

## Исследование влияния условий эксплуатации на работоспособность оптического телескопа в режиме получения изображения звёздного неба

С.В. Цаплин<sup>1</sup>, И.В. Белоконов<sup>1</sup>, С.А. Большев<sup>1</sup>, А.Е. Романов<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, д. 34

### Аннотация

В данной работе для снижения влияния ошибок систем обеспечения терморегуляции на точность привязки снимков звёздного неба и поверхности Земли предлагается совмещать функционал блоков определения координат звёзд и оптической системы оптико-электронного телескопического модуля наноспутника, предназначенной для решения задач дистанционного зондирования Земли. Основным отличием от ранее опубликованных работ по обеспечению качества изображения снимков дистанционного зондирования Земли и звёздного неба является то, что для снижения неточности обеспечения терморегуляции применяются управляемые локальные пленочные электронагреватели, расположенные на периферии оптических элементов с умеренным энергопотреблением оптической системы оптико-электронного телескопического модуля-главного зеркала, вторичного зеркала и линзового корректора. Обеспечение высокого качества изображения звёздного неба рассматривается для наноспутника, находящегося на круговой солнечно-синхронной орбите, и включает решение задачи термоупругости и расчета оптико-электронного телескопического модуля. Обосновываются преимущества оптико-электронного телескопического модуля, дополняющего (замещающего) бортовую систему астросъемки космических аппаратов.

**Ключевые слова:** астроориентация, астрокоррекция, астронавигация, дистанционное зондирование Земли, наноспутник, оптико-электронный телескопический комплекс, система обеспечения теплового режима, температурное поле, тепловой поток, звёздное небо, функция передачи модуляции.

**Цитирование:** Цаплин, С.В. Исследование влияния условий эксплуатации на работоспособность оптического телескопа в режиме получения изображения звёздного неба / С.В. Цаплин, И.В. Белоконов, С.А. Большев, А.Е. Романов // Компьютерная оптика. – 2022. – Т. 46, № 5. – С. 713-723. – DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1105.

**Citation:** Tsaplin SV, Belokonov IV, Bolychev SA, Romanov AE. Investigation of the operating conditions influence on the optical telescope performance when capturing star images. Computer Optics 2022; 46(5): 713-723. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1105.

### Введение

В связи с постоянным повышением требований к качеству и разрешению космических снимков поверхности Земли повышаются и требования к точности астроориентации [1]. Достижение точности астроориентации для перспективных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли не хуже  $0,1 \div 0,01''$  [2–4] потребует более тщательных исследований по разработке и выбору тепловых режимов эксплуатации астродатчиков со значительным уменьшением ширины диапазона разброса температур как оптико-электронного телескопического модуля (ОЭТМ), так и самих астродатчиков. В настоящее время для достижения высокой точности координатной привязки применяются звездные датчики с точностью не хуже  $1–2''$ , что соответствует точности пространственного разрешения координатной привязки 10 м и частотой обновления информации не ниже 10 Гц. Вышеуказанные требования к точности астроориентации позволяют определить допустимые температурные перепады в толще оптических эле-

ментов на уровне  $0,1–0,2$  °С [5]. Температурные перепады также влияют на точность астроориентации и для малоразмерных КА (МКА), в частности нанокласса, чему до настоящего времени должного внимания не уделялось, несмотря на важность этой проблемы [6].

В составе системы управления движением КА нанокласса астродатчики предназначены для решения четырех основных задач – астроориентации, астрокоррекции, астронавигации и определения положения осей наноспутника в инерциальном пространстве, – в течение всего времени его активного существования. Спутники размерности CubeSat несмотря на малые размеры допускают расположение телескопических систем на борту [7, 8].

Одним из способов повышения точности ориентации МКА CubeSat является астроориентация без использования астродатчиков – с помощью оптической системы (чаще всего телескопического типа), производящей съемку поверхности Земли [9]. Для решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в соответствии с программой управления движением

наноспутника астроориентация в околоземном КП с помощью ОЭТМ производится непрерывно в течение всего времени активного существования. Для эффективного использования оптико-электронных комплексов в качестве звездных датчиков астроориентации необходимы исследования по влиянию тепловых факторов КП и условий эксплуатации на термооптические свойства элементов оптической системы и, в конечном итоге, на качество получаемых изображений поверхности Земли. Например, в [2] подробно описывается конструкция узкопольного датчика звездной ориентации ГАИШ МГУ, выполненного по наиболее распространенной оптической схеме Ричи–Кретьена с линзовым афокальным корректором, однако не учитываются реальные условия эксплуатации. При решении задачи влияние внешних тепловых потоков на конструкцию звездного датчика авторами рассматривается приближенно, без учета несимметричности граничных условий, связанных с изменением положения датчика на орбите относительно Солнца.

Ниже исследуется влияние тепловых потоков от Солнца и Земли на телескопическую систему в режиме получения изображения звездного неба, что является непосредственным продолжением работ [9, 10]. В связи с этим следует отметить, что особенностью системы Ричи–Кретьена, отличающей её от большинства других вариантов системы Кассегрена, является отсутствие комы третьего порядка и сферической аберрации. Высокоугловой астигматизм и кривизна поля исправляются линзовым афокальным корректором поля, установленным в сходящемся пучке вблизи фокальной плоскости. Зеркала и линзы ОЭТМ исправлены с применением асферических поверхностей восьмого порядка. Линзовый корректор может перемещаться вдоль оптической оси для получения качественного изображения в фокальной плоскости. Привлекательностью является относительная простота технологии изготовления оптической системы ОЭТМ. Поэтому в дальнейшем исследование тепловых воздействий проводится применительно к ОЭТМ наноспутника, способного производить съемку звездного неба, с зеркально-линзовым объективом (схема Ричи–Кретьена с корректором поля), оснащенного информационной прецизионной системой обеспечения теплового режима (ИПСОТР) [9]. В состав последней входят плёночные электронагреватели, гарантирующие быстрое возбуждение теплового отклика на отклонения температуры поверхности зеркал ОЭТМ от значения референциальной температуры 20°C (отсутствие термомеханических исследований новых оптических материалов (дифракционной оптики и т.п.) в рамках статьи не проводятся, поскольку основной задачей является демонстрация возможности обеспечения различных тепловых режимов эксплуатации ОЭТМ уже имеющихся в составе космических

комплексов систем ДЗЗ, не утративших актуальность и требующих в той или иной мере улучшения качества изображения космических снимков Земли и звездного неба.

