

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО МОДУЛЯ НАНОСПУТНИКА В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

© 2019

С. В. Цаплин кандидат физико-математических наук, заведующий лабораторией «Взаимодействие излучения с веществом и радиационной стойкости материалов»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева; tsaplin@samsu.ru

С. А. Болычев ведущий инженер-программист лаборатории «Взаимодействие излучения с веществом и радиационной стойкости материалов»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева; bolychevsa@mail.ru

Рассмотрена задача исследования теплового режима оптико-электронного телескопического модуля наноспутника под влиянием условий эксплуатации. Для поддержания оптимального теплового режима телескопической линзы была выбрана система обеспечения теплового режима на основе электронагревателей. На основе трёхмерной модели проведён расчёт теплового режима линзы с учётом реальных условий эксплуатации наноспутника при его орбитальном движении. В результате расчёта методом конечных элементов была получена динамика температурных полей линзы при различных режимах работы наноспутника: доступ к установленному тепловому режиму, съёмка земной поверхности в нормальном и расширенном режимах. Показано, что в различных режимах работы система обеспечения теплового режима поддерживает заданный температурный диапазон оптических элементов с умеренным энергопотреблением и обеспечивает разрешающую способность в течение всего времени эксплуатации оптико-электронного телескопического модуля наноспутника.

Дистанционное зондирование Земли; наноспутник; оптико-электронный телескопический комплекс; система обеспечения теплового режима; температурное поле; тепловой поток.

Цитирование: Цаплин С.В., Болычев С.А. Исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического модуля наноспутника в условиях эксплуатации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 96-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-96-111

Введение

Бурное развитие космических аппаратов (КА) малого класса связано с их многочисленными преимуществами перед большими КА: универсальность, умеренная стоимость, короткие сроки разработки, низкая стоимость запуска. В то же время разработчикам приходится преодолевать множество трудностей, связанных с ограничениями на массу и энерговооружённость аппаратов, а также небольшой объём для полезной нагрузки и служебных систем. Одной из проблем является поддержание теплового режима наноспутников — низкая теплоёмкость и низкая энерговооружённость аппаратов по сравнению с большими и средними КА будут вызывать большие колебания температуры спутника при орбитальном движении. При этом некоторые виды полезной нагрузки, например научная аппаратура или оптические системы дистанционного зондирования Земли, могут требовать поддержания рабочей температуры с точностью до $\pm 0,1^\circ\text{C}$. Традиционные для больших КА системы обеспечения теплового режима не подходят для спутников малого класса из-за ограничений на их массогабаритные и энергетические характеристики. Таким образом, актуальной задачей является разработка систем обеспечения теплового режима наноспутников.

Постановка задачи

В работе рассматривается наноспутник с оптико-электронным телескопическим модулем (ОЭТМ), выполненным по схеме Ричи-Кретьена с корректором поля. Объектив обладает следующими массогабаритными характеристиками: длина 430 мм, диаметр бленды 120 мм, диаметр главного зеркала 90 мм, масса модели не превышает 1 кг. Фокусное расстояние оптической системы ОЭТМ наноспутника составляет 1200 мм. Поле обзора ОЭТМ наноспутника составляет 1° . Для орбиты высотой 200 км разрешение объектива составляет 1,5 м при полосе обзора шириной 3,5 км. Общий вид объектива со светозащитной блендой и крышкой светозащитного устройства приведён на рис. 1.

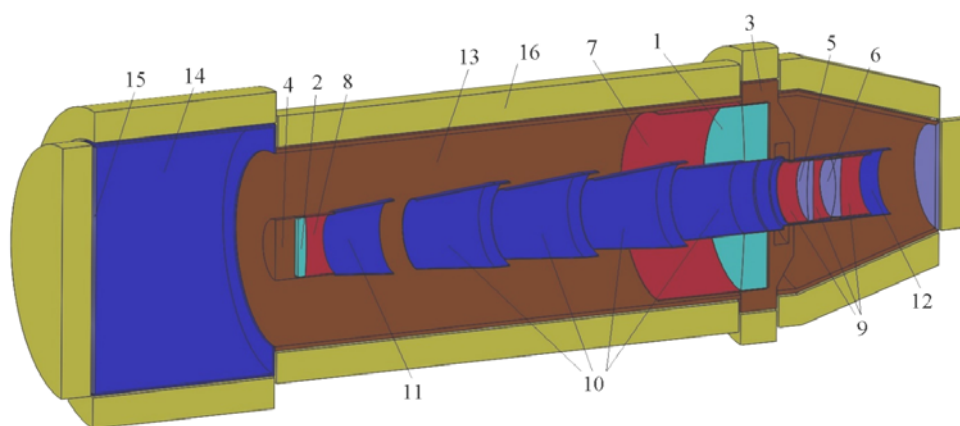


Рис. 1. Модель зеркально-линзового объектива наноспутника:

1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – узел главного зеркала; 4 – узел вторичного зеркала; 5 – линза 1; 6 – линза 2; 7 – нагреватель главного зеркала; 8 – нагреватель вторичного зеркала; 9 – нагреватели линз; 10 – бленды главного зеркала; 11 – бленда вторичного зеркала; 12 – корпус линзового конденсора; 13 – корпус объектива; 14 – бленда; 15 – крышка светозащитного устройства (СЗУ); 16 – экранно-вакуумная тепловая изоляция (ЭВТИ)

В качестве системы обеспечения теплового режима наноспутника предлагается прецизионная система обеспечения теплового режима (СОТР) на основе плёночных электронагревателей [1]. Пиковая мощность системы электронагревателей для данного наноспутника составляет 2,3 Вт.

Для расчёта термоупругого состояния объектива наноспутника на основе 3D-модели разработана физико-математическая модель объектива, представляющая собой сопряжённую систему дифференциальных уравнений термоупругости [2]. Моделирование термоупругого состояния объектива наноспутника при воздействии условий эксплуатации проводилось методом конечных элементов в пакете ANSYS.

В качестве условий эксплуатации наноспутника выбраны следующие параметры орбиты: круговая орбита высотой 200 км (продолжительность витка составляет 89 минут), угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце составляет 0° , углы тангажа и крена наноспутника равны нулю на всём протяжении витка. Тепловые потоки на внешние поверхности наноспутника, соответствующие этим условиям, рассчитывались согласно [2] и приведены на рис. 2 – 5.

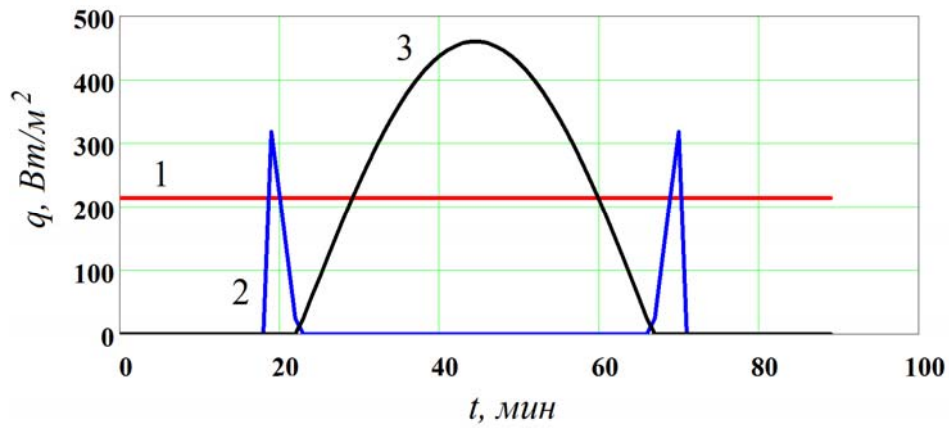


Рис. 2. Зависимость плотности теплового потока, падающего на крышку СЗУ, от времени:
 1 – собственное излучение Земли; 2 – прямое солнечное излучение;
 3 – отражённое от Земли солнечное излучение

