслойную панель с облегченным алюминиевым сотовым заполнителем, двумя углепластиковыми обшивками и приклеенной диэлектрической полиимидной пленкой. В качестве заполнителя использовались «соты» высотой 10 мм из фольги толщиной 0,023 мм. Монослойные углепластиковые обшивки выполнялись из углеродистой конструкционной ленты. Удельный вес такого каркаса не превышает 0,82 кг/м². На каждом сотопанельном каркасе крепится по шесть фотоэлектрических преобразователей.

Экспериментальное оборудование и методика испытаний

Для проведения термовакuumных испытаний НС и воспроизведения условий воздействия солнечного и земного излучений использовался лабораторный стенд ТВК-0,12 [5]. Общий вид и структурная схема моделирующего стенда представлены на рис. 2.

Термовакuumный стенд ТВК-0,12 включает в себя следующие основные системы: вакуумную камеру 1, криогенную систему 3, имитатор земного излучения (ИЗИ) (4), имитатор солнечного излучения (ИСИ) 5. Для измерения температуры поверхностей элементов НС и криоэкранов применялись 14 миниатюрных контактных датчиков (термопар и термометров сопротивления). Регистрация и обработка температурных данных осуществлялась автоматизированной многоканальной системой измерения температуры [5].

Имитатор солнечного излучения, разработанный и созданный в НТУУ «КПИ», расположен вне камеры и состоит из оптической системы, источника излучения в виде ксеноновой лампы ДКсШ-3000-3 и блока питания. Имитатор предназначен для создания в рабочей зоне камеры лучистого потока, который по своим спектральным характеристикам близок к заатмосферному солнечному излучению.

Имитатор излучения Земли представляет собой электронагреватель, выполненный в виде плиты, покрытой черной термоэмалью, размерами 185×140×30 мм, к которой нижней гранью (IV) через дистанцирующие прокладки крепится НС. С помощью блока термостабилизации регу-

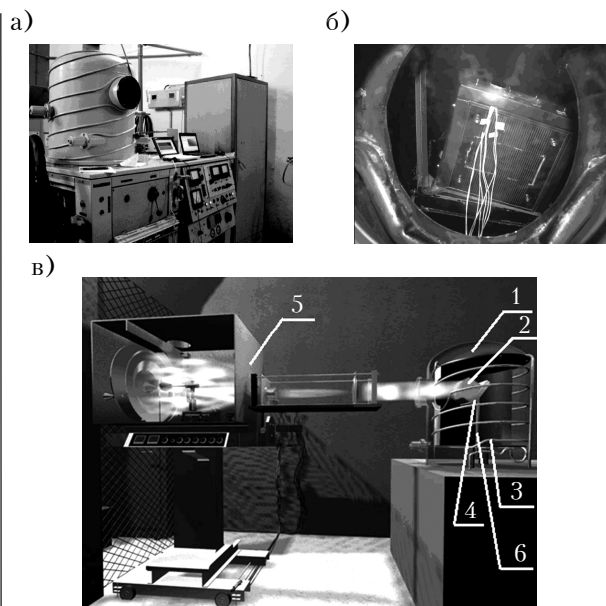


Рис. 2. Общий вид термовакuumного стенда ТВК-0,12 (а), положение НС в камере (б) и структурно-функциональная схема (в):

1 — вакуумная камера; 2 — НС; 3 — криогенная система; 4 — ИЗИ; 5 — ИСИ; 6 — опорно-поворотное устройство

лируется величина теплового потока, поступающего от имитатора на грань IV.

Для моделирования орбиты НС с периодом вращения 97 мин, что соответствует одному полному витку, использовалось опорно-поворотное устройство 6, позволяющее вращать НС вокруг собственной оси и изменять угол его наклона по отношению к падающему солнечному потоку.

Грань IV в полете ориентирована на Землю, поэтому при проведении испытаний она подвергалась воздействию только земного излучения. Тепловое состояние НС исследовалось в двух орбитальных режимах — «солнечном» и «тенивом». В ходе эксперимента основные факторы космического пространства воспроизводились в следующих пределах:

- вакуум до $8 \cdot 10^{-6}$ мм рт. ст. с приведенной погрешностью $\pm 30\%$;
- солнечное излучение не меньше 1400 Вт/м² с неоднородностью $\pm 7\%$;
- земное излучение от 190 до 750 Вт/м² с погрешностью $\pm 5\%$;
- температура азотоэкранов до -193°C с разбросом $\pm 3^\circ\text{C}$;
- относительная степень черноты криоэкранов со стороны объекта $\geq 0,93$.

