

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МАКЕТА ОПТИКО-ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ТЕПЛОВЫХ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ<sup>1</sup>

© 2014 С.В. Цаплин,<sup>2</sup> С.А. Болычев,<sup>3</sup> Б.С. Мишагин,<sup>4</sup> Д.В. Шеманаев<sup>5</sup>

В статье рассматриваются возможности прецизионной системы обеспечения теплового режима оптико-электронного телескопического комплекса космического аппарата, предназначенного для дистанционного зондирования Земли. Для проведения экспериментальных исследований в вакуумной камере разработан и изготовлен лабораторный макет системы обеспечения теплового режима. Проведены экспериментальные исследования теплового режима макета в лабораторных условиях, имитирующих космическое пространство (низкая температура космического пространства, прямой и отраженный от Земли солнечный поток, тепловой поток от Земли). Проведенные исследования показали высокую точность поддержания температуры и низкое энергопотребление рассматриваемой системы.

**Ключевые слова:** температура, тепловой поток, дистанционное зондирование Земли, космический аппарат, система обеспечения теплового режима, теплозащита, оптико-электронный телескопический комплекс, разрешение.

В настоящее время получение изображений поверхности Земли из космоса осуществляется с помощью оптико-электронных телескопических комплексов (ОЭТК) [1]. Для такой аппаратуры поддержание оптимального теплового режима чрезвычайно важно [2; 3], поскольку деформации оптических элементов, вызванные градиентами температур [4; 5], приводят к снижению разрешающей спо-

<sup>1</sup>Работа выполнена при поддержке гранта Федеральной целевой программы "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009 – 2013 годы, соглашение № 14.В37.21.1833.

<sup>2</sup>Цаплин Сергей Васильевич (tsaplin@samsu.ru), кафедра физика твердого тела и неравновесных систем Самарского государственного университета, 443011, Российская Федерация, г. Самара, ул. Акад. Павлова, 1.

<sup>3</sup>Болычев Станислав Александрович (bolychevsa@mail.ru), лаборатория "Взаимодействие излучения с веществом" Самарского государственного университета, 443011, Российская Федерация, г. Самара, ул. Акад. Павлова, 1.

<sup>4</sup>Мишагин Борис Сергеевич (multik911@yandex.ru), Поволжский региональный центр компьютерных измерительных технологий Самарского государственного университета, 443011, Российская Федерация, г. Самара, ул. Акад. Павлова, 1.

<sup>5</sup>Шеманаев Дмитрий Владимирович (SHED55@yandex.ru), лаборатория "Взаимодействие излучения с веществом" Самарского государственного университета, 443011, Российская Федерация, г. Самара, ул. Акад. Павлова, 1.

способности оптической системы и как следствие к ухудшению качества получаемых снимков. До последнего времени в РФ применялись системы обеспечения теплового режима (СОТР) на основе жидкостных систем с теплоносителем и тепловых трубах, а также их комбинация [6–8]. Такие системы обеспечивают поддержание температур оптических элементов с точностью  $\pm 10^\circ\text{C}$  относительно номинальной температуры, что приводит к снижению разрешения получаемых изображений и ограничивает время съемки. Кроме того, существующие системы поддержания теплового режима отличаются значительными массогабаритными характеристиками и высоким энергопотреблением.

В настоящее время для конкуренции с такими странами, как США, Франция, Израиль, Китай в области ДЗЗ, в РФ назрела насущная потребность создания крупногабаритных ОЭТК с диаметром главного зеркала до  $3 \div 10$  метров и пространственным разрешением менее 0,5 м. Для таких перспективных ОЭТК применение жидкостных систем обеспечения теплового режима невозможно в силу чрезмерного увеличения массогабаритных характеристик и энергопотребления такой системы при увеличении габаритов ОЭТК.

В работе [9] была предложена прецизионная система обеспечения теплового режима на основе электрических нагревателей. Отличительными особенностями такой системы являются высокая точность поддержания температур оптических элементов, небольшие массогабаритные характеристики и низкое энергопотребление по сравнению с традиционными системами. Математическое моделирование ОЭТК с прецизионной СОТР [10] подтвердило ее высокую эффективность.