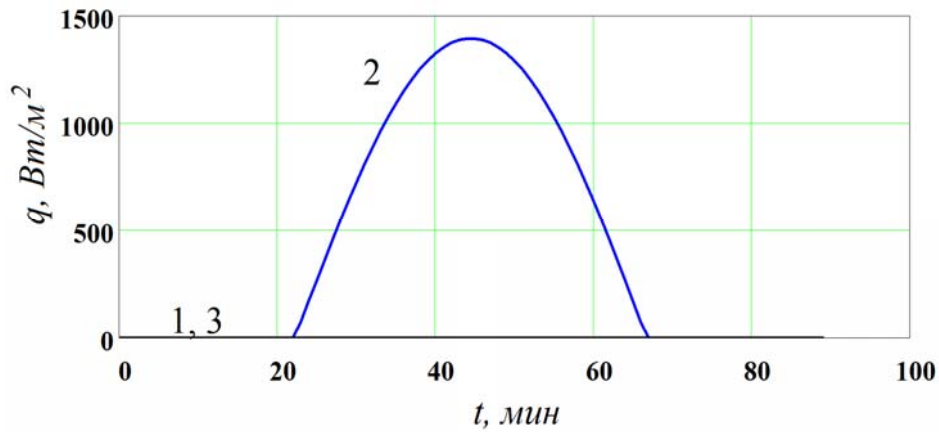


Рис. 3. Зависимость плотности теплового потока, падающего на торцевую часть корпуса, от времени:
 1 – собственное излучение Земли; 2 – прямое солнечное излучение;
 3 – отражённое от Земли солнечное излучение

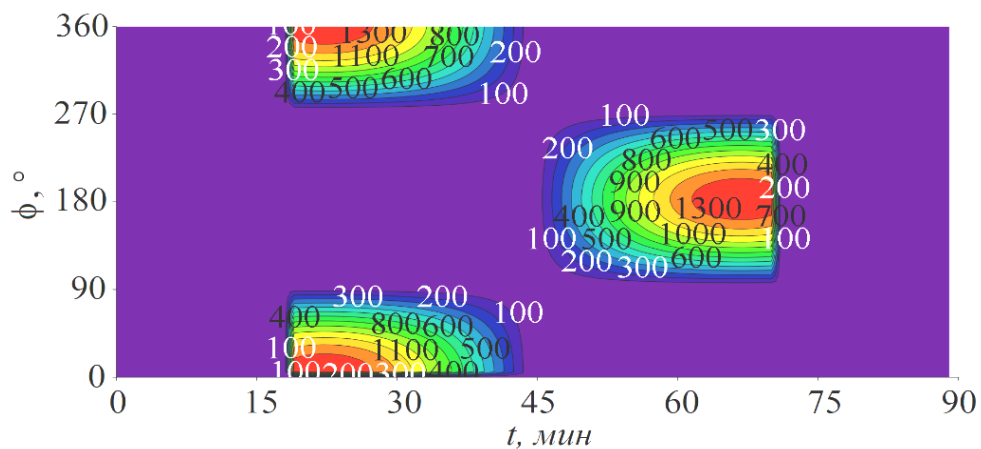


Рис. 4. Зависимость плотности теплового потока прямого солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части, от времени

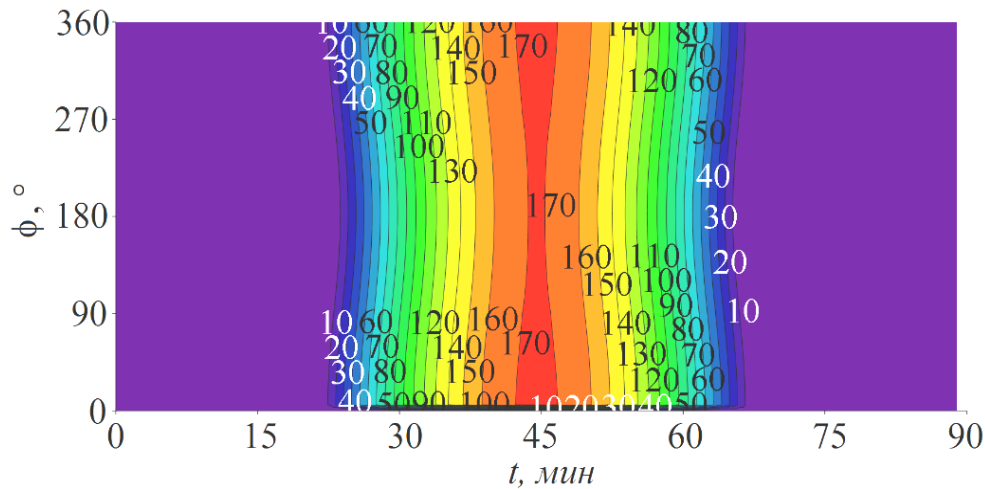


Рис. 5. Зависимость плотности теплового потока отражённого от Земли солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части, от времени

Расчёт температурных полей объектива проводится в два этапа. Сначала выполняется расчёт выхода объектива на установившийся тепловой режим из состояния с начальной температурой -40°C . Затем проводится расчёт для одного витка в режиме съёмки поверхности Земли для различного времени съёмки: штатный режим (20 минут), расширенный режим (40 минут), а также при аварийном отказе нагревателей. Далее для каждого варианта теплового режима проводится расчёт деформаций оптических элементов в определённый момент времени: в конце открытия крышки или в конце витка. Результаты расчётов температурных полей и полей деформаций для всех рассмотренных вариантов приведены на рис. 6 – 29.

Результаты расчётов для выхода объектива на установившийся режим из состояния с начальной температурной -40°C (вариант 1) показаны на рис. 6 – 11.

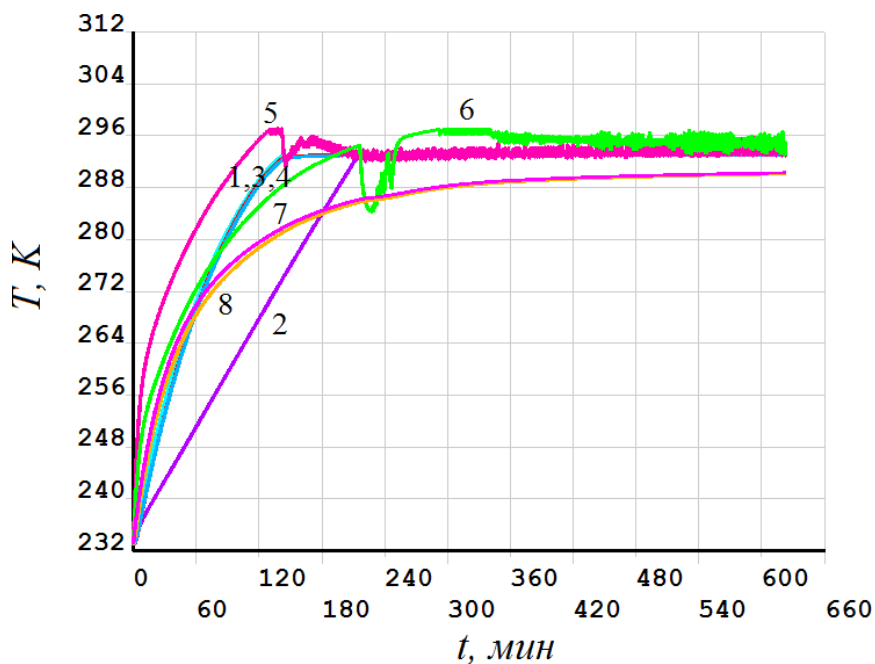


Рис. 6. Изменение во времени температур элементов ОЭТМ при выходе на установившийся режим: 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линза 1; 4 – линза 2; 5 – нагреватель главного зеркала; 6 – нагреватель вторичного зеркала; 7 – корпус; 8 – бленда