### **1. Условия эксплуатации ОЭТМ и наблюдения космического мусора**

Известно, что астросъемка требует отсутствия прямой солнечной засветки приборов астроориентации. Бленда, обеспечивающая защиту фокальной плоскости ОЭТМ от засветки, снабжена крышкой, открывающейся в режиме съемки и закрытой в остальное время. В рамках рассматриваемой модели выполненный по схеме Ричи–Кретьена ОЭТМ по контуру бленды окружен осесимметричной теплозащитной многослойной оболочкой ЭВТИ. Изменение теплового режима ОЭТМ приводит к изменению температурного поля оптических элементов ОЭТМ [5, 9] и возникновению термоаббераций оптической системы. С целью исследования условий снижения уровня температурных перепадов на прозрачных и зеркально отражающих поверхностях оптических элементов ОЭТМ в рамках статьи исследуется динамика теплового баланса ОЭТМ, поддерживаемого с помощью штатной (пассивной) СОТР и размещенных на зеркалах ОЭТМ локальных электрических нагревателей [9]. Такая система, в отличие от традиционных жидкостных систем с теплоносителем [11], обладает меньшими массогабаритными характеристиками и низким энергопотреблением. Электрические нагреватели работают автономно и посредством лучистого теплообмена компенсируют тепловые потоки с поверхностей зеркал телескопа, непрерывно обеспечивая термостабилизацию оптических элементов ОЭТМ (здесь и далее по тексту под непрерывностью подразумевается выполнение астросъемки на временном интервале режима открытой крышки, на котором могут быть достигнуты допустимые потери качества изображения звездного неба). Ниже моделируется режим астросъемки наноспутника, движущегося на солнечно-синхронной орбите (ССО) высотой 550 км в теневой части Земли. Наклонение орбиты 97,5°, углы тангажа и крена равны нулю на всем протяжении витка. Температурный режим ОЭТМ обеспечивается с помощью ИПСОТР [9].

Дифракционный предел оптической системы оценим по формуле Релея:

$$\varphi = 1,22 \cdot \frac{\lambda}{D},$$

где  $\varphi$  – угловое разрешение, рад,  $\lambda = 546$  мкм – длина волны, мм;  $D$  – диаметр объектива, мм.

Линейное разрешение на местности

$$l = 2 \cdot L \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\varphi}{2}\right),$$

где  $l$  – линейное разрешение на местности, м;  $L$  – расстояние до объекта (высота орбиты, 550 км).

Полоса обзора

$$H = 2 \cdot L \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right),$$

где  $\alpha$  – поле обзора.

Результаты приведены в табл. 1.

Табл. 1. Основные тактико-технические характеристики ОЭТМ

Тактико-технические характеристики ОЭТМ				Тактико-технические характеристики приемников изображения (размер пикселя – 5,5/18 мкм)	
Диаметр главного зеркала, мм	90	Поле обзора, °	1	Линейное разрешение на местности, м	5,5/18
		Полоса обзора, км	3,5		
Длина бленды, мм	90	Масса, г	300	Диф. предел (*), с	1,527
				Коэф. качества	1,5/4,9
Диаметр главного зеркала, мм	150	Поле обзора, °	1,5	Линейное разрешение на местности, м	3,3/10,8
		Полоса обзора, км	14		
Длина бленды, мм	150	Масса, г	3600	Диф. предел (*), с	0,916
				Коэф. качества	1,5/4,9

(\*) – для  $\lambda = 546$  мкм.

Для решения задач ДЗЗ и задач астроориентации предполагается использовать датчики изображения двух вариантов в зависимости от возможности бортовой аппаратуры. Оценим возможности следующих датчиков:

1. КАИ–08050, которая представляет собой 8-мегапиксельную ПЗС-матрицу в оптическом формате 4/3 дюйма [12]. В соответствии с данными КАИ-08050 (ПЗС 5,5×5,5 мкм) – датчика изображения удельное разрешение равно 4577 пкс/дюйм или 228,9 с/мм при разрешении 3296×2472 пкс, а для 3244 пкс/дюйм – 162,24 с/мм при разрешении 2336×1752 пкс для частот 16<sup>3</sup> и 32<sup>3</sup> кадров/с соответственно.

2. CCD270-00 F5 – 20.34 МП. ПЗС-матрица в диапазоне 400–700 нм, 700–1000 нм видимого и ближ-

него инфракрасного излучения соответственно [13]. С помощью CCD270-00 F5 (ПЗС 18×18 мкм) – датчика можно получить изображение в режиме полного кадра. Удельное разрешение равно 1770 пкс/дюйм при разрешении 4510×4510 пкс.

3. КМОП-камера (sCMOS) может работать в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне излучения. Предусмотрен кадровый и строковый режимы чтения, в основе используется высокопроизводительная ПЗС-матрица 2060×2160 пкс 13,5×13,5 мкм, позволяющая получать полный кадр.

В режиме с открытой крышкой при съемке звездного неба наноспутник разворачивается по тангажу (крену) на 180° и производит съёмку до момента закрытия крышки. При этом полученные данные в режиме реального времени могут использоваться системой навигации. По окончании съемки звездного неба производится разворот в исходное состояние с целью дальнейшего решения задач ДЗЗ. Оценим предельную звёздную величину, разрешаемую объективом ОЭТМ по формуле

$$m = 2,1 + 5 \cdot \lg(D), \quad (1)$$

где  $D$  – диаметр телескопа в мм, и согласно данным табл. 1 предельная звёздная величина равна 11,871. Это величина соответствует длиннофокусному объективу со значением светосилы  $D:F=1:13$ . В этом случае разрешающая способность телескопа по Данлопу  $\beta = 116/D = 1,289$ , определяющая минимальное различимое угловое расстояние между двумя звёздами, наблюдаемыми невооружённым глазом.

В соответствии с [9, 10] функциональные возможности ОЭТМ наноспутника можно использовать как для решения задач ДЗЗ, астроориентации, так и для обнаружения космического мусора. С помощью астрономической привязки можно определять координаты объектов, находящиеся не только на Земле, но и координаты, скорость движения космического мусора. Ниже приведены оценки поперечных размеров космического мусора (КМ) в поле зрения двух разных диаметров телескопов (предполагается, что КМ движется параллельным к орбите МКА курсом). Размеры КМ определены в соответствии с методикой, изложенной в работе [17].

Для сравнения оценим размеры регистрации космического мусора ОЭТМ с диаметром 150 мм, результаты приведены в табл. 3.

Согласно табл. 2 и 3 различие в размерах регистрируемого КМ составляет 1,6 раза, т.к. при увеличении диаметра на 67% обратно пропорционально меняется разрешающая способность по Данлопу (1,289 при  $D = 90$  мм и 0,773 при  $D = 150$  мм).

Физико-математическое моделирование тепловых режимов ОЭТМ, способных регистрировать КМ указанных размеров, для обеспечения термостабильности бортовых оптических систем предполагает моделирование условий эксплуатации КА в условиях ор-

битального движения [9]. Комплекс геометрооптических моделей, позволяющих моделировать распределение тепловых потоков от Солнца и Земли, попадающих на входной зрачок оптических систем, предназначенных для съемки поверхности Земли, частично изложен [9] и в [14] для звездного неба.