Для проведения экспериментальных исследований в научно-образовательном центре "Теплофизика и информационно-измерительные технологии" СамГУ разработан и изготовлен экспериментальный образец макета СОТР, предназначенный для проведения исследований в вакуумной камере. Макет 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. Макет оснащен имитатором температуры космического пространства, имитатором внешних тепловых потоков. Общий вид масштабированного макета ОЭТК в разрезе приведен на рис. 1.

Корпус макета изготовлен из оргстекла, диск-образец и имитатор внешних тепловых потоков — из алюминия, имитатор температуры космического пространства — из нержавеющей стали. Снаружи корпус макета укрыт матами ЭВТИ толщиной 50 слоев. Макет обладает следующими характеристиками: диаметр имитатора главного зеркала 134 мм, масса имитатора главного зеркала 170 г, общая высота модели 500 мм, общая масса макета 10 кг, точность поддержания температуры  $0,2^\circ\text{C}$ , пиковая мощность СОТР 12 Вт.

Измерительная система макета СОТР функционально состоит из трех независимых модулей, которые подключены через стандартный USB-HUB к компьютеру. Каждый модуль имеет свой уникальный номер и дескриптор, что позволяет осуществлять независимое управление каждым из трех модулей. В состав макета СОТР входят два модуля измерения температуры и один модуль управления нагревателем. Модуль измерения температуры состоит из следующих узлов (рис. 2): 1) устройство сопряжения с USB-интерфейсом; 2) процессор; 3) коммутатор питания датчиков температуры; 4) аналого-цифровой преобразователь; 5) масштабирующий усилитель; 6) коммутатор сигнала датчиков температуры. Модуль управления нагревателями состоит из следующих узлов (рис. 3): 1) устройство

сопряжения с USB-интерфейсом; 2) процессор; 3) силовые ключи; 4) коммутатор; 5) масштабирующий усилитель; 6) аналого-цифровой преобразователь.

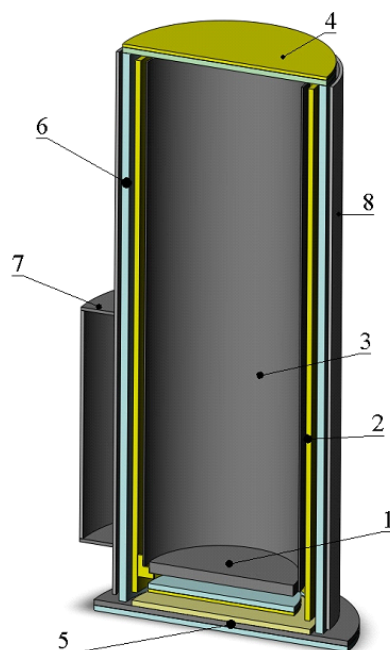


Рис. 1. Схема макета ОЭТК:

1 – диск-образец, 2 – тепловой экран, 3 – корпус, 4 – ЭВТИ, 5 – имитатор внешних тепловых потоков, 6 – имитатор температуры космического пространства, 7 – крышка

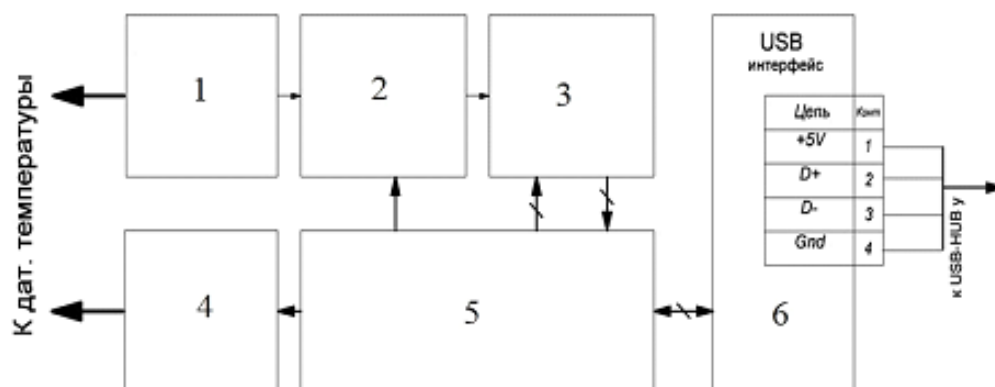


Рис. 2. Схема модуля измерения температуры:

1 – коммутатор сигнала датчиков температуры, 2 – масштабирующий усилитель, 3 – аналого-цифровой преобразователь, 4 – коммутатор питания датчиков температуры, 5 – процессор, 6 – USB-интерфейс

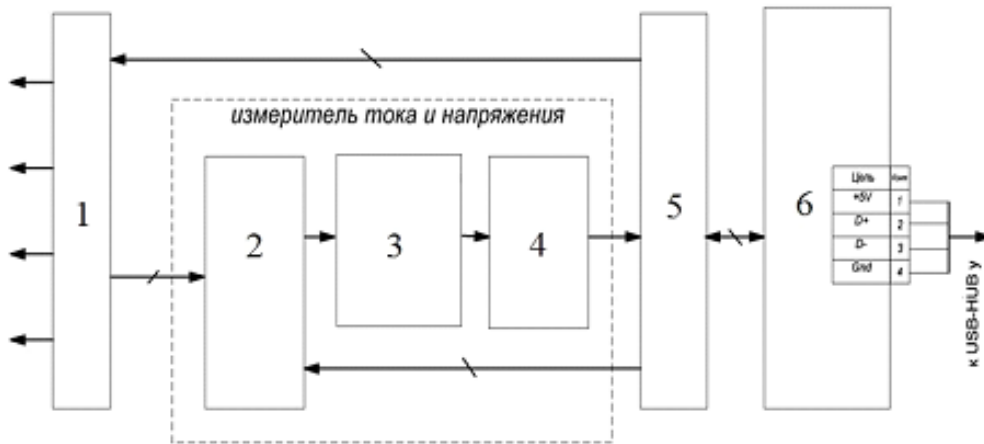


Рис. 3. Схема модуля управления нагревателями:  
 1 – силовые ключи, 2 – коммутатор сигнала, 3 – масштабирующий усилитель,  
 4 – аналого-цифровой преобразователь, 5 – процессор, 6 – USB-интерфейс

Измерительная схема макета обладает следующими характеристиками:

1. Количество каналов измерения температуры – 30.
2. Диапазон измеряемых температур – от  $-200$  до  $+55$  °С.
3. Точность измерения в диапазоне от  $-200$  до  $0$  °С составляет  $\pm 4$  °С, в диапазоне от  $0$  до  $+55$  °С составляет  $\pm 0,2$  °С.
4. Тип датчиков – термометр сопротивления.
5. Количество каналов управления пленочными нагревателями – 4.
6. Максимальный ток канала управления нагревателями не более 14 А.
7. Напряжение питания канала управления нагревателями – от 12 до 37 В.
8. Контроль напряжения каналов управления нагревателями осуществляется с точностью до 0,1 В.
9. Контроль тока каналов управления нагревателями осуществляется с точностью до 0,1 А.

Экспериментальные исследования по определению температур элементов макета могут проводиться при следующих условиях: разрежение в вакуумной камере до  $10^{-3}$  мм рт. ст., температура имитатора температуры космического пространства до  $-196$  °С, тепловой поток от имитатора внешних тепловых потоков до  $600$  Вт/м<sup>2</sup>. Расположение макета в вакуумной камере показано на рис. 4. Общий вид установки показан на рис. 5.

Экспериментальные исследования теплового режима на макете СОТР проводились с целью подтвердить заявленные характеристики прецизионной СОТР в лабораторных условиях, имитирующих воздействие космического пространства, а именно: высокую точность поддержания температуры оптических элементов  $0,2$  °С и умеренное энергопотребление СОТР относительно массогабаритных характеристик.

