

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА МИКРОСПУТНИКА

С. В. ЦАПЛИН, С. А. БОЛЬЧЕВ

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева
(Самарский университет),
443086, Самара, Россия
E-mail: tsaplin@samsu.ru*

Предложен микроспутник с оптико-электронным телескопическим комплексом линзового типа, предназначенный для создания отечественной группировки спутников дистанционного зондирования Земли с малым временем получения снимка по запросу. Для поддержания оптимального теплового режима телескопического объектива выбрана система обеспечения на основе электронагревателей. С использованием трехмерной модели проведен расчет теплового режима объектива с учетом реальных условий эксплуатации микроспутника при его орбитальном движении. В результате расчета методом конечных элементов определена динамика температурных полей объектива при различных условиях эксплуатации микроспутника: выход на установившийся тепловой режим, съемка поверхности Земли в штатном и расширенном режимах. Показано, что в различных режимах эксплуатации система обеспечения теплового режима поддерживает заданный диапазон температур оптических элементов при умеренном энергопотреблении.

Ключевые слова: микроспутник, дистанционное зондирование Земли, оптико-электронный телескопический комплекс, система обеспечения теплового режима, температурное поле, тепловой поток

Оптико-электронные телескопические комплексы (ОЭТК) предназначены для получения высокодетальных космических снимков земной поверхности. Современные ОЭТК с разрешением на местности 0,5 м и менее отличаются внушительными размерами (габариты могут достигать нескольких метров, масса — более тонны) и колоссальной стоимостью в десятки миллионов долларов.

Однако реалии сегодняшнего дня диктуют новые требования к ОЭТК: наряду с качеством изображения важное значение приобретает такой фактор, как время получения снимка заданной территории по запросу. Военные тактические операции, природные и техногенные катастрофы — это те ситуации, в которых актуальность полученной информации составляет от нескольких минут до нескольких часов. У традиционных ОЭТК время получения снимка по требованию составляет сутки и более, кроме того, вследствие малого количества таких спутников на орбите обработать все чрезвычайные ситуации не представляется возможным.

Выходом из данной ситуации является группировка микроспутников (космических аппаратов с габаритами не более 1 м и весом не более 50 кг) с ОЭТК. Численность такой группировки будет составлять до 25 микроспутников со сроком активного существования 60—90 суток на низкой околоземной орбите до 200 км. Группировка сможет обслуживать территории местного и регионального значения с разрешением на местности до 1,5 м, при этом время получения снимка по запросу составит не более 90 мин.

В США уже приступили к реализации этой идеи — программа SeeMe агентства DARPA. Для недопущения технического отставания и сохранения конкурентоспособности в космической отрасли необходима реализация аналогичного проекта в России.

В настоящей статье предлагается микроспутник с ОЭТК на основе линзового объектива, что позволит удешевить конструкцию по сравнению с зеркально-линзовым объективом.

Рассматривается ОЭТК, оптическая часть которого представляет собой линзовый объектив [1] с коррекционной пластиной, светозащитной блендой и крышкой светозащитного устройства. Объектив имеет следующие массогабаритные характеристики: общая длина 840 мм, диаметр бленды 130 мм, диаметр первой линзы 100 мм, фокусное расстояние 600 мм, масса оптических элементов 1,75 кг.

Характеристики объектива:

- разрешение на местности — 1,5 м (теоретическая оценка для $\lambda = 0,55$ мкм);
- угол поля зрения объектива — 2° ;
- ширина полосы захвата — 7 км (для высоты орбиты 200 км).

На основе общей схемы объектива была разработана его геометрическая 3D-модель, включающая следующие элементы: линзы с 1-й по 7-ю, коррекционную пластину, оправы линз, корпусную часть объектива, светозащитную бленду, крышку светозащитного устройства (СЗУ), тепловые экраны, внешнее покрытие слоя экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). Общий вид геометрической 3D-модели приведен на рис. 1, а, где 1 — корпус, 2 — бленда, 3 — крышка СЗУ, 4 — ЭВТИ, 5 — линза, 6 — оправа линзы, 7 — тепловой экран.