Табл. 2. Минимальные размеры регистрации космического мусора, обнаруживаемого с помощью ОЭТМ наноспутника (с апертурой 90 мм), см. По данным КА1-08050 (ПЗС 5,5×5,5 мкм)

Расстояние до КМ, км	Скорость движения КМ, км/с			
	1	5	10	20
1	0,302	0,676	0,955	1,351
10	0,995	2,136	3,021	4,273
100	3,021	6,756	9,554	13,511
200	4,273	9,554	13,511	19,107
400	6,042	13,511	19,107	27,022
500	6,756	15,106	21,363	30,212
800	8,545	19,107	27,022	38,215
1000	9,554	21,363	30,212	42,726
1300	10,893	24,357	34,447	48,715
1500	11,701	26,164	7,002	52,323
1700	12,457	27,854	39,391	55,707
2000	13,511	30,212	42,726	60,423

Табл. 3. Минимальные размеры регистрации космического мусора с помощью ОЭТМ наноспутника (диаметр 150 мм), см. По данным КМОП-камеры (sCMOS)

Расстояние до КМ, км	Скорость движения КМ, км/с			
	1	5	10	20
1	0,184	0,412	0,583	0,825
10	0,583	1,304	1,844	2,608
100	1,844	4,123	5,831	8,246
200	2,608	5,831	8,246	11,661
400	3,688	8,246	11,661	16,492
500	4,123	9,219	13,038	18,438
800	5,215	11,661	16,492	23,323
1000	5,831	13,038	18,438	26,076
1300	6,648	14,865	21,023	29,731
1500	7,141	15,968	22,582	31,936
1700	7,602	16,999	24,041	33,998
2000	8,246	18,438	26,076	36,876

Анализ результатов показывает, что возможна регистрация КМ с помощью ОЭТМ с использованием датчиков получения изображения в зависимости от возможности бортовой аппаратуры при обработке передачи данных в ЦУП.

В отличие от ранее опубликованных работ [15–16] по выявлению КМ предлагается совместить функциональные возможности блока определения координат звёзд, предназначенного для астрономиче-

ской привязки, и блока оптической системы ОЭТМ для определения координат объектов, находящихся на Земле, при выполнении задач ДЗЗ, а также координаты и скорость движения КМ. При этом высокая точность определения достигается за счёт астроориентации оптической системой ОЭТМ в пространстве в широком спектре длин волн совместно с ПЗС/КМОП матриц. В этом случае не требуется дополнительных (астродатчиков) приборов.

## 2. Динамика изменения температурных полей и деформаций элементов ОЭТМ в непрерывном режиме астросъемки

Обеспечение с помощью пленочных нагревателей теплового режима оптических элементов, на поверхности которых формируется несимметричное температурное поле, рассматривается в работе [9]. В исследовании влияния тепловых факторов космического пространства на изменение выходных характеристик в режиме эксплуатации ОЭТМ наноспутника на круговой (ССО) использовалась методика, включающая последовательное решение нижеперечисленных задач.

1. Расчёт внешних тепловых потоков, действующих на корпус ОЭТМ, покрытый экранно-вакуумной тепловой изоляцией (ЭВТИ), и входной зрачок бленды, в соответствии с физико-математическими моделями, изложенными в [14] при полёте наноспутника на круговой ССО с изменяющейся пространственной ориентацией. Полученные результаты использовались в качестве исходных данных (граничных условий) для решения связанной начально-краевой задачи термоупругости конструкции ОЭТМ с нелинейными граничными условиями 2-го рода, задаваемыми в соответствии с законом Стефана–Больцмана.

2. Определение температурного поля и деформаций из решения связанной термоупругой задачи и деформаций (смещений) оптических поверхностей всех оптических элементов ОЭТМ [14, 18, 19]. Полученные результаты использовались для расчета оптической системы.

3. Решение оптической задачи по определению изменения выходных характеристик оптической системы под действием изменяющихся в пространстве и времени температурных полей и деформаций. Смещение оптических поверхностей интерполировалось полиномами высокого порядка [10].

Изложенная методика использовалась в решении 3D-задачи термоупругости и при расчете оптической системы ОЭТМ с термомодеформированными оптическими поверхностями зеркал и линз корректора. Основой построения геометрической 3D-модели (рис. 1) служат данные табл. 4.

СОТР объектива представляет собой систему тепловых экранов, индивидуальных для каждого оптического элемента. Тепловые экраны имеют форму полых цилиндров, выполненных из алюминия толщиной 0,5 мм с наклеенными на внешнюю поверхность

пленочными электронагревателями, обеспечивающими тепловой поток для зеркал 75 Вт/м<sup>2</sup>, для линз 50 Вт/м<sup>2</sup>. На задних поверхностях зеркал размещены дополнительные электронагреватели, обеспечивающие тепловой поток 100 Вт/м<sup>2</sup>. С учетом площадей тепловых экранов и тыльных площадей зеркал мощность нагревателей главного зеркала составляет 1,44 Вт, вторичного – 0,16 Вт, линз – 0,16 Вт, что дает совокупную мощность СОТР 1,76 Вт.

Табл. 4. Свойства материалов ОЭТМ

Свойства	Материал				
	Ситалл СО-115М	Стекло оптическое Ф200	Стекло оптическое КУ-1	Углепластик КМУ-4Л	Алюминий АМГ-6
Оптические элементы ОЭТМ	Главное вторичное зеркало	Первая линза	Вторая линза	Корпус	Бленда, тепловые экраны
Плотность, кг/м <sup>3</sup>	2460	3630	2620	1500	2640
Коэф. теплопроводности, Вт/м·К	1,18	0,663	0,966	0,8	237
Теплоемкость, Дж/кг·К	920	460,9	754,2	850	900
Модуль Юнга, 10 <sup>10</sup> Па	9,39	5,66	7,06	–	7,1
Коэф. Пуассона,	0,243	0,215	0,219	–	0,34
Коэф. теплового расширения, 10 <sup>-7</sup> 1/К	1,5	68,4	52,7	–	7,1

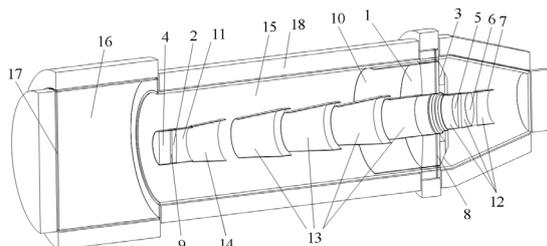


Рис. 1. Геометрическая модель зеркально-линзового ОЭТМ: 1 – главное зеркало (ГЗ), 2 – вторичное зеркало (ВЗ), 3, 4 – узлы ГЗ и ВЗ, 5, 6 – линзы, 7 – корпус линзового корректора, 8 – нагреватель ГЗ, 9 – нагреватель ВЗ, 10, 11 – тепловые экраны ГЗ и ВЗ, 12 – тепловые экраны линз, 13, 14 – бленды ГЗ и ВЗ, 15, 16, 17 – корпус, бленда и крышка объектива, 18 – ЭВТИ

В настоящей работе на основе результатов [14, 17] были определены теплофизические коэффициенты 30-слойного пакета ЭВТИ с плотностью укладки 20 см<sup>-1</sup>: плотность – 33,36 кг/м<sup>3</sup>, теплопроводность – 2,3·10<sup>-4</sup> Вт/м·К, теплоемкость – 55000 Дж/кг·К, которые использовались для решения по определению температурных полей ОЭТМ в соответствии с условиями эксплуатации наноспутника на ССО.