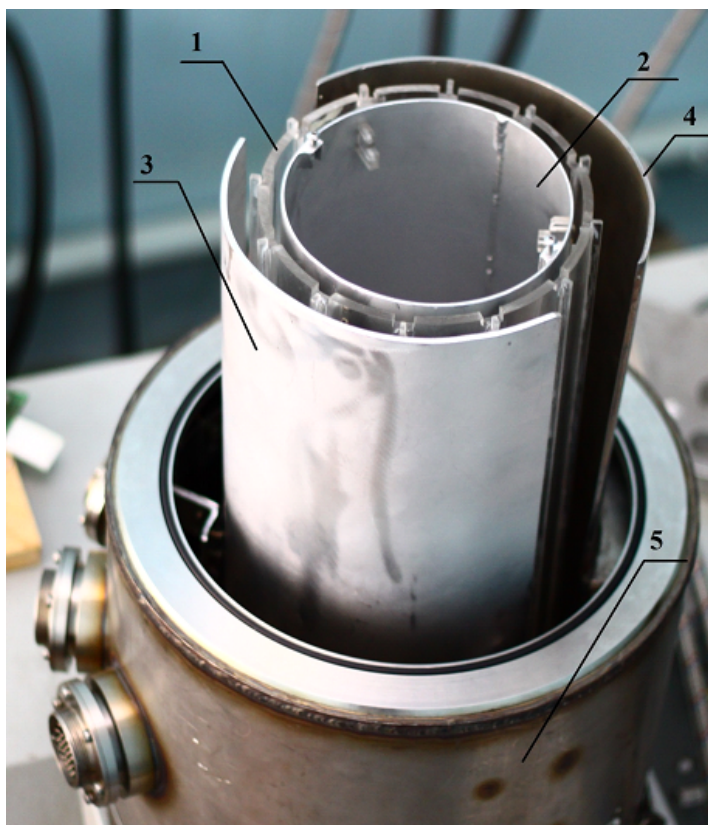


Рис. 4. Лабораторный макет СОТР в вакуумной камере:  
 1 — корпус, 2 — тепловой экран, 3 — имитатор температур космического пространства, 4 — имитатор внешних тепловых потоков, 5 — вакуумная камера (на снимке колпак вакуумной камеры снят, макет еще не укрыт ЭВТИ)

Во время проведения экспериментальных исследований влияние тепловых факторов космического пространства на макет СОТР имитировалось следующим образом:

- влияние низкой температуры космического пространства — с помощью имитатора температуры космического пространства;
- влияние прямого и отраженного от Земли солнечных потоков — с помощью имитатора внешних тепловых потоков;
- влияние теплового потока от Земли, попадающего на входной зрачок объекта — с помощью имитатора открытой крышки.

Экспериментальные исследования теплового режима макета СОТР в лабораторных условиях проходят в несколько этапов:

1. Вакуумизация рабочей камеры до давления  $10^{-3}$  мм рт. ст. — 2-3 часа.
2. Вывод на стационарный режим имитатора температуры космического пространства до достижения температур  $-120 \div -100$  °С — 2 часа.



Рис. 5. Общий вид установки, готовой к работе

3. Включение (периодические включения) имитатора внешних тепловых потоков (температура  $100 - 150^{\circ}\text{C}$ ) — 1-2 часа.
4. Включение имитатора открытия крышки СЗУ (температура  $-20^{\circ}\text{C}$ ) — 20-90 минут.

Таким образом, одно исследование может занимать до 6-7 часов.

Экспериментальные исследования проводились для различных вариантов лабораторных условий, включающих в себя температуры имитаторов, время и режим их работы, номинальную температуру диска-образца. Лабораторные условия проведения экспериментальных исследований по вариантам приведены в таблице.

Результаты экспериментальных исследований приведены на рис. 6-9.