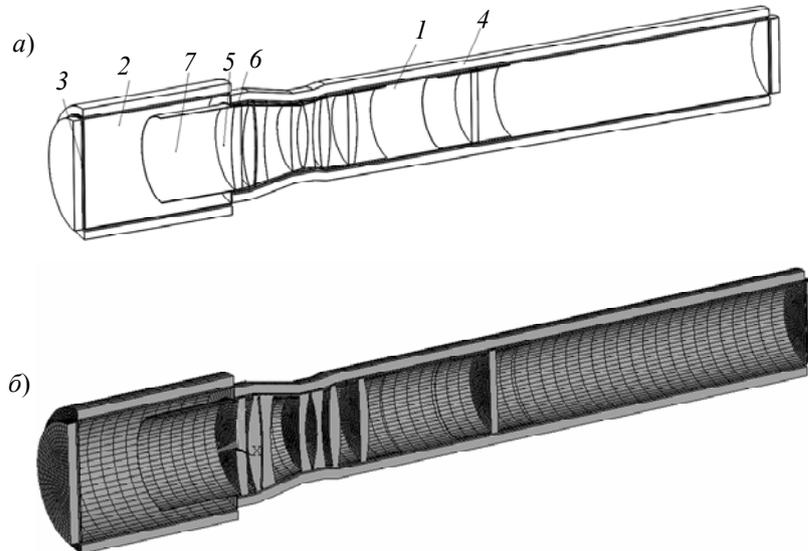


Рис. 1

Основной задачей системы обеспечения теплового режима (СОТР) [2—4] является поддержание температур оптических элементов объектива с заданной точностью относительно номинальной температуры при различных режимах эксплуатации микроспутника. Проведенные ранее исследования показали эффективность СОТР на основе электронагревателей [5]. Основными компонентами СОТР микроспутника являются внешняя экранно-вакуумная тепловая изоляция, тепловые экраны с пленочными электронагревателями, датчики температуры оптических элементов и тепловых экранов. Предполагается, что корпусная часть объектива изготовлена из углепластика, бленда и крышка СЗУ из алюминия. В работах [6, 7] показано, что для получения снимков высокого качества необходимо обеспечить температурные перепады на оптических элементах на уровне $0,1\text{—}0,5$ °С.

Для расчета теплового режима объектива микроспутника на основе 3D-модели разработана тепловая физико-математическая модель объектива, представляющая собой систему дифференциальных уравнений теплопроводности.

Для расчета температурных полей объектива применялся метод конечных элементов с использованием программного пакета ANSYS. Общий вид конечно-элементной модели приведен на рис. 1, б.

В качестве условий эксплуатации микроспутника выбраны следующие параметры орбиты:

- круговая орбита высотой 200 км (продолжительность витка составляет 89 мин);
- угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце равен нулю (в этом случае время нахождения микроспутника в тени Земли максимально);
- углы тангажа и крена микроспутника равны нулю на всем протяжении витка.