Тепловые потоки (собственное излучение Земли, прямое солнечное излучение, отражённое от Земли солнечное излучение) на крышку бленды, боковую и торцевую части корпуса наноспутника рассчитывались согласно [5, 9]. В режиме астроориентации, когда крышка ОЭТМ обращена к звездному небу, собственное излучение Земли постоянно и потому именно оно и будет воздействовать на торец наноспутника со стороны фокального узла, в то время как оптические элементы при открытой крышке бленды подвергаются действию открытого КП и выхолаживаются. Распределение по углу и времени плотности тепловых потоков, попадающих на боковую поверхность корпуса наноспутника, приведено на рис. 2 и 3.

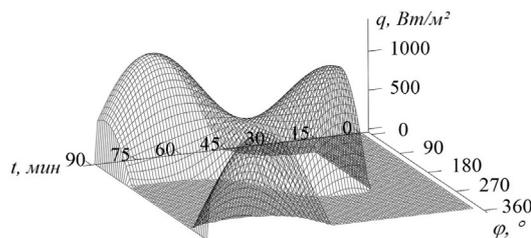


Рис. 2. Зависимость плотности теплового потока прямого солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части ОЭТМ, от времени

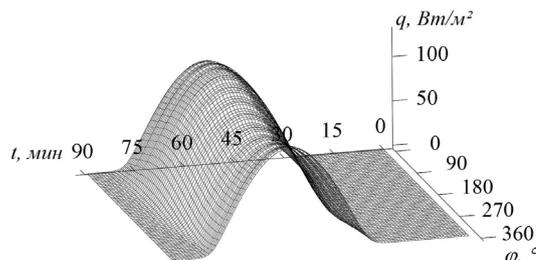


Рис. 3. Зависимость плотности теплового потока, отраженного от Земли солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части ОЭТМ, от времени

Все блоки бортовой аппаратуры наноспутника последовательно вводятся в рабочий режим после запуска. На первом этапе в течение 24 часов после вывода наноспутника на орбиту нагреватели ИПСОТР не включаются, крышка бленды ОЭТМ закрыта. По истечении 24 часов крышка открывается на 2 минуты, производится съёмка звёздного неба в ходе выполнения навигационных задач. На втором этапе в течение 4 часов оптические элементы ОЭТМ нагреваются до номинальной температуры 293 ± 0,1 К с помощью локальных нагревателей ИПСОТР при закрытой крышке бленды. По истечении 4 часов крышка бленды открывается на 2 минуты так же, как и на первом этапе, и производится съёмка звёздного неба. На третьем этапе крышка бленды ОЭТМ открыта постоянно в течение одного витка в режиме обзора звёздного неба.

Рассмотрим все этапы исследований подробно:

1. Начальная температура ОЭТМ после вывода на орбиту составляет 10°C. Результаты расчёта динамики температурного поля в течение 24 часов оптиче-

ских и конструктивных элементов ОЭТМ представлена на рис. 4.

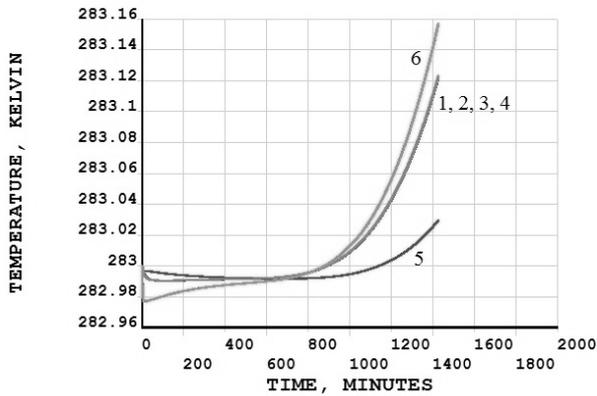


Рис. 4. Зависимость температур оптических и конструктивных элементов ОЭТМ от времени: 1 – главное зеркало, 2 – вторичное зеркало, 3 – линза 1, 4 – линза 2, 5 – корпус, 6 – бленда

Результаты расчетов температурного поля ОЭТМ в конце этапа 1 после открытия крышки приведены на рис. 5–7 и деформаций на рис. 8, 9.

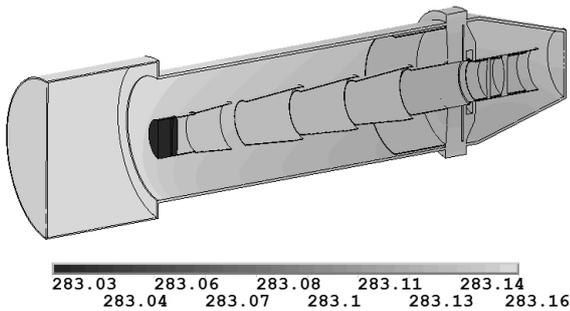


Рис. 5. Температурное поле оболочки ОЭТМ, К (ЭВТИ не показана) (этап 1)

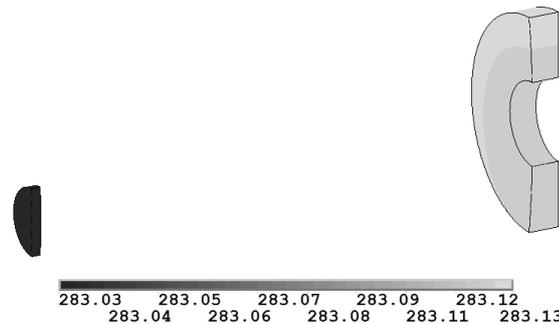


Рис. 6. Температурное поле зеркал, К (этап 1)

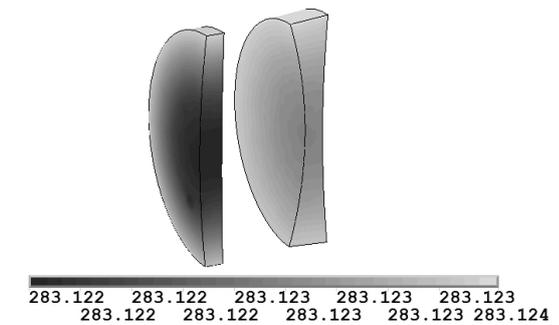


Рис. 7. Температурное поле линз корректора, К (этап 1)