Из приведенных результатов видно, что имитаторы условий космического пространства создают на внешней поверхности макета несимметричное радиальное распределение температуры: на "холодной" стороне до  $-130^{\circ}\text{C}$ , на "горячей" стороне до  $260^{\circ}\text{C}$  (рис. 7), таким образом перепад температуры на диаметрально противоположных сторонах макета может достигать  $390^{\circ}\text{C}$ . При этом перепад температур на корпусе макета не превышает  $6^{\circ}\text{C}$  (рис. 8). Температура диска-образца

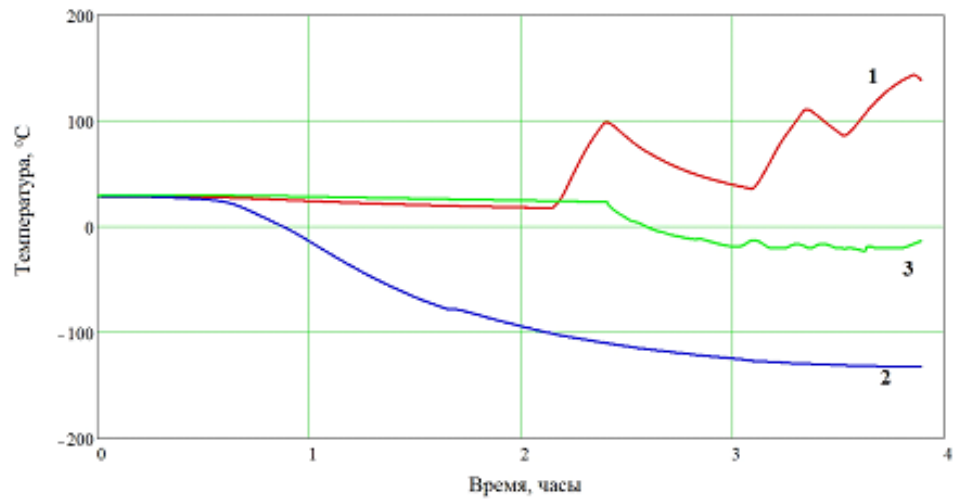


Рис. 6. Зависимость температуры от времени (вариант 3):  
 1 – экран имитатора внешних тепловых потоков, 2 – экран имитатора температуры космического пространства, 3 – имитатор открытой крышки

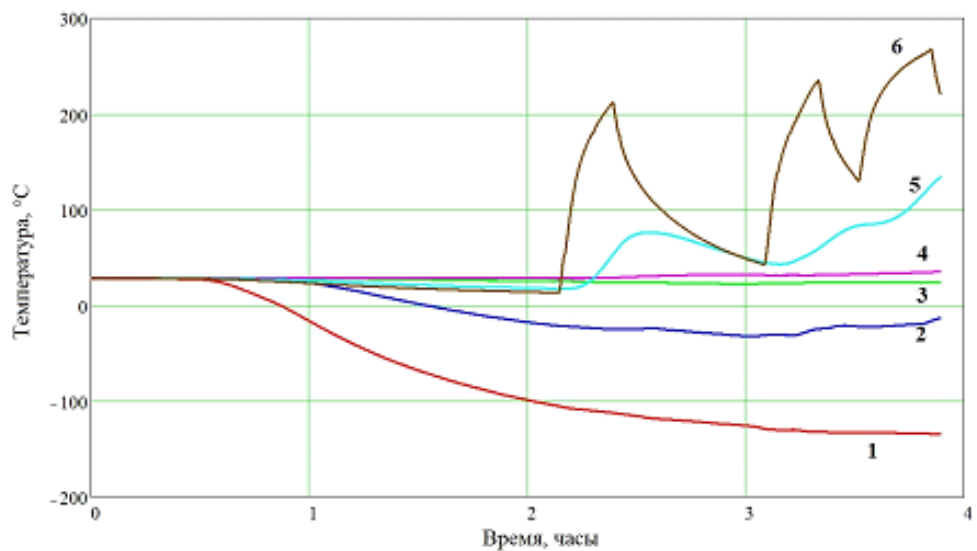


Рис. 7. Зависимость температуры от времени (вариант 3):  
 "холодная сторона": 1 – внешний слой ЭВТИ, 2 – средний слой ЭВТИ, 3 – внутренний слой ЭВТИ, "горячая сторона": 4 – внутренний слой ЭВТИ, 5 – средний слой ЭВТИ, 6 – внешний слой ЭВТИ