Соответствующие этим условиям тепловые потоки (q) на крышку СЗУ, боковую и торцевую части корпуса рассчитывались согласно работам [8, 9] и показаны на рис. 2, 3. На рис. 2, *a* показаны тепловые потоки на крышку СЗУ: тепловой поток, обусловленный собственным излучением Земли (кривая 1), постоянен на всем протяжении витка, а тепловые потоки прямого и отраженного от Земли солнечного излучения (кривые 2, 3 соответственно) имеют ярко выраженные максимумы в точках выхода и захода КА в тень Земли и в подсолнечной точке. Тепловые потоки на торцевую часть корпуса, обусловленные собственным излучением Земли и отраженным от Земли солнечным излучением (1, 3), равны нулю на протяжении всего витка, а прямой солнечный поток (кривая 2) имеет максимум в подсолнечной точке (рис. 2, *б*). Тепловой поток собственного излучения Земли на боковую часть корпуса постоянен вследствие отсутствия изменения ориентации КА и составляет $79,45 \text{ Вт/м}^2$. Распределение теплового потока, обусловленного прямым солнечным излучением, на боковой поверхности корпуса неравномерно как по углу, так и по времени и достигает максимумов в точках выхода и захода КА в тень Земли, а также в подсолнечной точке (рис. 3, *a*). Распределение теплового потока, обусловленного отраженным от Земли солнечным излучением, на боковой поверхности корпуса также неравномерно как по углу, так и по времени и достигает максимума в подсолнечной точке (рис. 3, *б*).

