

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ОПТИКО-ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА¹

© 2013 С.В. Цаплин, С.А. Большев²

Разработано программное обеспечение на базе программных пакетов ANSYS, MathCAD, Zemax по изучению влияния тепловых факторов космического пространства на оптические характеристики линзового объектива космического аппарата. Проведен расчет нестационарных полей температур и деформаций, выходных параметров линзового объектива для конкретного случая.

Ключевые слова: температура, тепловой поток, тепловой режим, деформация, объектив.

Система обеспечения теплового режима (СОТР) космического аппарата (КА) предназначена для поддержания оптимальной температуры конструктивных элементов, обеспечивающих систем и бортовой аппаратуры КА, что особенно важно для оптической аппаратуры, предназначенной для съемки поверхности Земли с высоким разрешением — оптико-электронных телескопических комплексов (ОЭТК). Для получения снимков высокого качества необходимо обеспечить температурные перепады на оптических элементах не более 0,1–0,5 °С.

Элементы СОТР делятся на пассивные и активные [1; 2]. В качестве пассивных средств используют терморегулирующие покрытия на внешних поверхностях корпусов КА и экранно-вакуумную теплоизоляцию (ЭВТИ) с целью уменьшения теплопотерь в открытый космос и защиты от внешних тепловых источников. В качестве активных средств на отечественных КА традиционно применяются СОТР жидкостного типа, когда теплоноситель прокачивается через систему трубопроводов, опоясывающую КА. Такие системы отличаются значительными массогабаритными характеристиками, высоким энергопотреблением и невысокой точностью поддержания заданной температуры.

В качестве активных средств в настоящее время наиболее перспективны СОТР на основе электрических нагревателей. Особенностью таких систем по сравнению с традиционными системами с теплоносителем являются меньшие массогабаритные характеристики и высокая точность поддержания заданной температуры.

¹Работа выполнена при поддержке гранта Федеральной целевой программы "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009–2013 годы, соглашение № 14.B37.21.1833.

²Цаплин Сергей Васильевич (tsaplin@samsu.ru), Большев Станислав Александрович (bolyshevsa@mail.ru), лаборатория "Взаимодействие излучения с веществом" Самарского государственного университета, 443011, Российская Федерация, г. Самара, ул. Акад. Павлова, 1.

В штатном режиме такая система потребляет небольшую мощность, поддерживая поминальную температуру оптических элементов. В нештатном режиме, при значительном снижении температуры КА относительно номинальной, система работает на максимальной мощности для быстрого вывода КА на рабочий режим.

В научно-образовательном центре "Теплофизика и информационно-измерительные технологии" СамГУ в течение ряда лет ведутся работы по исследованию и моделированию тепловых режимов спецаппаратуры космических аппаратов [3–5]. На основе этих исследований была предложена СОТР для ОЭТК на основе пленочных электронагревателей. В настоящее время для отработки параметров СОТР на основе электронагревателей готовится проведение экспериментальных исследований на масштабированном макете ОЭТК. На данном этапе работы для подготовки экспериментальных исследований разработана тепловая математическая модель и проведен расчет температурных полей масштабированного макета ОЭТК с СОТР на основе пленочных электронагревателей.

Масштабированный макет ОЭТК представляет собой пустотелый цилиндр, закрытый с обоих торцов крышками, с внешней стороны укрытый матами ЭВТИ. Внутри расположены диск-образец, имитирующий зеркало объектива, и цилиндрический экран, на внешней поверхности которого расположены пленочные нагреватели. Вокруг макета расположены нагреватель и холодильник, имитирующие воздействие тепловых факторов космического пространства. Корпус макета и диск-образец изготовлены из оргстекла, цилиндрический экран, холодильник и нагреватель — из алюминия. У холодильника имеется емкость для заполнения жидким азотом. Размеры макета (500 мм в высоту и 250 мм в диаметре) подобраны таким образом, чтобы он мог быть размещен в вакуумной камере емкостью 60 литров.