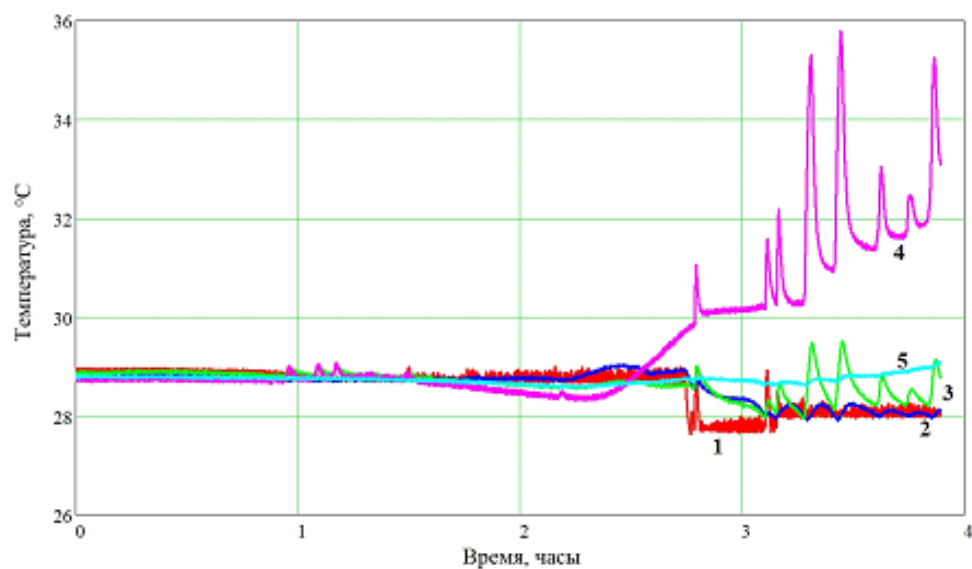


Рис. 8. Зависимость температуры от времени (вариант 3):  
 "холодная сторона": 1 – корпус, 2 – тепловой экран, "горячая сторона": 3 – теп-  
 ловой экран, 4 – корпус; 5 – диск-образец

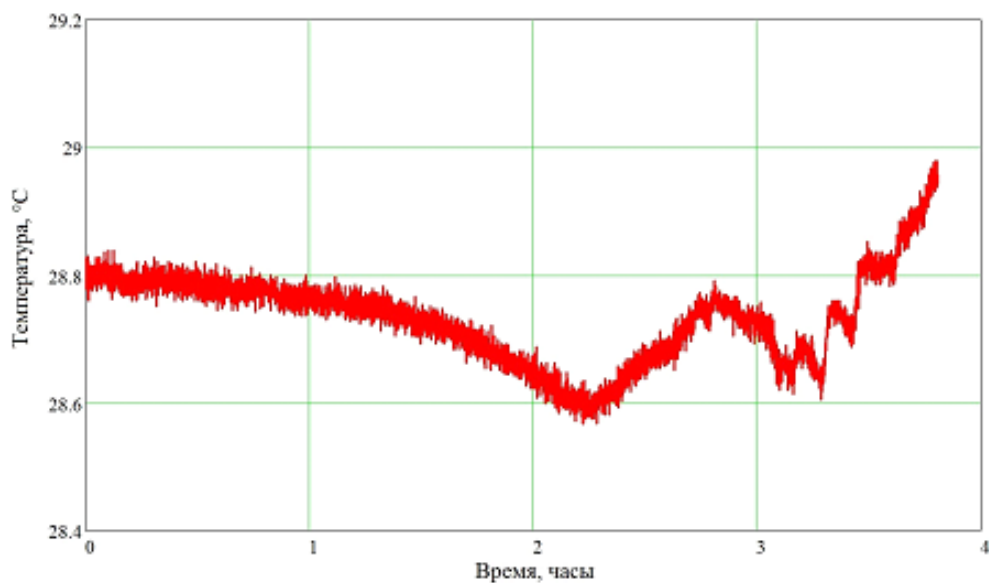


Рис. 9. Зависимость температуры диска-образца от времени (вариант 3)