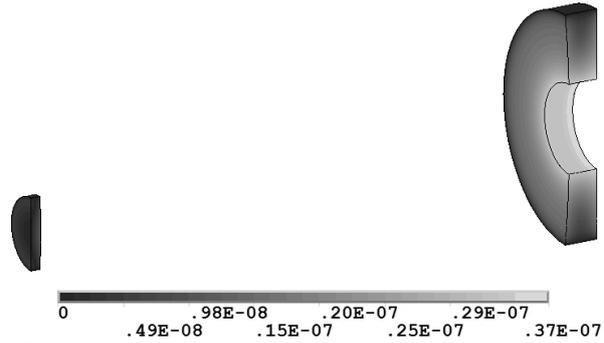


Рис. 8. Поле смещений поверхностей зеркал, м (этап 1)

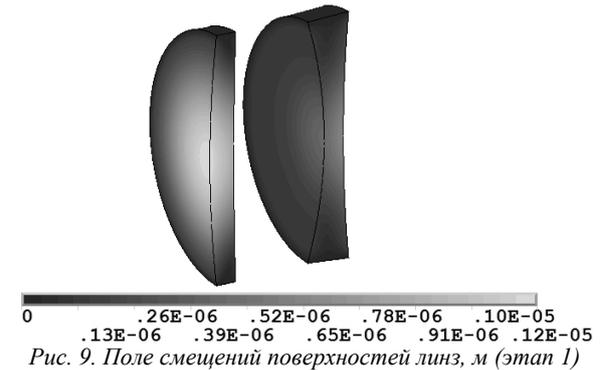


Рис. 9. Поле смещений поверхностей линз, м (этап 1)

Табл. 5. Результаты параметров ОЭТМ первого этапа

ОЭ	ГЗ	ВЗ	Л1	Л2
$\Delta T_{r\phi}, K$	$0,58 \times 10^{-2}$	$-0,31 \times 10^{-3}$	$0,15 \times 10^{-2}$	$0,72 \times 10^{-3}$
$\Delta U_{r\phi}, m$	$-0,33 \times 10^{-7}$	$-0,11 \times 10^{-7}$	$-0,12 \times 10^{-5}$	$-0,44 \times 10^{-6}$
$\Delta T_0, K$	$0,48 \times 10^{-5}$	$0,13 \times 10^{-3}$	$0,11 \times 10^{-4}$	$-0,17 \times 10^{-4}$
$\Delta U_0, m$	$-0,30 \times 10^{-8}$	$0,10 \times 10^{-7}$	$0,30 \times 10^{-6}$	$-0,21 \times 10^{-6}$
$T_{max}, K$	-9,87	-9,97	-9,87	-9,87
$\Delta U_{max}, m$	$0,36 \times 10^{-7}$	$0,11 \times 10^{-7}$	$0,12 \times 10^{-5}$	$0,65 \times 10^{-6}$

Здесь:  $\Delta T_{r\phi}$  – радиальный перепад температуры по фронтальной поверхности в ОЭ, К;  $\Delta U_{r\phi}$  – радиальное изменение смещения по фронтальной поверхности в ОЭ, м;  $\Delta T_0$  – осевой перепад температуры в ОЭ;  $\Delta U_0$  – осевое изменение смещения в ОЭ, м;  $T_{max}$  – максимальное отклонение температуры от номинальной в ОЭ, К;  $\Delta U_{max}$  – максимальное смещение в ОЭ, м.

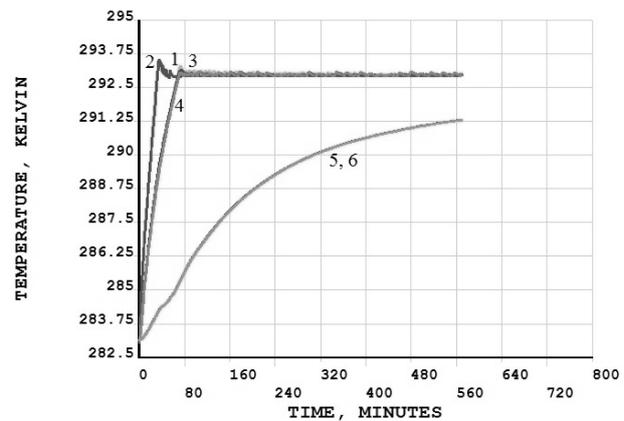


Рис. 10. Зависимость температур оптических и конструктивных элементов ОЭТМ от времени: 1 – главное зеркало, 2 – вторичное зеркало, 3 – линза 1, 4 – линза 2, 5 – корпус, 6 – бленда

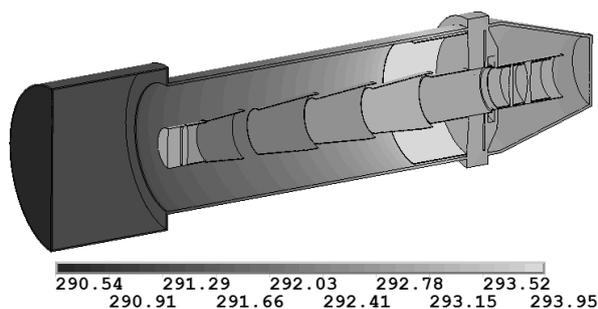


Рис. 11. Температурное поле оболочки ОЭТМ, К (ЭВТИ не показана) (этап 2)

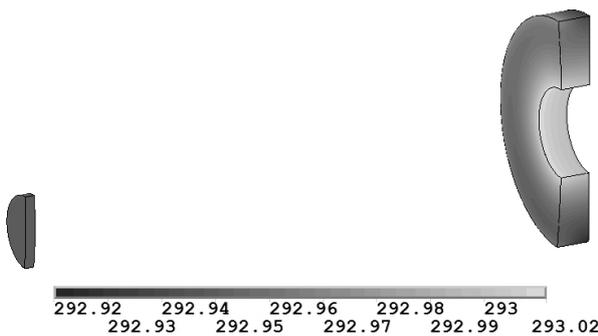


Рис. 12. Температурное поле зеркала, К (этап 2)

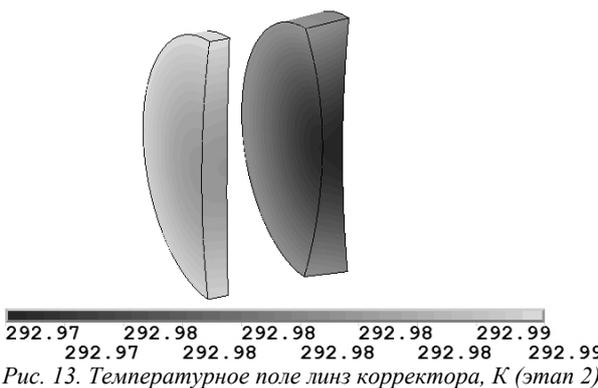


Рис. 13. Температурное поле линз корректора, К (этап 2)

Из табл. 5 следует неравномерность температуры деформаций оптических элементов ОЭТМ как в осевом, так и в радиальном направлении, вызванных перепадом температур. При обзоре звёздного неба в течение 2 минут оптические элементы выхолаживаются, что приводит к деформациям.