Для проведения математического моделирования была разработана геометрическая 3D-модель макета, состоящая из следующих компонентов: диск-образец, цилиндрический экран, корпус, передняя и задняя крышки, нагреватель, холодильник. Общий вид модели в разрезе показан на рис. 1.

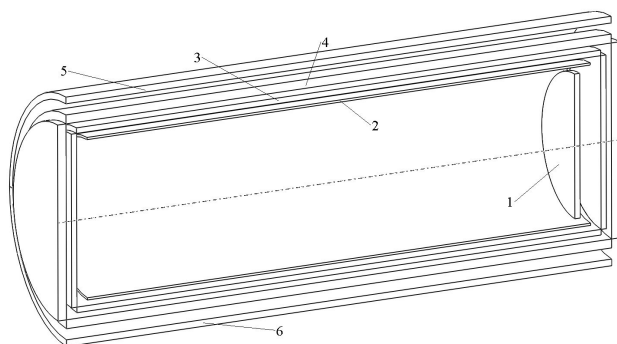


Рис. 1. Геометрическая модель ОЭТК: 1 — диск-образец, 2 — цилиндрический экран, 3 — корпус, 4 — ЭВТИ, 5 — нагреватель, 6 — холодильник

Основной задачей СОТР является поддержание температуры диска-образца с точностью 0,2 К относительно номинальной температуры в условиях эксперимента, имитирующего условия эксплуатации КА.

Компонентами предлагаемой СОТР являются экранно-вакуумная тепловая изоляция, пленочные электронагреватели, служащие для поддержания оптимальной температуры, а также датчики температуры для контроля температуры диска-образца.

Внутри корпуса расположен цилиндрический экран, на внешней поверхности которого размещены пленочные электронагреватели. Лучистый тепловой поток от экрана будет компенсировать потери тепла диском-образцом. Датчики температуры расположены на поверхности диска-образца. Внешняя поверхность корпуса укрыта матами ЭВТИ.

Построение физико-математической тепловой модели проводилось при следующих условиях:

- 1) теплообмен между элементами макета осуществляется излучением по закону Стефана-Больцмана;
- 2) температуры нагревателя и холодильника задаются в соответствии с распределением внешних тепловых потоков, действующих на космический аппарат во время орбитального полета;
- 3) на внешнюю поверхность экрана задается переменный во времени тепловой поток в соответствии с параметрами и режимом работы системы обеспечения теплового режима.

Физико-математическая тепловая модель макета описывается системой дифференциальных уравнений теплопроводности для каждого элемента ОЭК

$$\frac{\partial T_i}{\partial t} = a_i \nabla^2 T_i, \quad (1)$$

где T_i – температура i -го элемента модели, a_i – температуропроводность i -го элемента модели,

с начальными

$$T_i|_{t=0} = T_0, \quad (2)$$

и граничными условиями:

$$-\lambda_i \frac{\partial T_i}{\partial n_i} \Big|_{S_i} = q_{\text{внутр}_i} + q_{\text{внеш}_i} - \varepsilon_i \sigma T_i^4 + q(\varepsilon_k, T_k), \quad (3)$$

где S_i – излучающая поверхность i -го элемента модели; n_i – вектор нормали к поверхности S_i ; λ_i – коэффициент теплопроводности i -го элемента; $q_{\text{внеш}_i}$ – внешний тепловой поток, падающий на поверхность S_i ; $q_{\text{внутр}_i}$ – внутренний тепловой поток, действующий на поверхность S_i ; ε_i – степень черноты поверхности S_i ; $q(\varepsilon_k, T_k)$ – тепловой поток от остальных элементов модели.