Эксперимент проходил в следующем порядке. НС крепился на опорно-поворотном механизме под углом к вертикальной оси камеры Z_k таким образом, чтобы на грань I солнечное излучение попадало под прямым углом в точке С на рис. 3. Начальное положение НС при моделировании — точка А — соответствует выходу НС из тени Земли. Вращением НС по часовой стрелке (скорость вращения НС вокруг оси каме-

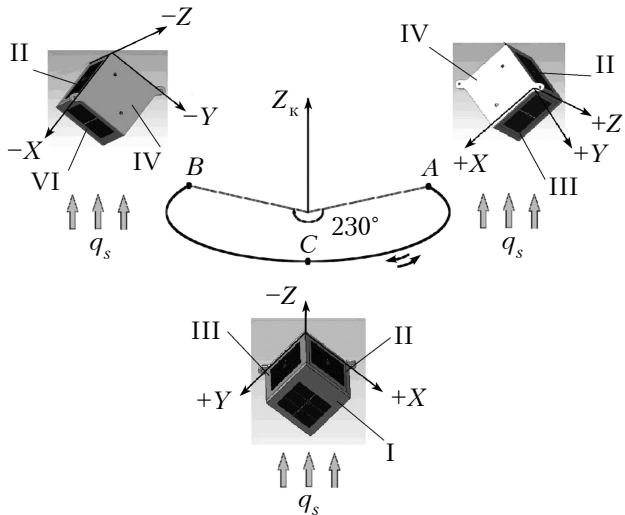


Рис. 3. Положение НС относительно оси камеры при испытаниях

ры составляла примерно $3,3^\circ/\text{мин}$) начиналось моделирование «солнечного» орбитального режима, во время которого имитаторы солнечного и земного излучений были постоянно включены. Этот процесс длился 63 мин, после чего НС оказывался в точке *B*, соответствующей моменту, когда НС заходит в тень Земли. Точка *C* соответствует положению, в котором облучение НС максимальное (суммарный тепловой поток от Солнца $q_s=1400 \text{ Вт/м}^2$ и от Земли $q_z=750 \text{ Вт/м}^2$). Для моделирования «теневого» режима ИСИ выключали и против часовой стрелки НС возвращали в точку *A*. Этот процесс длился 34 мин. Таким образом, имитатор земного излучения работал в течение всего эксперимента непрерывно, а ИСИ включался периодически, что в целом соответствовало условиям прохождения НС по теневой и солнечной частям околоземной орбиты.

Для обеспечения надежного теплового контакта с контролирующей поверхностью термодатчики крепились к поверхности с помощью высокотеплопроводного клея (коэффициент теплопроводности не менее $0,5 \text{ Вт/(м·К)}$). Погрешность измерения температуры составляла $\pm 0,2^\circ\text{C}$. С помощью регулятора напряжения температура имитатора Земли циклически менялась в зависимости от угла поворота и времени движения НС по орбите.

Во время проведения эксперимента были смоделированы четыре витка прохождения НС по орбите и получены зависимости распределения температуры на двух сотовых панелях, на платах системы энергообеспечения, навигации и телеметрии.

Одной из основных задач экспериментальных исследований было определение температурных диапазонов функционирования элементов НС при перемещении его по орбите, в частности наиболее теплонагруженных элементов — микроконтроллеров платы обработки данных, телеметрии и системы энергообеспечения, а также аккумуляторных батарей. В соответствии с

требованиями к обеспечению тепловых режимов бортовой аппаратуры и элементов космических аппаратов, а также к характеристикам электронных компонентов, допустимым для функционирования микроконтроллеров является температурный интервал от -20 до $+50^\circ\text{C}$, для блока аккумуляторов — от 0 до $+40^\circ\text{C}$.

Результаты испытаний

Результаты измерения температурных полей в элементах НС для второго и третьего орбитальных витков приведены на рис. 4 и 5.