2. Результаты расчетов температурного поля ОЭТМ этапа 2 приведены на рис. 10–13 и деформаций – на рис. 14, 15.

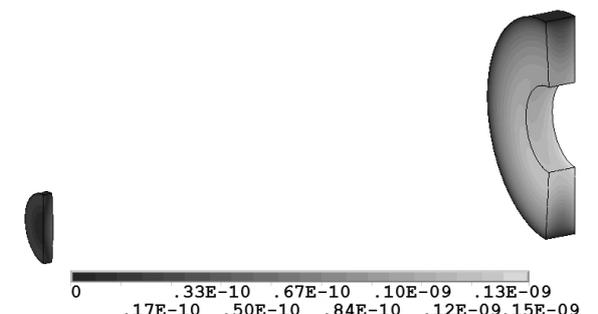


Рис. 14. Поле смещений поверхностей зеркал, м (этап 2)

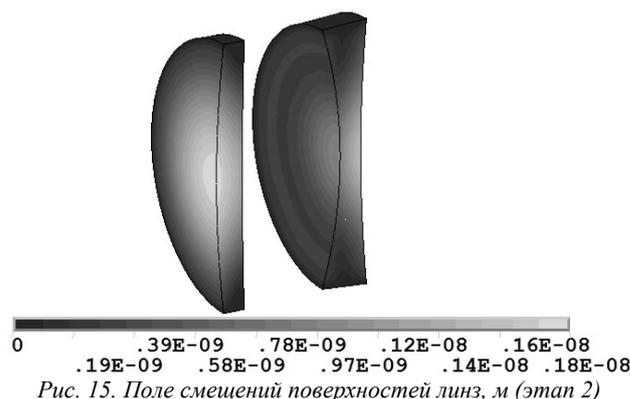


Рис. 15. Поле смещений поверхностей линз, м (этап 2)

Как видно из полученных результатов, по окончании этапа 2 после открытия крышки на 2 минуты в режиме обзора звездного неба оптические элементы имеют оптимальную температуру 293 К (рис. 11, 13, 14), в то время как температура конструктивных элементов оболочки ОЭТМ оказывается ниже оптимальной (рис. 10). На рис. 11 температурный диапазон конструктивных элементов составляет  $291,54 \div 293,95$  К. При данных температурах смещения оптических поверхностей главного зеркала не превышают  $1,5 \cdot 10^{-4}$  мкм, вторичного зеркала –  $5,0 \cdot 10^{-5}$  мкм (рис. 14), а линз – 0,018 мкм (рис. 15). Средняя мощность СОТР на этапе 2 составила 0,33 Вт. Анализ результатов подробно представлен в табл. 6.

Табл. 6. Результаты параметров ОЭТМ второго этапа

ОЭ	ГЗ	ВЗ	Л1	Л2
$\Delta T_{\text{рф}}$ , К	$-0,38 \times 10^{-1}$	$0,84 \times 10^{-2}$	$0,60 \times 10^{-2}$	$0,10 \times 10^{-1}$
$\Delta U_{\text{рф}}$ , М	$-0,97 \times 10^{-10}$	$-0,54 \times 10^{-10}$	$-0,18 \times 10^{-8}$	$-0,98 \times 10^{-9}$
$\Delta T_0$ , К	$0,13 \times 10^{-1}$	$-0,13 \times 10^{-2}$	$0,32 \times 10^{-3}$	$0,60 \times 10^{-3}$
$\Delta U_0$ , М	$-0,21 \times 10^{-10}$	$0,51 \times 10^{-10}$	$0,52 \times 10^{-9}$	$-0,56 \times 10^{-9}$
$T_{\text{max}}$ , К	-0,067	-0,051	-0,017	-0,028
$\Delta U_{\text{max}}$ , М	$0,12 \times 10^{-9}$	$0,54 \times 10^{-10}$	$0,18 \times 10^{-8}$	$0,15 \times 10^{-8}$

Из табл. 6 следует незначительный перепад температур и деформаций (смещение) в осевых и радиальных направлениях оптических элементов ОЭТМ, который вызван отклонениями локальных нагревателей СОТР в заданном интервале температур  $293 \pm 0,1$  при съёмке звёздного неба в течение 2 минут. За это время выхолаживание оптических элементов компенсируется приходящим тепловым потоком от локальных нагревателей. Незначительный перепад температуры в виде колебаний, изображённый на рис. 10, вызван инерционностью работы электрического нагревателя при включении в режиме нагрева и выключения в соответствии с возможностью СОТР. Эти колебания температуры приводят к незначительным изменениям деформации оптических элементов.

3. Результаты расчетов температурного поля ОЭТМ этапа 3 приведены на рис. 16–18 и деформаций – на рис. 19, 20.

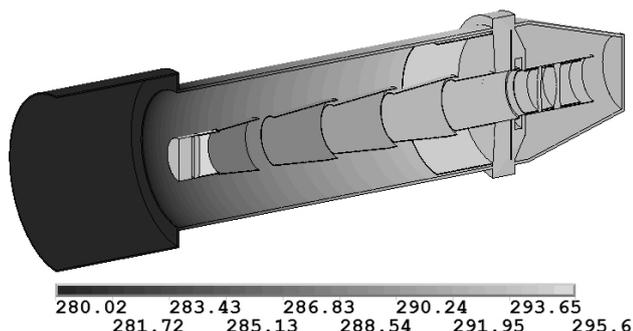


Рис. 16. Температурное поле оболочки ОЭТМ, К (ЭВТИ не показана) (этап 3)

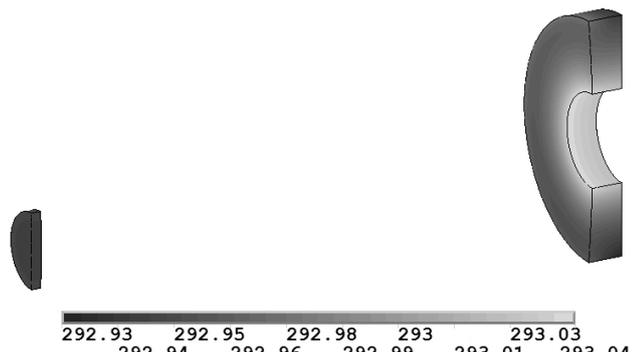


Рис. 17. Температурное поле зеркал, К (этап 3)