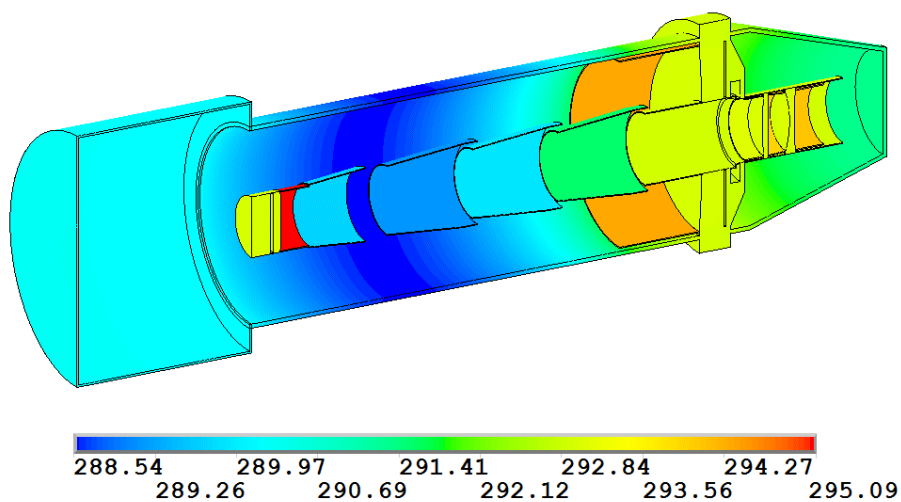


Рис. 7. Распределение температуры ОЭТМ (в кельвинах) в установившемся состоянии (ЭВТИ не показана)

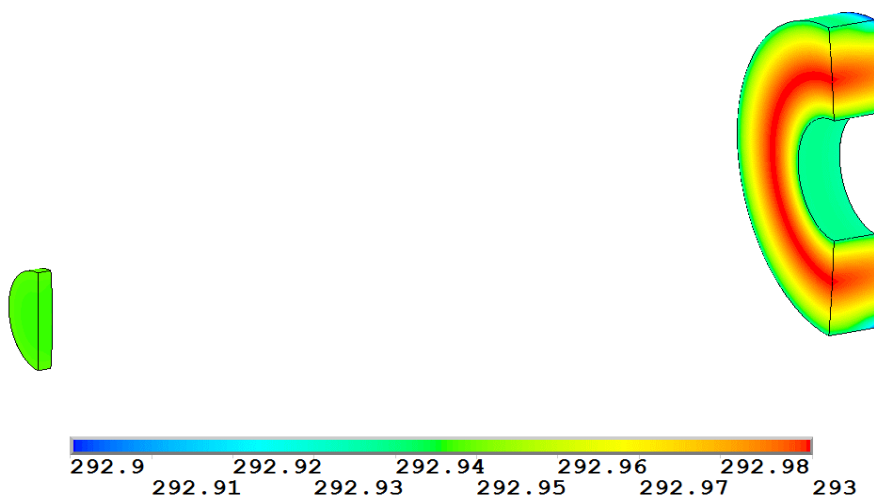


Рис. 8. Распределение температур зеркал (в кельвинах) в установившемся состоянии

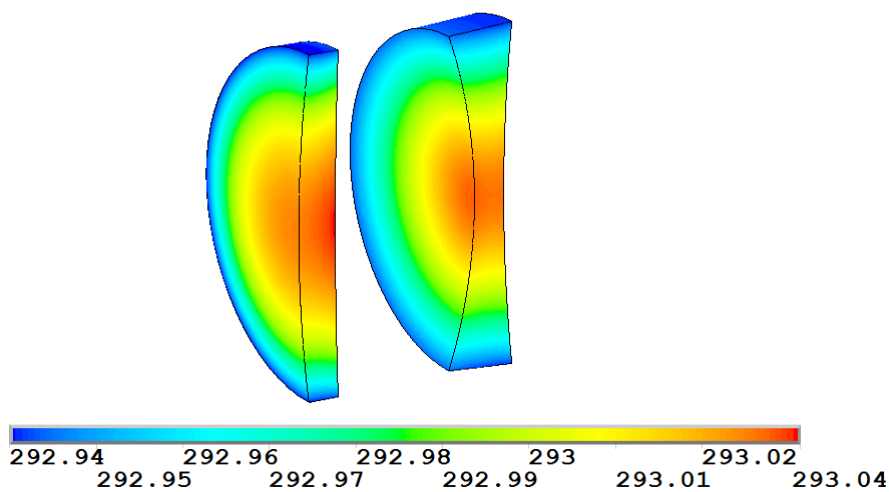


Рис. 9. Распределение температур линз (в кельвинах) в установившемся состоянии

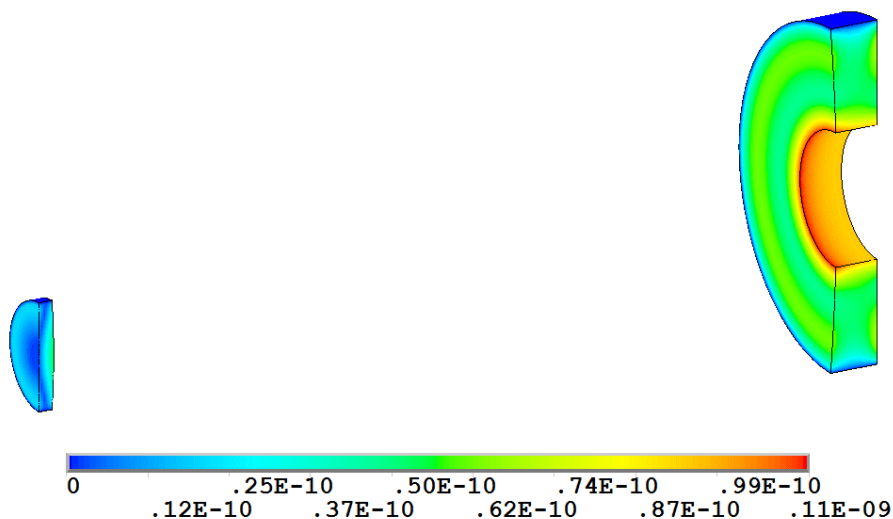


Рис. 10. Распределение смещений зеркал (в метрах) в установившемся состоянии

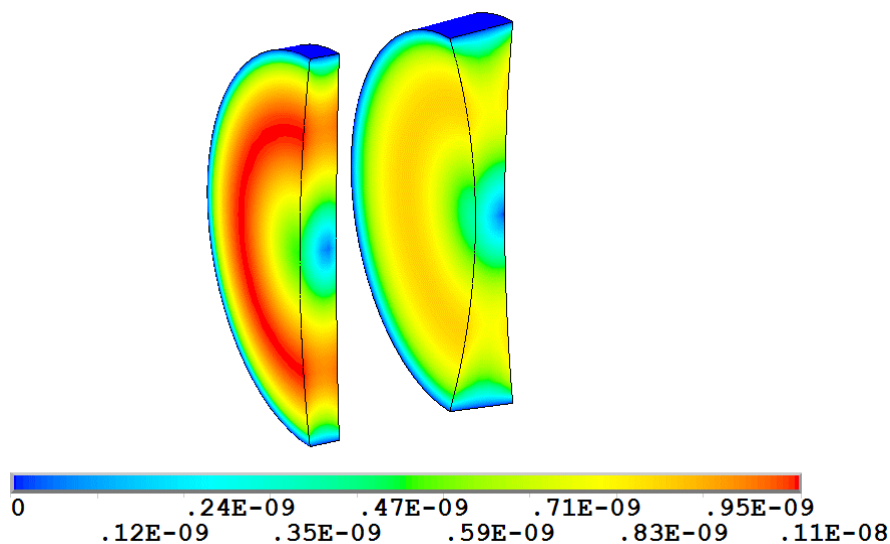


Рис. 11. Распределение смещений линз (в метрах) в установившемся состоянии

При расчёте выхода объектива на установившийся режим было выбрано расчётное время 7 витков. Однако, как видно из полученных результатов (рис. 6), уже через 3 витка оптические элементы достигают рабочей температуры $293 \pm 0,1$ К (рис. 8, 9) несмотря на то, что корпусные элементы объектива далеки от номинальной температуры (рис. 7). Деформации оптических элементов при этом не превышают $0,0011$ мкм (рис. 10, 11). Эффективная мощность нагревателей в этом режиме составила $0,89$ Вт.