На рис. 4 показано изменение температуры поверхностей граней I и III, а также соответствующие точки расположения НС во время испытаний (*A*, *B*, *C*). Как и ожидалось, температура поверхностей была наименьшей сразу после окончания «теневого» режима (от -23 до -32°C), а наибольшая (-5°C) — на грани I при нахождении НС в точке *C*.

На рис. 5 приведены графики изменения во времени температуры электронных элементов НС: микроконтроллеров платы обработки дан-

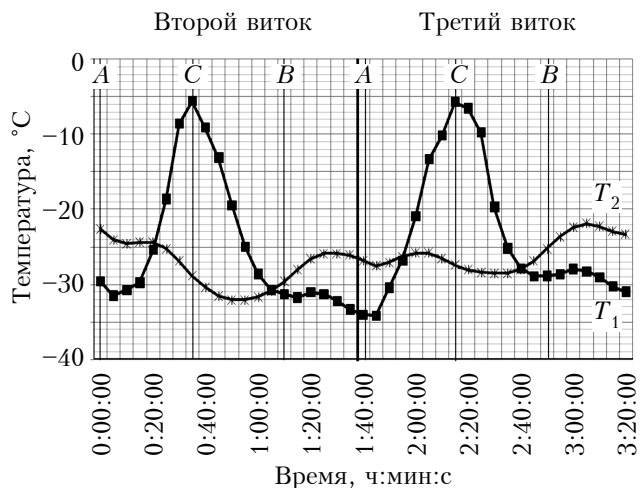


Рис. 4. Изменение во времени температуры поверхности граней I (T_1) и III (T_2) на втором и третьем витках

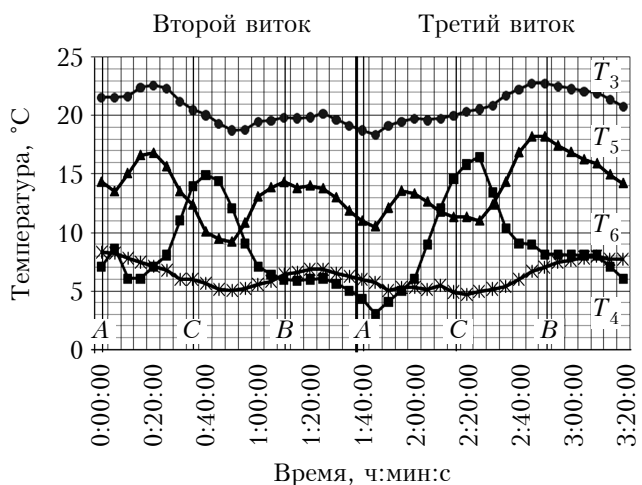


Рис. 5. Изменение во времени температуры электронных элементов НС на втором и третьем витках

ных (T_3) и платы системы телеметрии (T_4), а также системы энергообеспечения — аккумуляторных батарей (T_6) и микроконтроллера платы энергообеспечения (T_5).

Как видно из рисунка, самая высокая температура во время испытаний была у микроконтроллера подсистемы обработки данных (T_3), что связано с ее непрерывной работой в течение полета: значение T_3 изменялось от 18 до 23°C. Самую низкую температуру имели аккумуляторные батареи ($T_6=5...9^\circ\text{C}$), поскольку они расположены ближе к источнику земного излучения.

Колебания температуры на микроконтроллере подсистемы телеметрии (T_4) от 5 до 17°C связаны с периодичностью ее работы. Наибольшие значения T_4 достигались при включении рабочей нагрузки на подсистему, когда НС находился в области правее точки максимального облучения НС. Смещение максимального значения T_4 , так же как и значений температуры других элементов НС (см. рис. 5), относительно точки С связано с инерционностью процессов теплообмена внутри аппарата. Характер запаздываний и их временные характеристики зависят от места расположения элемента внутри аппарата, теплового влияния на него других компонентов, а также циклограммы его работы в течение эксперимента.