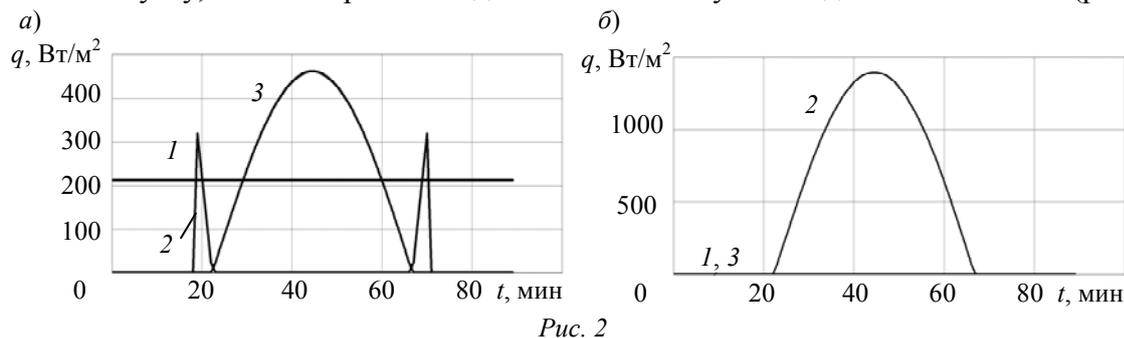


Рис. 2

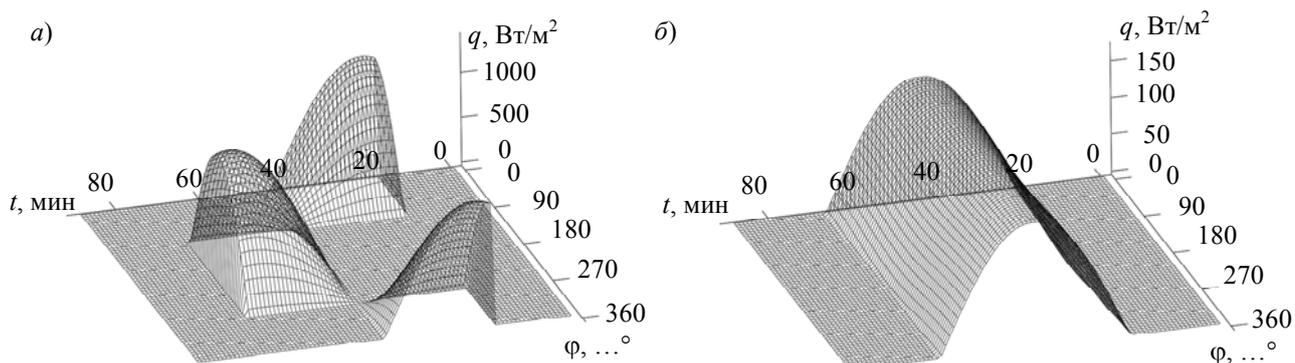


Рис. 3

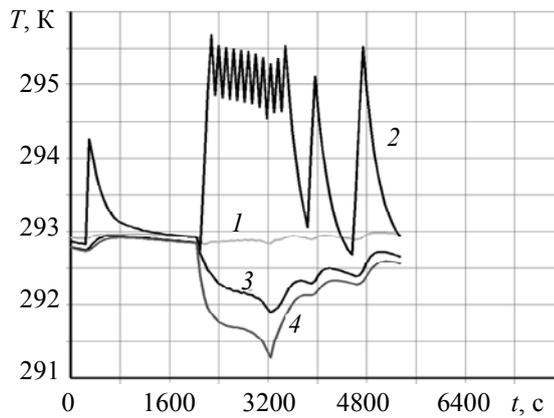
Суммарная мощность всех нагревателей составляет 4 Вт, в том числе мощность нагревателя первой линзы 1,4 Вт. Номинальная температура объектива $20 \text{ }^\circ\text{C}$, точность поддержания температур оптических элементов $0,2 \text{ }^\circ\text{C}$.

Расчет теплового режима микроспутника проводился для двух вариантов открытия крышки СЗУ: штатное время (20 мин) и расширенное время (40 мин). Расчет температурных полей объектива проводился в два этапа. Сначала был выполнен расчет времени выхода объектива на установившийся тепловой режим из состояния с начальной температурой $10 \text{ }^\circ\text{C}$. Затем был выполнен расчет для одного витка в режиме съемки поверхности Земли, крышка

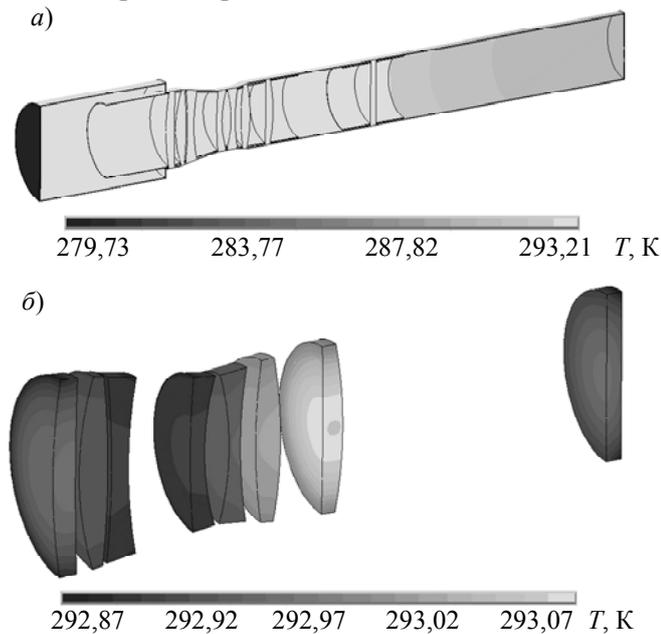
открывается один раз на 20 мин для первого варианта и на 40 мин для второго. Результаты расчетов представлены на рис. 4—7.

Согласно расчетам время выхода на установившийся режим — около 6 ч, т.е. 4,5 витка вокруг Земли, при этом средняя мощность всех нагревателей составила 0,7 Вт. В установившемся режиме температуры оптических элементов не выходят за пределы заданного диапазона $293 \pm 0,2$ К. Для поддержания установившегося режима с закрытой крышкой СЗУ потребуется мощность нагревателей 0,15 Вт.

На рис. 4 представлена зависимость температур элементов ОТЭК от времени для первого варианта расчета, где 1 — первая линза, 2 — нагреватель первой линзы, 3 — корпус, 4 — бленда. Как показывают результаты расчета, в режиме съемки земной поверхности открытие крышки один раз за виток на 20 мин вызывает локальное снижение температуры корпуса до 292 К, температуры бленды — до 291,3 К, при этом температура первой линзы не выходит за пределы заданного диапазона.