Результаты расчётов для режима съёмки поверхности Земли (вариант 2) показаны на рис. 12 – 17.

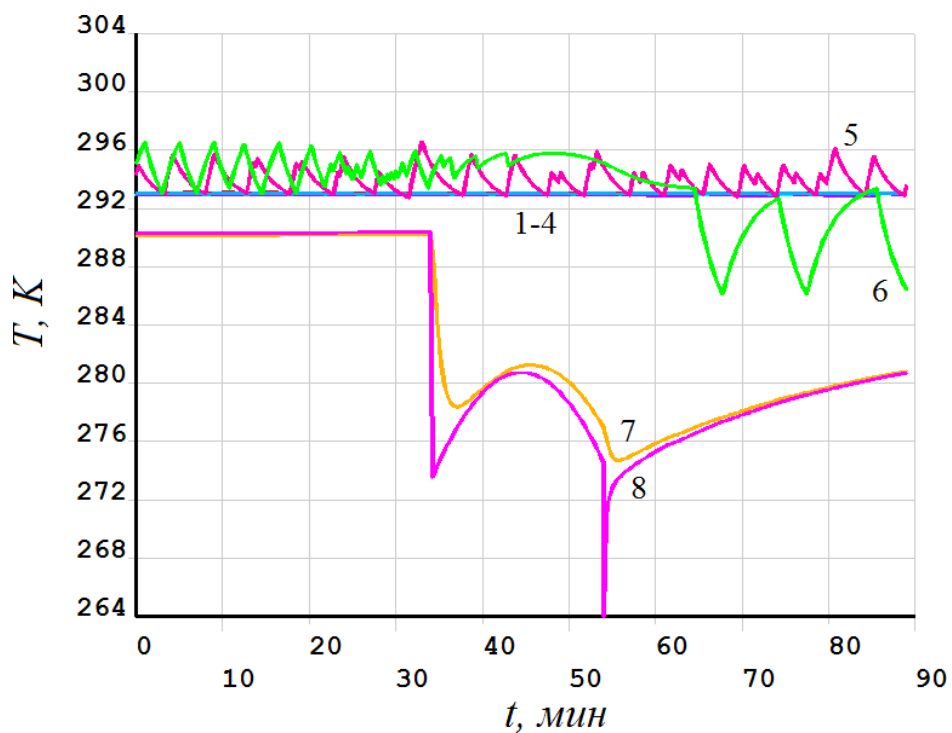


Рис. 12. Изменение во времени температур элементов ОЭТМ в режиме съёмки поверхности Земли: 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линза 1; 4 – линза 2; 5 – нагреватель главного зеркала; 6 – нагреватель вторичного зеркала; 7 – корпус; 8 – бленда

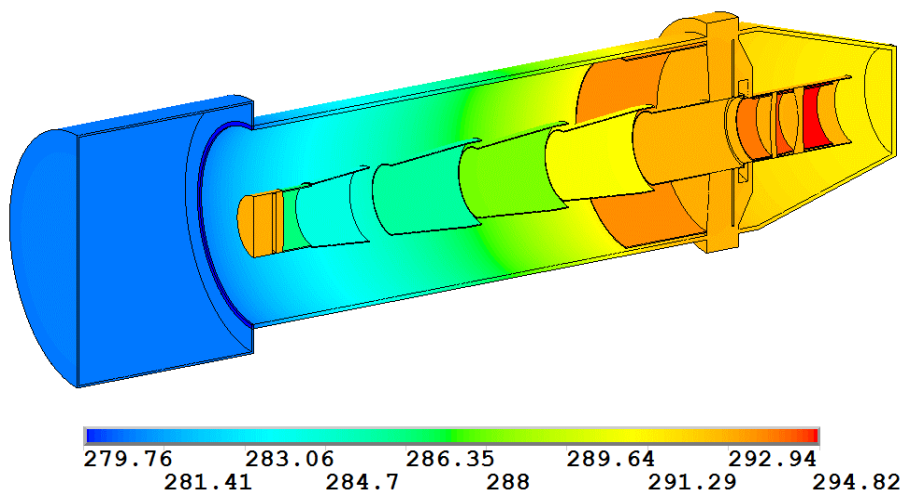


Рис. 13. Распределение температур ОЭТМ (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли (ЭВТИ не показана)

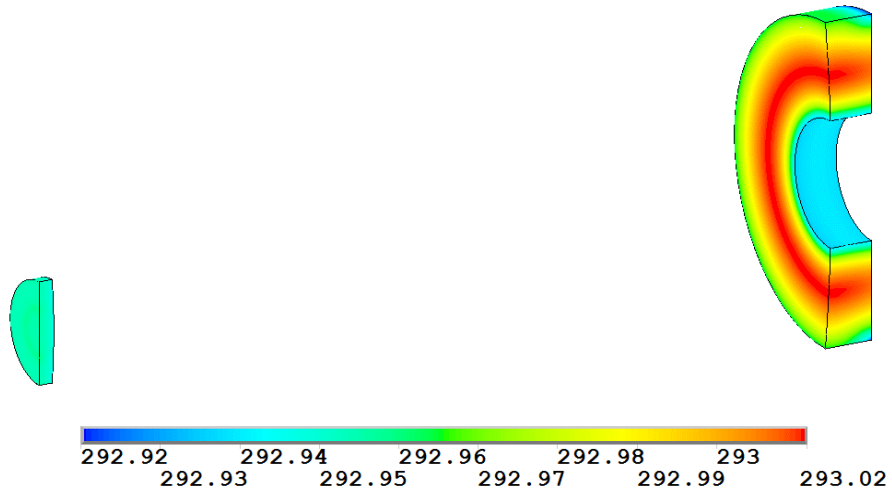


Рис. 14. Распределение температур зеркал (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

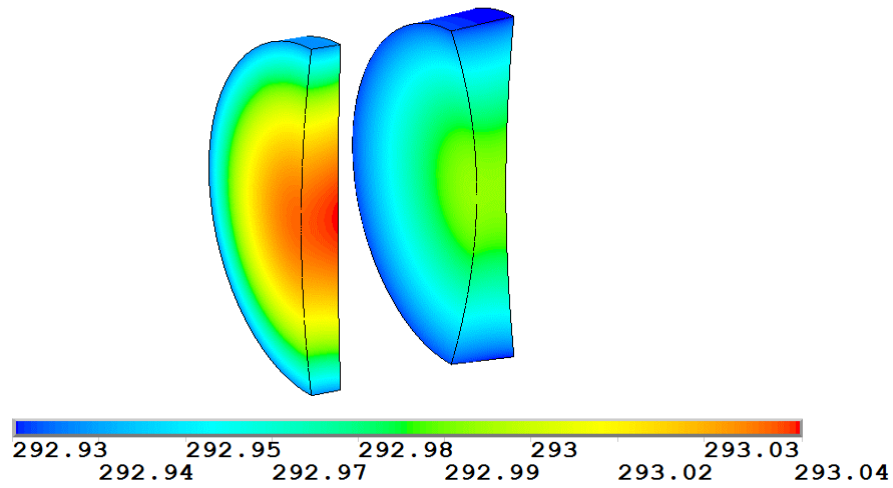


Рис. 15. Распределение температур линз (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