Для диска-образца дополнительно решается задача нахождения поля смещений. Изменения полей температур оптических элементов является причиной их тепловых деформаций. Величина тепловых деформаций оптических элементов может быть определена из решения системы уравнений термоупругости в перемещениях: уравнение для квазиравновесного состояния равновесия твердого деформированного тела, имеющего поле температур T в отсутствие объемных сил, имеет вид [6]

$$(\lambda + \mu) \operatorname{grad} \operatorname{div} u - \mu \operatorname{rot} \operatorname{rot} u = K \alpha \nabla T, \quad (4)$$

где u – вектор смещений диска-образца, α – коэффициент объемного расширения, λ и μ – коэффициенты Ламэ, K – коэффициент всестороннего сжатия, связанные

с модулем Юнга E и коэффициентом Пуассона σ соотношениями:

$$\lambda = \frac{E\sigma}{(1-2\sigma)(1+\sigma)}, \quad \mu = \frac{E}{2(1+\sigma)}, \quad K = \frac{E}{3(1-2\sigma)}. \quad (5)$$

В качестве граничного используется условие жесткого крепления диска-образца по ободу

$$u|_{S_{\text{бок}}} = 0, \quad (6)$$

где $S_{\text{бок}}$ – боковая поверхность диска-образца.

Для проведения расчетов температурных полей макета твердотельная модель заменялась конечно-элементной моделью, общий вид которой приведен на рис. 3.

Степени черноты поверхности элементов макета: корпус и крышка – 0,9; диск-образец – 0,3; цилиндрический экран – 0,9; мат ЭВТИ с обеих сторон – 0,1, нагреватель и холодильник – 0,9.

Теплофизические характеристики материалов приведены в таблице

Таблица

Теплофизические свойства материалов

Свойства	Оргстекло	Алюминий АМГ-6
Плотность, кг/м ³	1190	2640
Теплоемкость, Дж/кг·К	1470	900
Теплопроводность, Вт/м·К	0,19	237

Расчет проводился при следующих условиях:

- 1) номинальная температура составляет 20 °С;
- 2) продолжительность одного цикла эксперимента составляет 1,5 часа (соответствует продолжительности одного витка КА вокруг Земли);
- 3) холодильник включен постоянно и обеспечивает температуру = 150 °С;
- 4) нагреватель включен половину времени цикла эксперимента и обеспечивает температуру +150 °С;
- 5) время с открытой крышкой составляет 10 минут в течение одного цикла эксперимента;
- 6) мощность нагревателей, расположенных на цилиндрическом экране, – 20 Вт;
- 7) величина теплового потока, попадающего на срез крышки, соответствует тепловому излучению Земли –225 Вт/м²;
- 8) нагреватели цилиндрического экрана включаются, если температура диска-образца снижается более чем на 0,2 °С от номинальной температуры, и отключаются, если температура цилиндрического экрана превысит 21 °С.

Начальная температура системы принималась равной 20 °С. Расчет проводился в два этапа: 1) сначала был проведен расчет с закрытой крышкой в течение двух циклов для установления распределения температуры внутри ЭВТИ; 2) затем был проведен расчет в течение одного цикла с открытием крышки. Этот расчет для сравнения был проведен в двух вариантах – с включением нагревателей цилиндрического экрана и без включения. Результаты расчетов приведены на рис. 2–5.