На рис. 5, а показано распределение температур ОЭТК в конце витка в режиме съемки поверхности Земли (ЭВТИ не показана), откуда видно, что к концу витка температура крышки СЗУ составляет 279,73 К, а на рис. 5, б — распределение температур оптических элементов ОЭТК в конце витка, где видно, что температуры оптических элементов не выходят за пределы заданного диапазона. Средняя мощность всех нагревателей в режиме съемки поверхности Земли для данного варианта расчета составила 0,45 Вт.



Для второго варианта расчета (рис. 6) открытие крышки (в режиме съемки земной поверхности) один раз за виток на 40 мин вызывает локальное снижение температуры корпуса до 291,3 К (кривая 3), температуры бленды — до 290,3 К (кривая 4), при этом температура первой линзы (кривая 1) не выходит за пределы заданного диапазона.

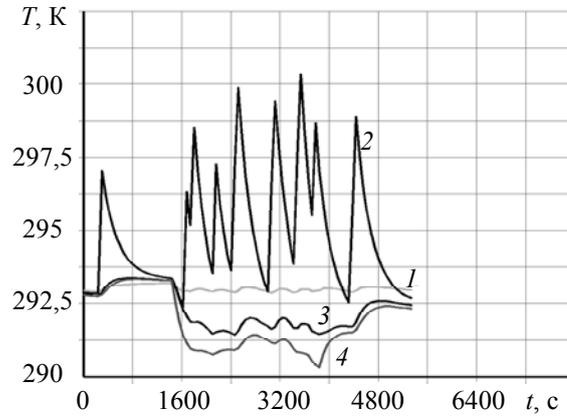


Рис. 6

На рис. 7, а показано распределение температур ОЭТК в конце витка в режиме съемки поверхности Земли (ЭВТИ не показана), откуда видно, что к концу витка температура крышки СЗУ составляет 276,1 К, а на рис. 7, б — распределение температур оптических элементов ОЭТК в конце витка, где видно, что температуры оптических элементов не выходят за пределы заданного диапазона. Средняя мощность всех нагревателей в режиме съемки поверхности Земли для данного варианта расчета составила 0,8 Вт.