Таблица

## Условия проведения экспериментальных исследований

№ вар	Лабораторные условия проведения испытаний					
	Температура экрана имитатора температуры космического пространства, °С	Тепловой поток от имитатора внешних тепловых потоков, Вт	Температура имитатора открытой крышки, °С	Период между включениями имитатора внешних тепловых потоков, мин.	Время работы имитатора открытой крышки, мин	Номинальная температура диска-образца, °С
1	-100	1400	-20	45	30	27,8
2	-100	1400	-20	30	20	27,4
3	-130	1400	-20	45	85	28,8

сохраняет заданную номинальную температуру с точностью  $\pm 0,2^\circ\text{C}$  (рис. 9), что подтверждает результаты математического моделирования.

Кроме того, из приведенных результатов видно, что на стабильность температуры диска-образца не повлияло даже увеличенное время открытия крышки — 85 минут против штатных 20 минут. Таким образом, экспериментально подтверждается возможность прецизионной СОТР обеспечить увеличенное время работы ОЭТК в режиме съемки вплоть до целого витка. Результаты экспериментальных исследований лабораторного образца макета СОТР показывают, что температура диска-образца поддерживается постоянной с точностью  $0,2^\circ\text{C}$  как в режиме с закрытой крышкой, так и в режиме, имитирующем открытие крышки. Средняя мощность СОТР во время испытаний не превышала 5 Вт.

## Литература

- [1] Теребиж В.Ю. Современные оптические телескопы. М.: Физматлит, 2005. 65 с.
- [2] Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.
- [3] Козлов Л.В., Нусинов М.Д., Акишин А.И. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. М.: Машиностроение, 1971, 380 с.
- [4] Цаплин С.В., Большчев С.А. Исследование теплового режима линзового телескопа космического аппарата: материалы XVIII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам, Алушта, 22–23 мая 2013 г. М.: Изд-во МАИ, 2013. С. 817–819.
- [5] Савицкий А.М. Влияние теплового режима конструктивные характеристики космического телескопа // Оптический журнал. 2009. Т. 76. № 10. С. 89–93.
- [6] Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: учебник для авиационных специальностей вузов. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
- [7] Фаворский О.Н., Кандер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе. М.: Высшая школа, 1967, 240 с.

- [8] Кобранов Г.П., Цветков А.П., Белов А.И. Внешний теплообмен космических объектов. М.: Машиностроение, 1977. 104 с.
- [9] Цаплин С.В., Болычев С.А. Моделирование прецизионной системы управления температурными полями оптико-электронного телескопического комплекса космического аппарата. Системы обеспечения тепловых режимов преобразователей энергии и системы транспортировки теплоты: сборник трудов II Всероссийской научно-практической конференции, Махачкала, 8–10 декабря 2010 г. Махачкала, 2010.
- [10] Цаплин С.В., Болычев С.А. Система обеспечения теплового режима экспериментальной модели оптико-телескопического комплекса космического аппарата // Вестник Самарского государственного университета. Естественнонаучная серия. 2013. № 9/2 (110). С. 120–132.