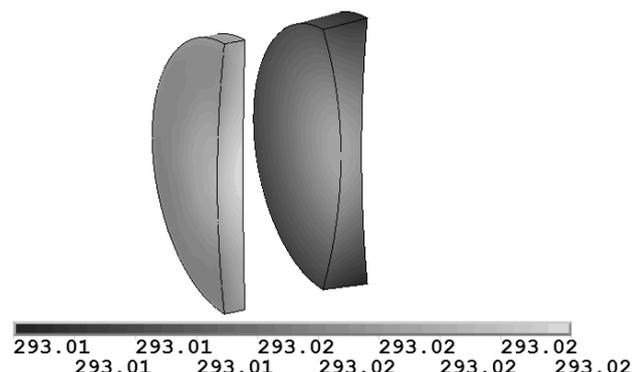


Рис. 18. Температурное поле линз корректора, К (этап 3)

По завершении этапа 3, как видно из полученных результатов, в режиме непрерывной астросъемки звездного неба с постоянно открытой крышкой температурный диапазон конструктивных элементов ОЭТМ составляет  $280,02 \div 295,6$  К (рис. 16), температура зеркал (рис. 17) и линз (рис. 18) лежит в оптимальном диапазоне  $293 \pm 0,1$  К. При данных температурах смещения поверхностей главного зеркала не превышают  $1,4 \cdot 10^{-4}$  мкм, вторичного зеркала –  $5 \cdot 10^{-5}$  мкм (рис. 18), а линз –  $0,020$  мкм (рис. 19). Средняя мощность СОТР на этапе 3 составила  $0,25$  Вт. Анализ результатов подробно представлен в табл. 7.

Из табл. 7 следует незначительный перепад температур и деформаций (смещение) в осевых и радиальных направлениях оптических элементов ОЭТМ, который вызван отклонениями локальных нагревателей СОТР в заданном интервале температур  $293 \pm 0,1$  при съёмке звёздного неба в течение 95 минут. Изменения температуры и деформаций оптических эле-

ментов того же порядка, что и в табл. 5, при исследовании динамики изменений этапа 2.

Табл. 7. Результаты параметров ОЭТМ третьего этапа

ОЭ	ГЗ	ВЗ	Л1	Л2
$\Delta T_{r\phi}$ , К	$-0,63 \times 10^{-1}$	$0,38 \times 10^{-2}$	$-0,93 \times 10^{-3}$	$-0,27 \times 10^{-2}$
$\Delta U_{r\phi}$ , М	$-0,71 \times 10^{-10}$	$0,60 \times 10^{-10}$	$-0,20 \times 10^{-8}$	$-0,70 \times 10^{-9}$
$\Delta T_0$ , К	$0,14 \times 10^{-1}$	$-0,11 \times 10^{-2}$	$-0,10 \times 10^{-2}$	$0,48 \times 10^{-3}$
$\Delta U_0$ , М	$-0,38 \times 10^{-10}$	$0,57 \times 10^{-10}$	$0,54 \times 10^{-9}$	$-0,34 \times 10^{-9}$
$T_{max}$ , К	$-0,060$	$-0,056$	$0,016$	$0,013$
$\Delta U_{max}$ , М	$0,11 \times 10^{-9}$	$0,60 \times 10^{-10}$	$0,20 \times 10^{-8}$	$0,10 \times 10^{-8}$

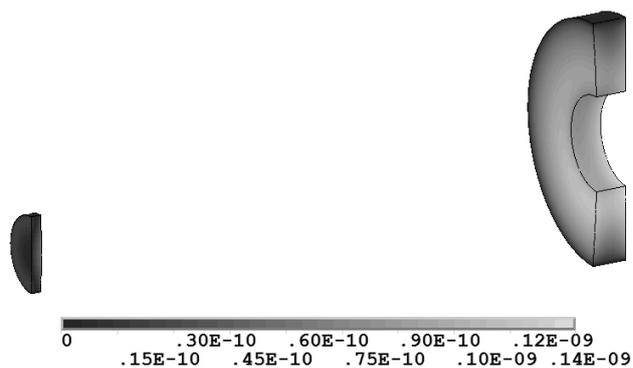


Рис. 19. Поле смещений поверхностей зеркал, м (этап 3)

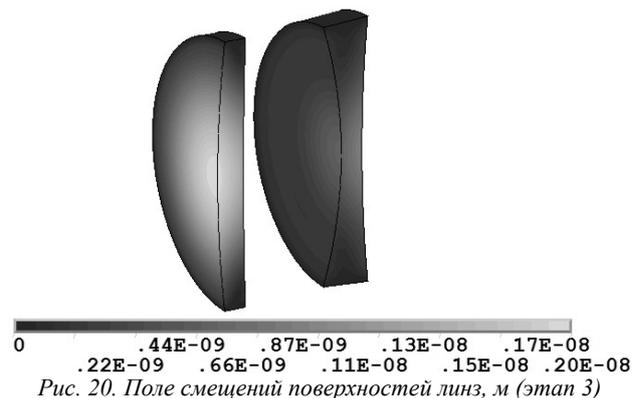


Рис. 20. Поле смещений поверхностей линз, м (этап 3)

Анализ результатов исследований динамики перепада температур и деформаций показывает (этап 3, этап 4), что информационная прецизионная система обеспечения теплового режима ОЭТМ поддерживает оптические элементы в номинальном тепловом режиме  $293 \pm 0,1$  К, достаточном для получения качественного изображения звёздного неба, решения задач астрориентации и решения задач ДЗЗ, изложенных в ранее опубликованных работах [9 ÷ 10, 14].

Далее на основе полученных деформаций оптических поверхностей оптических элементов объектива рассчитывалась функция передачи модуляции (ФПМ) [20] оптической системы для каждого этапа. Влияние аберраций на разрешающую способность телескопа при неравномерном распределении температурного поля по толщине и диаметру зеркал и линз корректора проявлялось в том, что деформации достаточно точно учитываются при аппроксимации профилей зеркал и линз в деформированном состоянии при оптическом расчете телескопа. Результаты расчетов

ФПМ в сравнении с ФПМ недеформированного объектива приведены на рис. 21. Из данных, приведённых на рис. 21, следует, что значения ФПМ 2, 3 этапов исследований, а также недеформированных оптических элементов ОЭТМ совпадают.