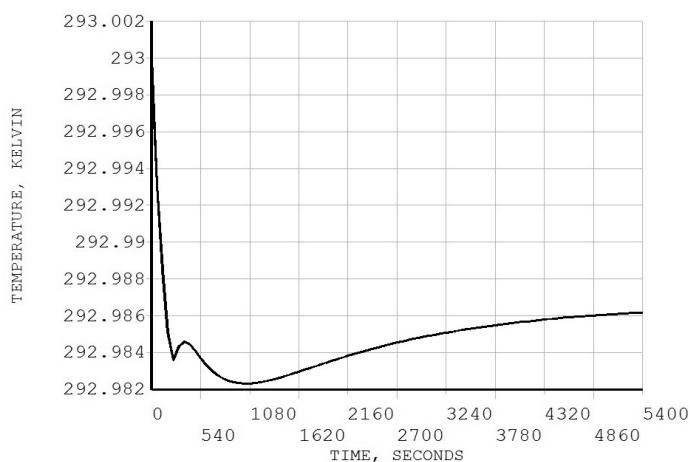


Рис. 2. Зависимость температуры диска от времени на 1-м этапе эксперимента

Как видно из полученных результатов, на 1-м этапе эксперимента (рис. 2), когда крышка закрыта, температура диска-образца снижается незначительно (не более 0.02°C), несмотря на то что на внешней поверхности ЭВТИ макета температура в это время меняется от 123 до 341 К. В этом случае ЭВТИ надежно защищает макет от внешних тепловых потоков, и включения нагревателей на данном этапе не требуется.

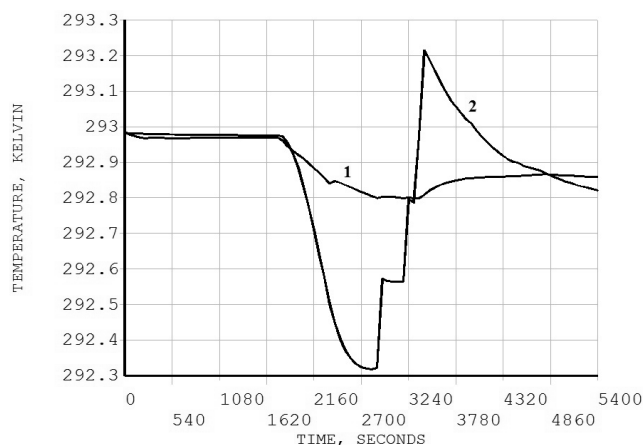


Рис. 3. Зависимость температуры элементов модели от времени: 1 – диск, 2 – корпус — на 2-м этапе эксперимента с включением нагревателей

На 2-м этапе эксперимента (рис. 3–5) при открытии крышки на 10 минут происходит снижение температур внутренних элементов макета — диска-образца и цилиндрического экрана (рис. 3). Однако как только температура диска-образца снижается более чем на $0,2^{\circ}\text{C}$ относительно номинальной температуры, включаются нагреватели и предотвращают дальнейшее снижение температуры. К концу 2-го этапа эксперимента снижение температуры диска-образца по сравнению с

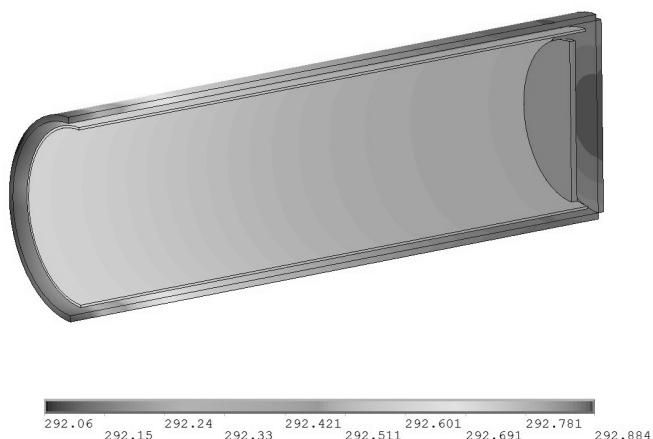


Рис. 4. Температурное поле корпуса, цилиндрического экрана и диска в конце 2-го этапа эксперимента с включением нагревателей