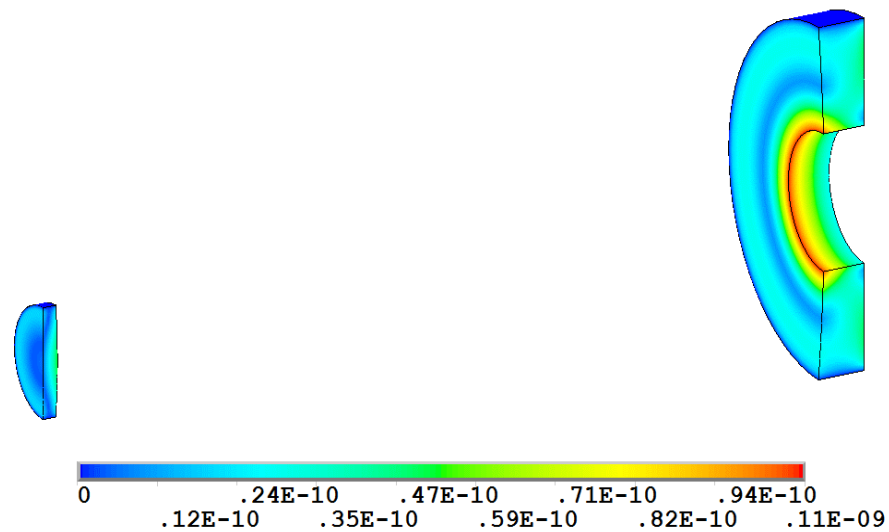


Рис. 16. Распределение смещений зеркал (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

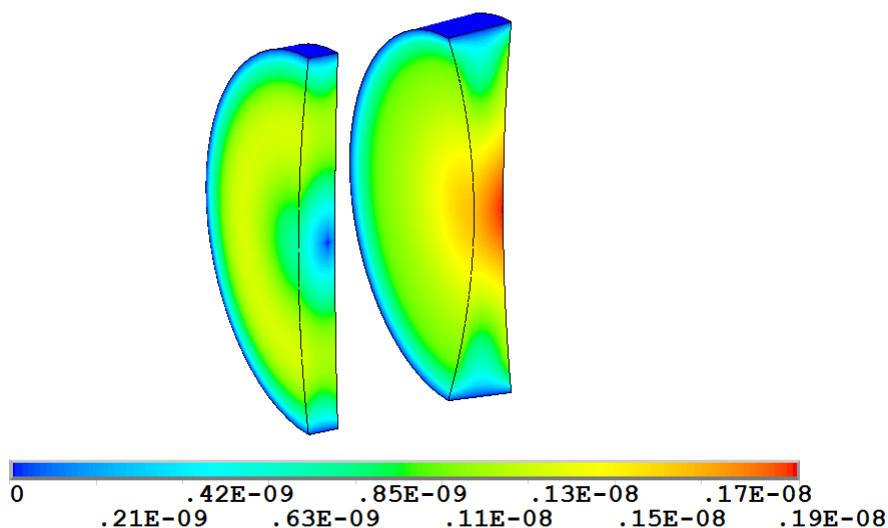


Рис. 17. Распределение смещений линз (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

Как видно из полученных результатов, открытие крышки на 20 минут вызывает снижение температур корпусных частей объектива вплоть до 264 К (рис. 12, 13), при этом температура оптических элементов поддерживается в оптимальном диапазоне 293 ± 0.1 К (рис. 14, 15). Деформации оптических элементов при этом не превышают 0,0019 мкм (рис. 16, 17). Эффективная мощность нагревателей в этом режиме составила 0,35 Вт.

Результаты расчётов для режима съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки показаны на рис. 18 – 23.

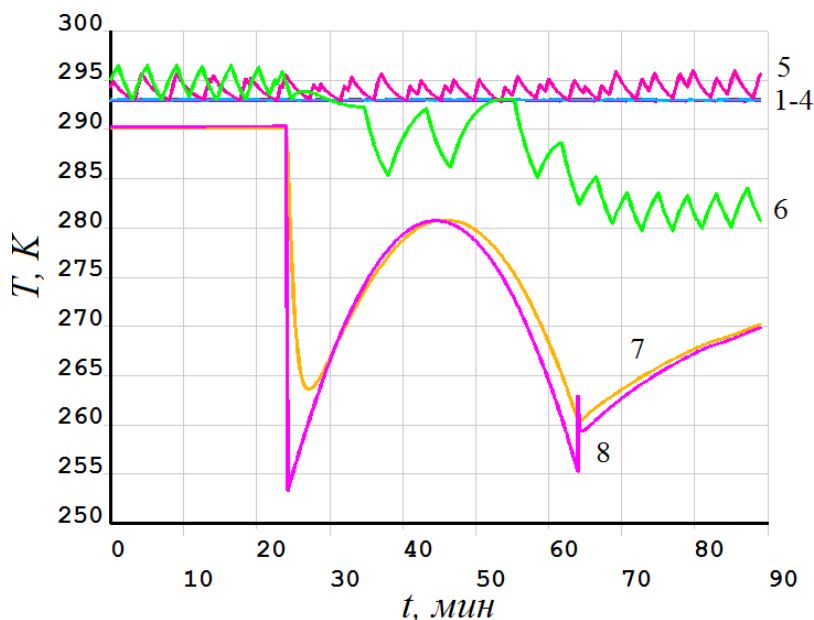


Рис. 18. Изменение во времени температур элементов ОЭТМ в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки:
 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линза 1; 4 – линза 2; 5 – нагреватель главного зеркала; 6 – нагреватель вторичного зеркала; 7 – корпус; 8 – бленда

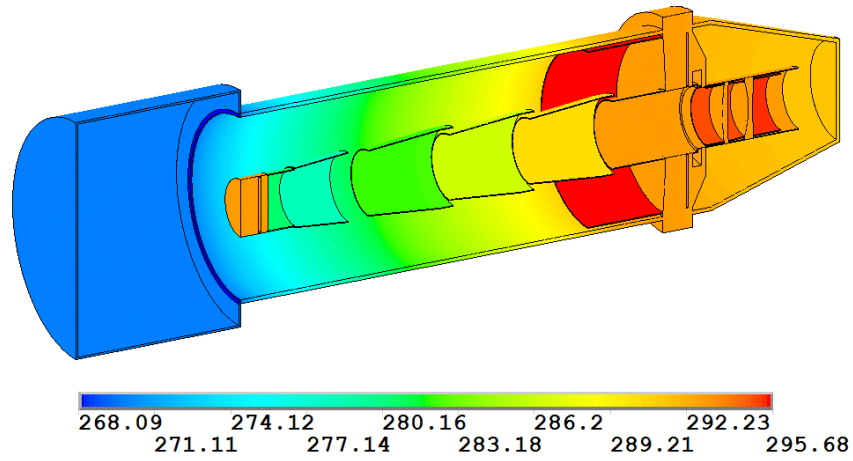


Рис. 19. Распределение температур ОЭТМ (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки (ЭВТИ не показана)

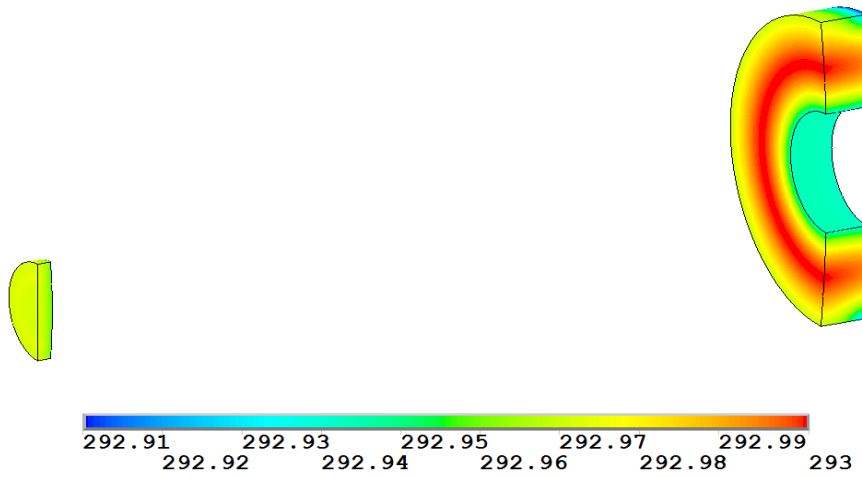


Рис. 20. Распределение температур зеркал (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки

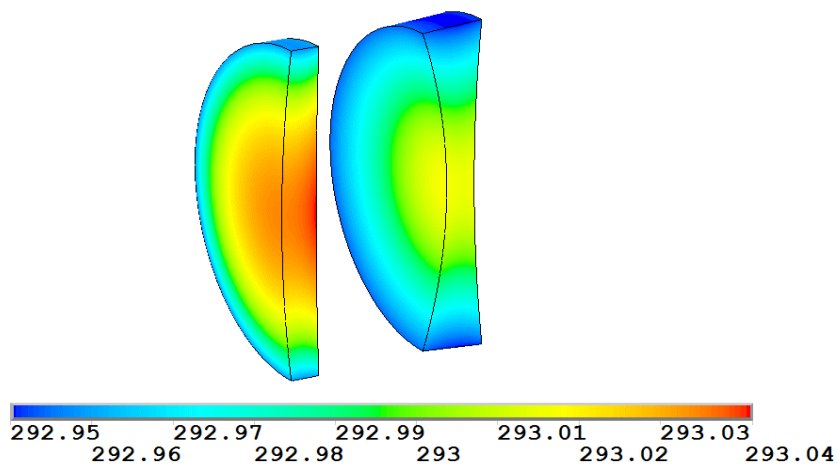


Рис. 21. Распределение температур линз (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки

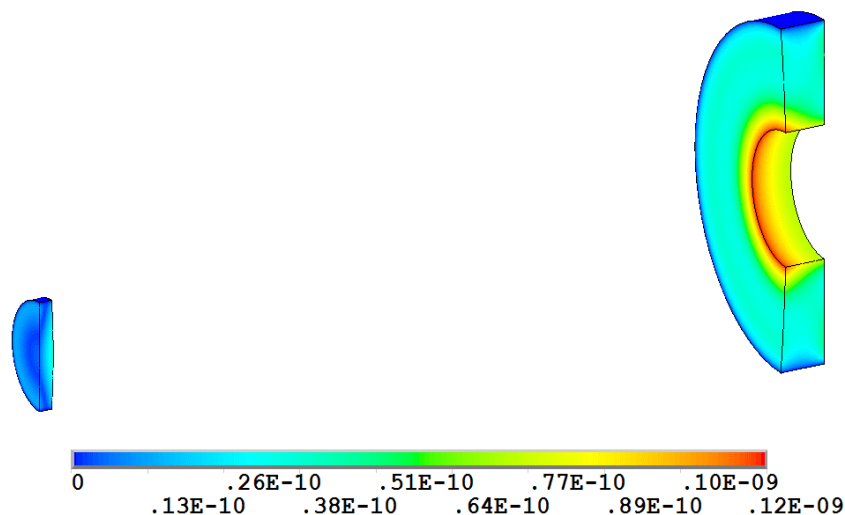


Рис. 22. Распределение смещений зеркал (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки

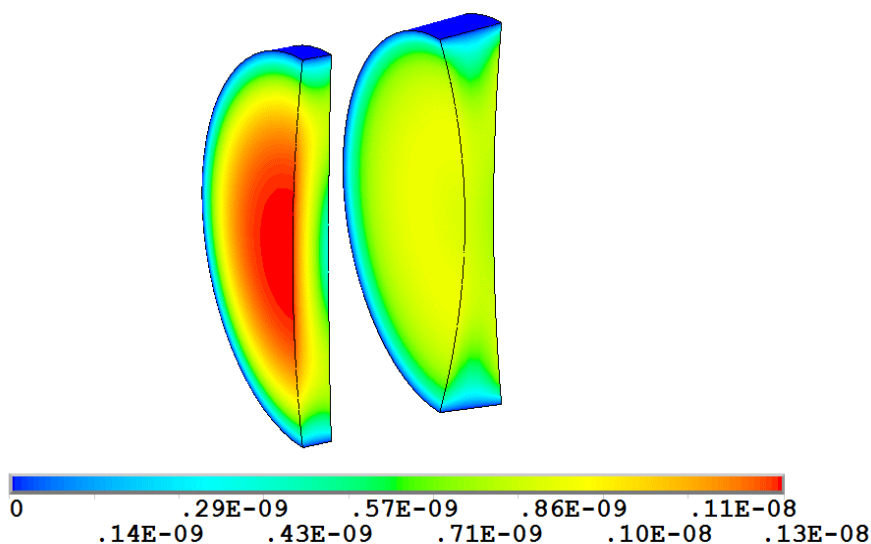


Рис. 23. Распределение смещений линз (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки

Как видно из полученных результатов, открытие крышки на 40 минут вызывает снижение температур корпусных частей объектива вплоть до 254 К (рис. 18, 19), при этом температура оптических элементов поддерживается в оптимальном диапазоне $293 \pm 0,1$ К (рис. 20, 21). Деформации оптических элементов при этом не превышают 0,0013 мкм (рис. 22, 23). Эффективная мощность нагревателей в этом режиме составила 0,38 Вт.

Результаты расчётов для режима съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей (вариант 4) показаны на рис. 24 – 29.

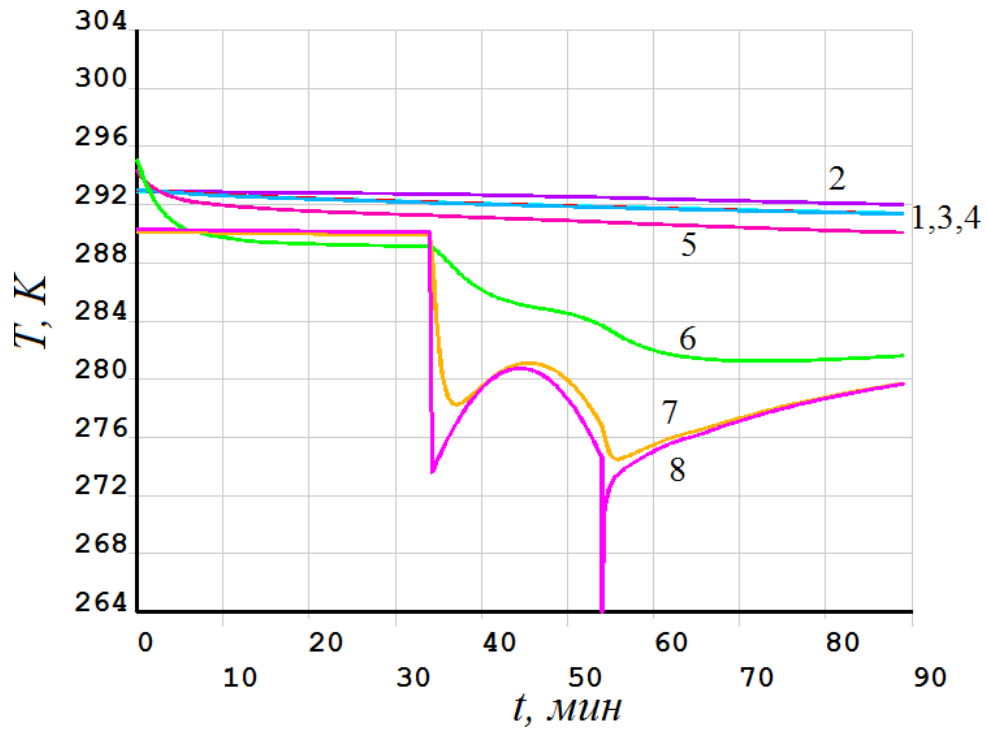


Рис. 24. Изменение во времени температур элементов ОЭТМ в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей:
 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линза 1; 4 – линза 2; 5 – нагреватель главного зеркала; 6 – нагреватель вторичного зеркала; 7 – корпус; 8 – бленда