## References

- [1] Terebizh V.Yu. Modern optical telescopes. M., Fizmatlit, 2005, 65 p. (in Russian)
- [2] Malozemov V.V. Spacecraft thermal regime. M., Mashinostroenie, 1980, 232 p. (in Russian)
- [3] Kozlov L.V., Nusiniv M.D., Akishin A.I. Modeling of spacecraft thermal regimes and its environment. M., Mashinostroenie, 1971, 380 p. (in Russian)
- [4] Tsaplin S.V., Bolychev S.A. *Issledovanie teplovogo rezhima linzovogo teleskopa kosmicheskogo apparata: materialy XVIII Mezhdunarodnoi konferentsii po vychislitel'noi mekhanike i sovremennym prikladnym programmnyim sistemam, Alushta, 22–23 maia 2013 g.* [Thermal regime investigations of spacecraft lense telescope: materials of XVIII International Conference on Computational Mechanics and Modern Application Systems. Alushta, 22-23 May, 2013]. M., Izdatel'stvo MAI, 2013, pp. 817–819 (in Russian)
- [5] Savicky A.M. Influence of thermal regime on structural characteristics of space telescope. *Optichesky zhurnal [Optical journal]*, 2009, Vol. 76, no. 10, pp. 89–93 (in Russian)
- [6] Fundamentals of heat transfer in the aviation and space engineering. M., Mashinostroenie, 1992, 528 p. (in Russian)
- [7] Favorsky O.N., Kander Ya.S. Issues of heat transfer in space. I., Vyshaiia shkola, 1967, 240 p. (in Russian)
- [8] Kobranov G.P., Zvetkov A.P., Belov A.I. External heat transfer of space objects. M., Mashinostroenie, 1977, 104 p. (in Russian)
- [9] Tsaplin S.V., Bolychev S.A. *Modelirovanie pretsizionnoi sistemy upravleniia temperaturnymi poliami optiko-elektronnogo teleskopicheskogo kompleksa kosmicheskogo apparata. Sistemy obespecheniia teplovykh rezhimov preobrazovatelei energii i sistemy transportirovki teploty: sbornik trudov II Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii, Makhachkala, 8–10 dekabria 2010 g* [Modeling of presize thermal control system of spacecraft optical telescope assembly. Systems of securing of thermal conditions of energy converters and systems of heat transport systems: collected works of II All-Russian Scientific and Practical Conference, Makhachkala, 8-10 December, 2010]. Makhachkala, 2010 (in Russian)
- [10] Tsaplin S.V., Bolychev S.A. System of ensuring of thermal regime of an experimental model of spacecraft optical telescope assembly. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo universiteta. Ser.: Estestvennonauchnaya* [Vestnik of Samara State University. Natural Science Series], 2013, no. 9/2(110), pp. 120–132 (in Russian)

Поступила в редакцию 16/XII/2013;  
в окончательном варианте — 16/XII/2013.

## EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF LABORATORY PROTOTYPE OF SPACECRAFT OPTICAL TELESCOPE ASSEMBLY IN LABORATORY CONDITIONS

© 2014 S.V. Tsaplin<sup>6</sup> S.A. Bolychev<sup>7</sup> B.S. Mishagin<sup>8</sup> D.V. Shemanaev<sup>9</sup>

In this paper the specifications of precision system of ensuring thermal regime of spacecraft optical telescope assembly designed for Earth remote sensing are considered. The laboratory model of thermal control system is designed for experimental investigations in the vacuum chamber. Experimental investigations of laboratory model of thermal regime under conditions of simulating space environment (low space temperature, direct and reflected from the Earth solar flux, Earth heat flux) is carried out. High temperature stability and low power consumption of the system is shown.

**Key words:** temperature, heat flux, Earth remote sensing, spacecraft, thermal control system, thermal protection, optical telescope assembly, resolution.

Paper received 16/*XII*/2013.

Paper accepted 16/*XII*/2013.

---

<sup>6</sup>Tsaplin Sergey Vasilievich ([tsaplin@samsu.ru](mailto:tsaplin@samsu.ru)), the Dept. of Solid State Physics and Non-equilibrium Systems, Samara State University, Samara, 443011, Russian Federation.

<sup>7</sup>Bolychev Stanislav Alexandrovich ([bolychevsa@mail.ru](mailto:bolychevsa@mail.ru)), Laboratory of Radiation-Matter Interaction, Samara State University, Samara, 443011, Russian Federation.

<sup>8</sup>Mishagin Boris Sergeevich ([multik911@mail.ru](mailto:multik911@mail.ru)), Povolzhsky Region Center of Computer Measurement Technology, Samara State University, Samara, 443011, Russian Federation

<sup>9</sup>Shemanaev Dmitry Vladimirovich ([SHED55@yandex.ru](mailto:SHED55@yandex.ru)), Laboratory of Radiation-Matter Interaction, Samara State University, Samara, 443011, Russian Federation.