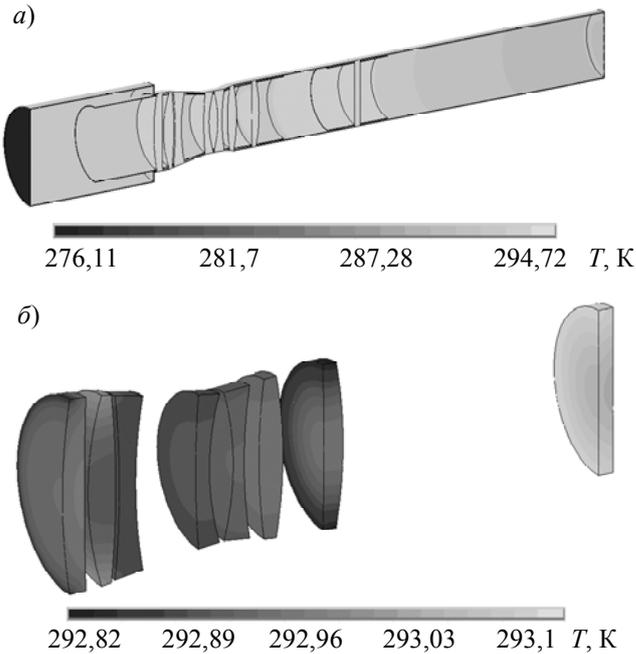


Рис. 7

Итак, предложен ОЭТК линзового типа с системой обеспечения теплового режима на основе пленочных электронагревателей. С использованием 3D-модели ОЭТК проведен расчет теплового режима комплекса с учетом орбитального движения микроспутника. Показано, что предлагаемая СОТР позволяет поддерживать температуру оптических элементов в диапазоне $293 \pm 0,2$ К в различных режимах эксплуатации микроспутника. Получено, что при пиковой мощности СОТР в 4 Вт ее средняя мощность при выходе ОЭТК на установившийся режим из состояния с начальной температурой 283 К составила 0,7 Вт, в установившемся режиме с закрытой крышкой — 0,15 Вт, в режиме съемки поверхности Земли при штатном времени съемки — 0,45 Вт, при расширенном времени съемки — 0,8 Вт.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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. *Авдеевский В. С., Галицкий Б. М., Глебов Г. А.* и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
4. *Фаворский О. Н., Кандер Я. С.* Вопросы теплообмена в космосе. М.: Высш. школа, 1967. 240 с.
5. *Цаплин С. В., Болычев С. А.* Система обеспечения теплового режима экспериментальной модели оптико-телескопического комплекса космического аппарата // Вестн. Самарского гос. ун-та. Естественно-научная серия. 2013. № 9—2 (110). С. 236—243.
6. *Цаплин С. В., Болычев С. А.* Моделирование влияния тепловых факторов космического пространства на оптические характеристики линзового телескопа космического аппарата // Вестн. Самарского гос. ун-та. Естественно-научная серия. 2013. № 3 (104). С. 97—106.
7. *Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. 1: Fundamental Technologies.* Segundo, California: Aerospace Press E1, 2002.
8. *Козлов Л. В., Нусинов М. Д., Акишин А. И.* Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. М.: Машиностроение, 1971. 380 с.
9. *Кобранов Г. П., Цветков А. П., Белов А. И.* Внешний теплообмен космических объектов. М.: Машиностроение, 1977. 104 с.

Сведения об авторах

Сергей Васильевич Цаплин

— канд. физ-мат. наук; Самарский университет; кафедра радиофизики, полупроводниковой микро- и наноэлектроники;
E-mail: tsaplin@samsu.ru

Станислав Александрович Болычев

— Самарский университет; кафедра радиофизики, полупроводниковой микро- и наноэлектроники; ведущий инженер-программист;
E-mail: bolychevsa@mail.ru

Поступила в редакцию
14.02.18 г.

Ссылка для цитирования: Цаплин С. В., Болычев С. А. Моделирование теплового режима оптико-электронного телескопического комплекса микроспутника // Изв. вузов. Приборостроение. 2018. Т. 61, № 5. С. 430—436.

**MODELING OF THERMAL MODE
OF MICROSATELLITE OPTICAL-ELECTRONIC TELESCOPIC COMPLEX**

S. V. Tsaplin, S. A. Bolychev

*Samara National Research University, 443086, Samara, Russia
E-mail: tsaplin@samsu.ru*

An optical-electronic telescopic lens-type complex is proposed for creating a domestic group of Earth remote sensing satellites with ability to obtain timely imagery on-demand. Thermal control system based on electric heaters is chosen to maintain the optimal thermal conditions of the lens telescope. Thermal mode calculations of objective are carried out based on 3D model with the account for the real spacecraft operational conditions and its orbital motion. Transient temperature fields of objective are calculated by finite elements method under various operating conditions of the microsatellite: achieving established thermal regime, Earth's remote sensing in normal and extended modes. It is shown that the thermal control system maintains a predetermined temperature range of the optical elements under nominal operating conditions with moderate energy consumption.

Keywords: microsatellite, Earth remote sensing, optical-electronic telescopic complex, thermal control system, temperature field, heat flow

Data on authors

Sergey V. Tsaplin

— PhD; Samara University, Department of Radiophysics, Semiconductor Micro- and Nanoelectronics; E-mail: tsaplin@samsu.ru

Stanislav A. Bolychev — Samara University, Department of Radiophysics, Semiconductor Micro- and Nanoelectronics; Leading Engineer-Programmer;
E-mail: bolychevsa@mail.ru

For citation: Tsaplin S. V., Bolychev S. A. Modeling of thermal mode of microsatellite optical-electronic telescopic complex. *Journal of Instrument Engineering*. 2018. Vol. 61, N 5. P. 430—436 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-5-430-436