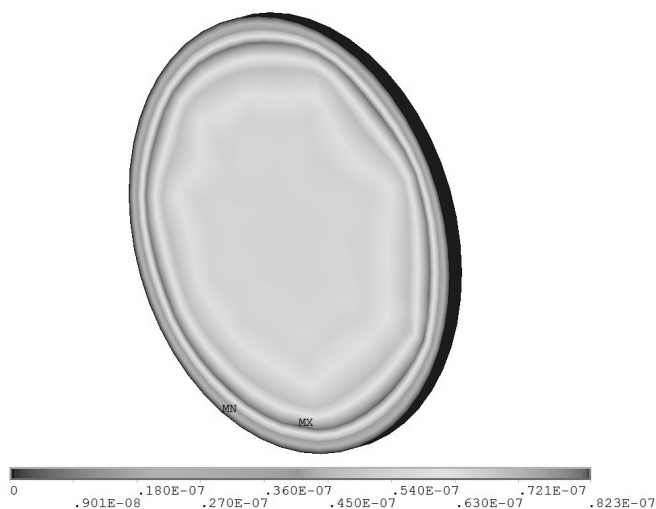


Рис. 5. Поле суммарных смещений (м) диска в конце 2-го этапа эксперимента с включением нагревателей

номинальной температурой не превышает $0,14^{\circ}\text{C}$ (рис. 4), при этом суммарные смещения на диске не превышают $0,082\text{ мкм}$ (рис. 5).

Если на 2-м этапе эксперимента не включать нагреватели, то снижение температур диска-образца и цилиндрического экрана продолжится и после закрытия крышки. К концу 2-го этапа эксперимента без участия нагревателей снижение температуры диска-образца по сравнению с номинальной температурой составит $0,315^{\circ}\text{C}$, при этом суммарные смещения на диске составят $0,18\text{ мкм}$, т. е. в 2,25 раза больше, чем при использовании нагревателей. Очевидно, что на последующих этапах эксперимента это отличие будет увеличиваться.

Таким образом, в работе для подготовки экспериментальных исследований разработана тепловая математическая модель и проведен расчет температурных по-

лей масштабированного макета ОЭТК с СОТР на основе пленочных электронагревателей. Показано, что без включения нагревателей происходит дальнейшее снижение температуры диска образца даже после закрытия крышки, а включение нагревателей позволяет поддерживать температуру диска-образца в диапазоне $20 \pm 0,2^\circ\text{C}$ даже при увеличенном времени открытия крышки.

Литература

- [1] Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: учебник для авиационных специальностей вузов. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
- [2] Малооземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.
- [3] Цаплин С.В., Большчев С.А. Моделирование температурного поля оптико-электронного телескопического комплекса космического аппарата // Сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 50-летию образования ЦСКБ и 90-летию со дня рождения Д.И. Козлова. 28 сентября – 3 октября 2009 г., ФГУП "ТНПРКЦ "ЦСКБ- Прогресс". Самара, 2009. С. 125–130.
- [4] Цаплин С.В., Большчев С.А. Моделирование системы термоградиентной стабилизации оптико-электронного телескопического комплекса космического аппарата // Сборник трудов XXXI Российской школы по проблемам науки и технологий, 14–16 июня 2011, г. Миасс. Миасс, 2011.
- [5] Цаплин С.В., Большчев С.А. Моделирование температурных полей телескопа при воздействии условий эксплуатации КА // Сборник трудов Международной конференции "Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках", 27–30 июня 2011 г. Самара. Самара, 2011.
- [6] Новацкий В. Вопросы термоупругости. М.: Мир, 1975. 872 с.

Поступила в редакцию 10/VII/2013;
в окончательном варианте — 10/VII/2013.

THERMAL-CONTROL SYSTEM OF EXPERIMENTAL MODEL OF SPACECRAFT OPTICAL TELESCOPE ASSEMBLY

© 2013 S.V. Tsaplin, S.A. Bolychev³

Software on the base of program package of ANSYS, MathCAD, Zemax for study of influence of thermal factors of space factor on optical characteristics of lens objective of spacecraft is developed. Calculation of non-stationary field of temperature and deformation, output data of lens objective for specific case is carried out.

Key words: temperature, heat flow, thermal regime, strain, objective.

Paper received 10/VII/2013.

Paper accepted 10/VII/2013.

³Tsaplin Sergey Vasilevich (tsaplin@samsu.ru), Bolychev Stanislav Alexandrovich (bolychevsa@mail.ru), the Laboratory of Radiation-matter interaction, Samara State University, Samara, 443011, Russian Federation.