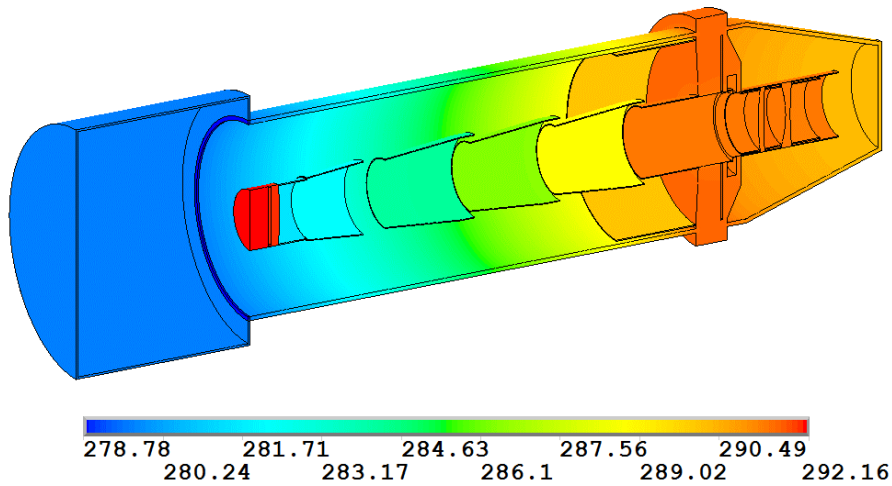


Рис. 25. Распределение температур ОЭТМ (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей (ЭВТИ не показана)

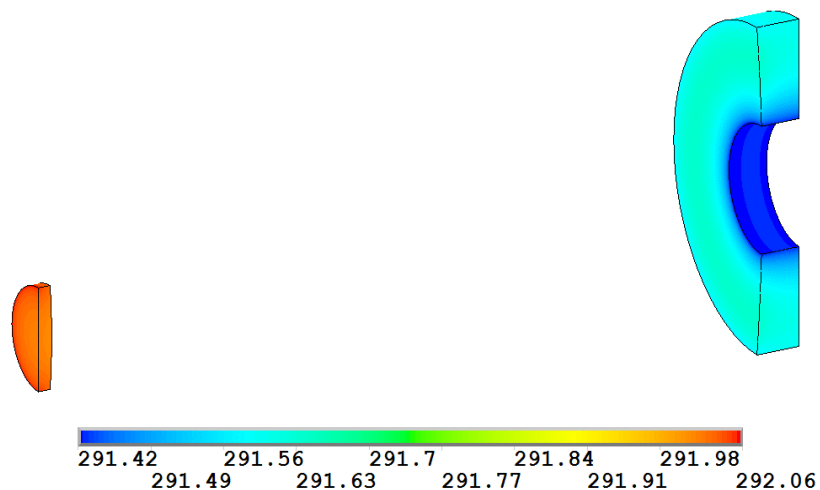


Рис. 26. Распределение температур зеркал (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей

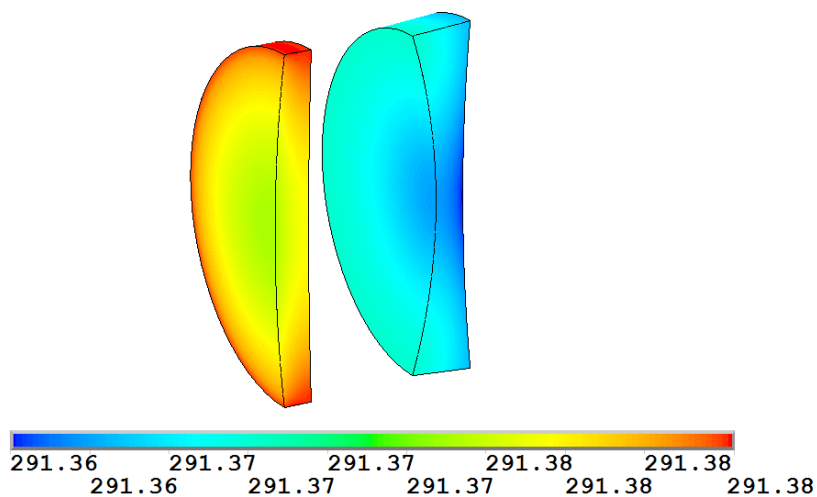


Рис. 27. Распределение температур линз (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей

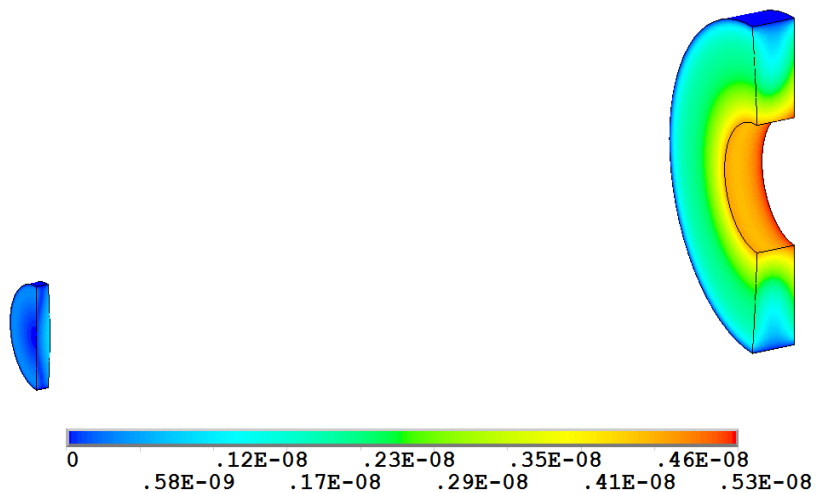


Рис. 28. Распределение смещений зеркал (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей

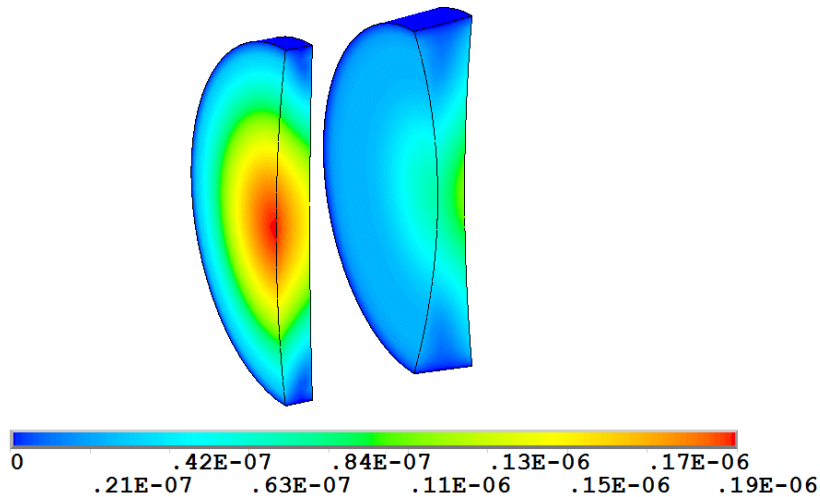


Рис. 29. Распределение смещений линз (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей

Как видно из полученных результатов, при аварийном отказе нагревателей открытие крышки на 20 минут вызывает снижение температур корпусных частей объектива вплоть до 264 К (рис. 24), температуры оптических элементов снижаются примерно до 292 К и продолжают снижаться даже после закрытия крышки (рис. 24). К концу витка минимальная температура корпусной части составляет 278,8 К (рис. 25), температуры оптических элементов снижаются примерно до 291 К (рис. 26, 27). Деформации оптических элементов при этом составляют 0,053 мкм для зеркал (рис. 28) и 0,19 мкм для линз (рис. 29). Проведение съёмки в таких условиях повлечёт за собой значительное ухудшение качества изображения получаемых снимков.

На рис. 30 приведены функции передачи модуляции (ФПМ) объектива в зависимости от пространственной частоты ν для рассчитанных четырёх вариантов тепловых режимов в сравнении с функцией передачи модуляции недеформированного объектива. Максимальное снижение ФПМ наблюдается для варианта 4 и составляет 6%.