Температура микроконтроллера платы энергообеспечения (T_5) изменяется в пределах от 9 до 17°C. При этом следует обратить внимание на характер этих изменений — он демонстрирует влияние на температурный режим микроконтроллера не только внешних тепловых потоков, но и циклограммы его работы (т. е. моменты его включения и выключения). Так, на графике видно, что всплески температуры T_5 имеют не только при прохождении НС по солнечной части орбиты, но и по теневой, и соответствуют включению устройства. Также отметим процесс влияния температуры T_5 на другие элементы: при включении микроконтроллера платы энергообеспечения наблюдается незначительное повышение температуры и микроконтроллера платы обработки данных (T_3), и аккумуляторных батарей (T_6). Что касается некоторого роста T_5 на третьем витке по сравнению со значениями на втором, его можно объяснить квазистационарностью процессов в камере и в самом аппарате при проведении испытаний.

Выводы

Таким образом, разработанная методика позволила провести термовакuumные испытания наноспутника PolyITAN-1. Полученные результаты показали корректность моделирования орбиты НС и факторов космического пространства и подтвердили работоспособность узлов и элементов аппарата в заданных условиях. Все приборы работали при положительных значениях температуры, лежащих в соответствующих допустимых диапазонах. При этом не было заме-

чено никаких отклонений в функционировании и работе электронной аппаратуры НС.

ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ ИСТОЧНИКИ

1. Козлов Л. В., Нусинов М. Д., Акишин А. И. и др. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. — Москва: Машиностроение, 1971. [Kozlov L. V., Nusinov M. D., Akishin A. I. i dr. Modelirovanie teplovykh rezhimov kosmicheskogo apparata i okruzhayushchei ego sredy. Moscow: Mashinostroyeniye, 1971]
2. Нусинов М. Д. Воздействие и моделирование космического вакуума. — Москва: Машиностроение, 1982. [Nusinov M. D. Vozdeistvie i modelirovanie kosmicheskogo vakuuma. Moscow: Mashinostroyeniye, 1982]
3. Копяткевич Р. М., Альтов В. В., Мишин Г. С. Тепловые режимы радиоэлектронных приборов космических аппаратов // Тр. Второй российской нац. конф. по теплообмену. — 1998. — Т. 1. — С. 129—132. [Kopyatkevich R. M., Al'tov V. V., Mishin G. S. // Tr. Vtoroi rossiiskoi nats. konf. po teploobmenu. 1998. Vol. 1. P. 129]
4. Рассамкин Б. М., Рогачев В. А., Хайрнасов С. М. и др. Экспериментальное моделирование тепловых режимов эксплуатации оптико-электронного прибора для микроспутника // Космична наука і технологія. — 2003. — Т. 9, № 4. — С. 34—39. [Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khairnasov S. M. i dr. // Kosmichna nauka i tekhnologiya. 2003. Vol. 9, N 4. P. 34]
5. Рассамкин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И. и др. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. Ч. 1. Термовакuumная установка ТВК-2,5 // Космична наука і технологія. — 2002. — Т. 8, № 1. — С. 37—41. [Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khominich V. I. i dr. // Kosmichna nauka i tekhnologiya. 2002. Vol. 8, N 1. P. 37]

Дата поступления рукописи
в редакцию 14.06 2013 г.

Zavadskaja E. S., Rassamakin B. M., Rogachov V. A., Khairnasov S. M., Khominich V. I. **Experimental simulation of nanosatellites heat modes.**

Keywords: spacecraft, nano-satellite, thermal vacuum tests.

The technology of thermal modes modelling for nanosatellite (NS) PolyITAN-1 has been developed and thermal vacuum tests have been carried out. The results have shown that the simulation of the NS orbit and space factors is correct and confirmed that NS nodes and elements are operable under the specified conditions.

Ukraine, NTUU «KPI».

Завадська Є. С., Рассамакін Б. М., Рогачов В. А., Хайрнасов С. М., Хомініч В. І. **Експериментальне моделювання теплових режимів наносупутника.**

Ключові слова: космічний апарат, наносупутник, термовакuumні випробування.

Розроблено методику моделювання теплового режиму та проведено термовакuumні випробування наносупутника (НС) PolyITAN-1. Результати показали коректність моделювання орбіти НС і факторів космічного простору і підтвердили працездатність вузлів та елементів НС в заданих умовах.

Україна, НТУУ «Київський політехнічний інститут».