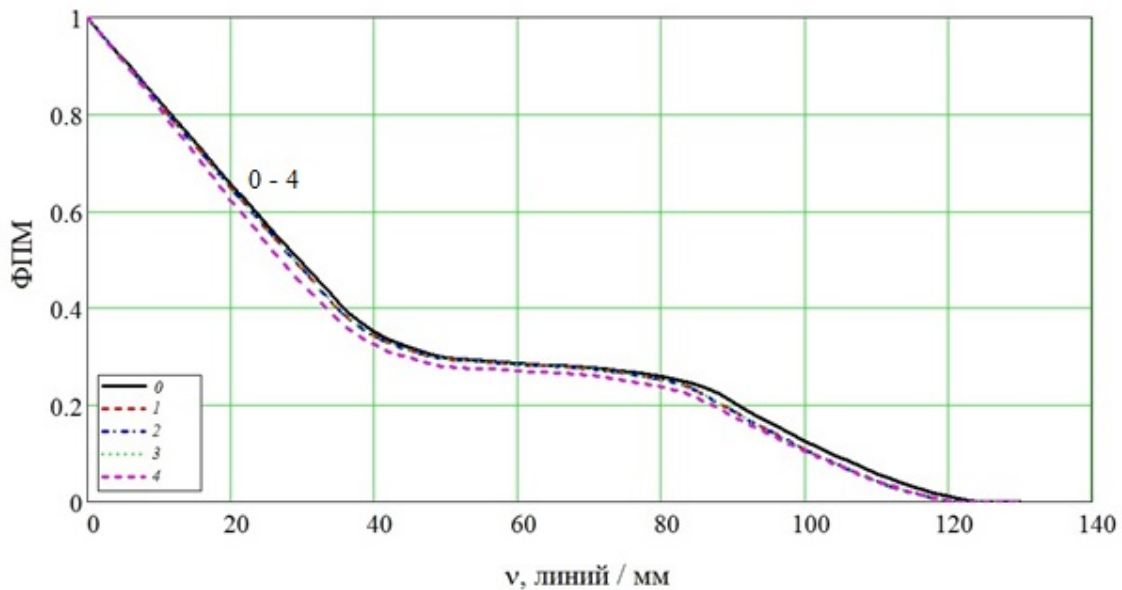


Рис. 30. Функции передачи модуляции деформированного объектива в зависимости от пространственной частоты ν при различных вариантах тепловых режимов по сравнению с недеформированным объективом. 0 – исходное состояние объектива

По своим характеристикам ОЭТМ можно сравнить с объективом наноспутника Dove [3-5]. Результаты сравнения приведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры оптических телескопов наноспутников

Параметры	ОЭТМ	Dove
	400÷600 км	
Разрешение по земле, м	3,2 ÷ 4,7	3 ÷ 5(*)
Угловое разрешение, с	8,6	–
Полоса обзора, км	3,5 ÷ 5,2	20
Диаметр апертуры, мм	90	91
Фокусное расстояние, мм	1200	1140

(*) Разрешение наноспутника Dove – 3,5 м (на высоте 400 км)

Из табл. 1 следует, что разрешение оптических телескопов наноспутников ОЭТМ и Dove примерно совпадает для орбиты 600 км. Полоса обзора ОЭТМ значительно уже по сравнению с наноспутником Dove из-за наличия бленды.

Бленда у ОЭТМ позволяет ограничить прямые потоки солнечного излучения на внутреннюю поверхность бленды и на оптические элементы объектива при выходе и входе в теньевую область орбиты. Система обеспечения теплового режима ОЭТМ позволяет решать задачи дистанционного зондирования Земли без ограничения времени съёмки. Такими возможностями наноспутник Dove не обладает.

Заключение

Проведено исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического модуля наноспутника в условиях эксплуатации. Результаты расчётов показывают, что прецизионная СОТР на основе плёночных электронагревателей обеспечивает поддержание температур оптических элементов в диапазоне $293 \pm 0,1$ К при штатных режимах эксплуатации наноспутника, в том числе при расширенном времени съёмки. При мощности СОТР 2,3 Вт эффективная мощность при выходе на рабочий режим из состояния с начальной температурой -40°C не превышает 1 Вт, а при съёмке поверхности Земли – 0,4 Вт. Деформации оптических элементов при этом не превышают 0,002 мкм, что не влияет на оптические характеристики оптической системы. Разрешающая способность ОЭТМ остаётся неизменной при штатных режимах эксплуатации наноспутника.

Библиографический список

1. Цаплин С.В., Большев С.А. Система обеспечения теплового режима экспериментальной модели оптико-телескопического комплекса космического аппарата // Вестник Самарского государственного университета. 2013. № 9-2 (110). С. 236-243.
2. Цаплин С.В., Большев С.А. Моделирование влияния тепловых факторов космического пространства на оптические характеристики линзового телескопа космического аппарата // Вестник Самарского государственного университета. 2013. № 3 (104). С. 97-106.
3. Marshall W., Boshuizen C. Planet labs' remote sensing satellite system // 27 Annual AIAA / USU Conference on Small Satellites. 2013.
4. Safyan M. Overview of the planet labs constellation of Earth imaging satellites. <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/workshops/2015-prague-small-sat/Presentations/Planet-Labs-Safyan.pdf>

5. Pong C.M. On-orbit performance & operation of the attitude & pointing control sub-systems on ASTERIA // 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (Logan UT, USA, Aug. 4-9, 2018).

INVESTIGATION OF THERMAL CONDITIONS OF NANOSATELLITE OPTOELECTRONIC TELESCOPIC MODULE FOR DIFFERENT MODES OF OPERATION

© 2019

- S. V. Tsaplin** Candidate of Science (Phys. & Math.), Head of Laboratory “Radiation-matter interaction and radiation resistance of materials”;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tsaplin@samsu.ru
- S. A. Bolychev** Principal Software Engineer, Laboratory “Radiation-matter interaction and radiation resistance of materials”;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
bolychevsa@mail.ru

The problem of studying thermal conditions of the optoelectronic telescopic module of a nanosatellite under the influence of operating conditions is considered. To maintain optimal thermal conditions of the telescopic lens, a thermal control system based on electric heaters was chosen. Based on the three-dimensional model, the thermal regime of the lens is calculated taking into account the real operating conditions of the nanosatellite in its orbital motion. As a result of the calculation by the finite element method, the dynamics of the temperature fields of the lens was obtained for different modes of operation of the nanosatellite: access to the established thermal conditions, earth terrain survey in normal and extended modes. It is shown that in different modes of operation the thermal control system maintains a given temperature range of optical elements with moderate energy consumption and provides lens efficiency during the entire time of operation of the optoelectronic telescopic module of the nanosatellite.

Earth remote sensing; nanosatellite; optoelectronic telescopic complex; thermal control system; temperature field; heat flux.

Citation: Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Investigation of thermal conditions of nanosatellite optoelectronic telescopic module for different modes of operation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 96-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-96-111

References

1. Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Thermal-control system of experimental model of spacecraft optical telescope assembly. *Vestnik of Samara State University*. 2013. No. 9-2 (110). P. 236-243. (In Russ.)
2. Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Modeling of influence of thermal space factors on optical characteristics of lens telescope of spacecraft. *Vestnik of Samara State University*. 2013. No. 3 (104). P. 97-106. (In Russ.)
3. Marshall W., Boshuizen C. Planet labs' remote sensing satellite system. *27 Annual AIAA / USU Conference on Small Satellites*. 2013.
4. Safyan M. Overview of the planet labs constellation of Earth imaging satellites. Available at: <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/workshops/2015-prague-small-sat/Presentations/Planet-Labs-Safyan.pdf>
5. Pong C.M. On-orbit performance & operation of the attitude & pointing control sub-systems on ASTERIA. *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (Logan UT, USA, Aug. 4-9, 2018)*.