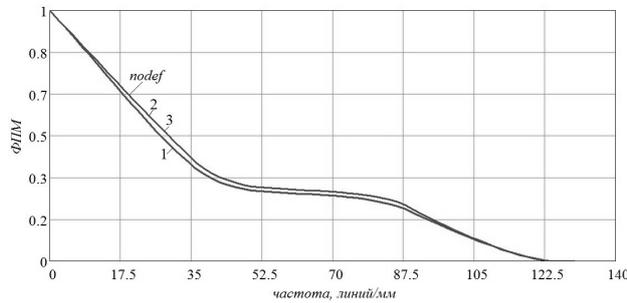


Рис. 21. ФПМ ОЭТМ: *nodef* – недеформированный объектив, 1, 2, 3 – номер этапа

Есть снижение ФПМ, которое неравномерно для большинства значений частоты. Относительное изменение ФПМ для деформированной (этап 1) и недеформированных оптических элементов ОЭТМ представлено на рис. 22, причём снижение ФПМ на 7,29% наблюдается только на первом этапе.

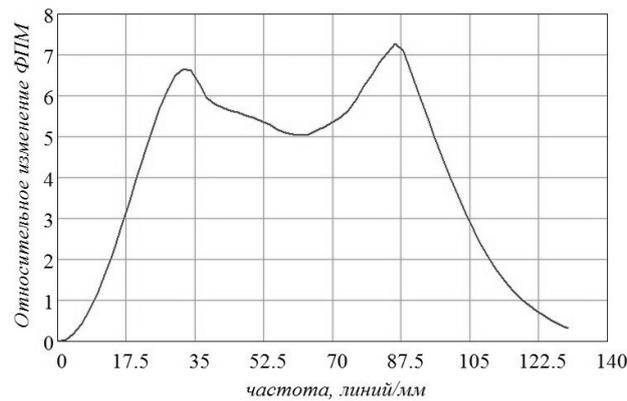


Рис. 22. Относительное изменение ФПМ ОЭТМ

В ходе расчета оптической системы ОЭТМ были получены результаты лучевых aberrаций для каждого этапа и приведены на рис. 23, где  $P$  – координаты входного зрачка, нормированные на отрезок  $[-1; 1]$ ,  $E$  – лучевая aberrация, при этом  $X$  соответствуют меридиональной плоскости,  $Y$  – сагитальной.

Максимальные лучевые aberrации наблюдаются на первом этапе и достигают 4 нм. Для остальных этапов они не превышают 0,5 нм и, в целом, сравнимы с лучевыми aberrациями недеформированной оптической системы.

На рис. 24 приведены диаграммы пятен рассеяния недеформированной оптической системы ОЭТМ и пятен рассеивания, полученных на каждом из этапов.

Как видно из полученных результатов, радиус диска Эйри для недеформированного объектива ОЭТМ составляет 9,5 мкм. В этом диске сосредоточено почти 85% всей воздействующей световой энергии излучения. В этом случае угловой размер диска

Эйри  $\varphi_Э = 1,22 \cdot \lambda / D = 1,527$  с. Здесь  $\lambda = 546$  мкм. Очевидно, увеличение диаметра объектива ОЭТМ до  $D = 150$  мм позволит получить угловое разрешение  $\varphi_Э = 0,916$  с. Увеличенное пятно рассеяния наблюдается только для этапа 2, его радиус составляет 3,6 мкм для поля  $0^\circ$  (симметричная aberrация) и 14 мкм для поля  $0,5^\circ$  (несимметричная aberrация). Несимметричная aberrация значительно проявляется в этапе 1. Для остальных случаев радиус пятна рассеяния не превышает 0,7 мкм. Исходя из полученных результатов можно сделать вывод, что на изображениях звездного неба, полученных на этапе 1, будет наблюдаться размытие отдельных звезд, отчасти затрудняющее анализ изображения и, соответственно, астроориентацию наноспутника.

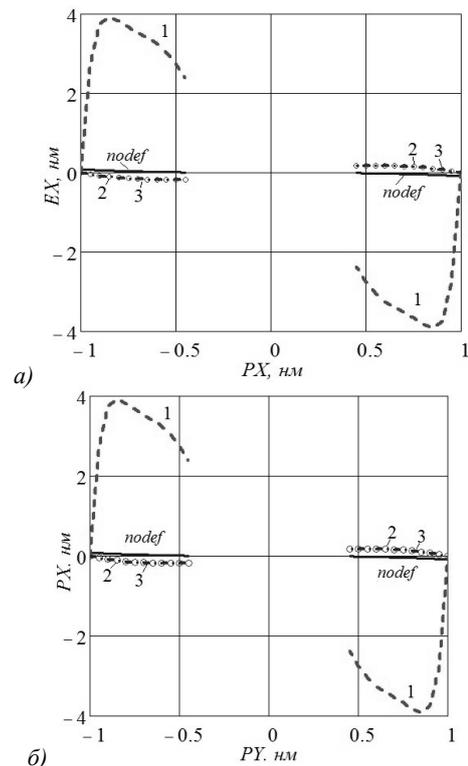


Рис. 23. Лучевые aberrации ОЭТМ (а – меридиональное сечение, б – сагитальное сечение): 0 – недеформированный объектив, 1, 2, 3 – номер этапа

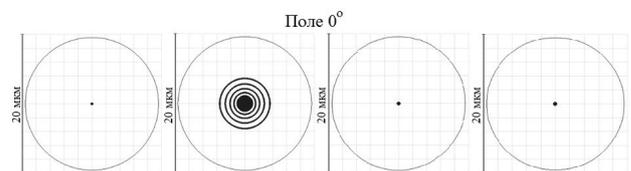


Рис. 24. Диаграммы пятна рассеяния ОЭТМ: а) недеформированный объектив, б) этап 1, в) этап 2, г) этап 3

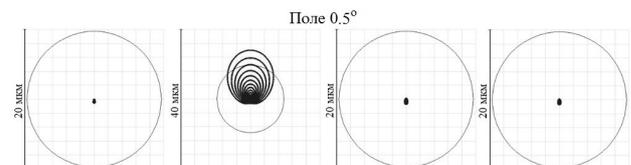


Рис. 25. Диаграммы пятна рассеяния ОЭТМ: а) недеформированный объектив, б) этап 1, в) этап 2, г) этап 3

Угол обзора для всех этапов не меняется относительно угла обзора недеформированного объектива.

### Заключение

После выхода на орбиту и окончания 24-часового периода подготовки наноспутника к активной работе без включения СОТР температурное поле ОЭТМ таково, что позволяет через 2,5 витка (4 часа) с помощью СОТР и включенных пленочных электронагревателей выйти на оптимальный тепловой режим. В режиме постоянной съемки звездного неба средняя мощность ИПСОТР составила 0,25 Вт, что достаточно для поддержания оптимальной температуры оптических элементов и получения снимков высокого качества. В режиме астросъемки с помощью ОЭТМ наблюдается изменение температурных полей оптических элементов в пределах допустимых перепадов, что способствует незначительному изменению качества изображения звездного неба и позволяет полноценно дополнять/замещать бортовую систему астросъемки космических аппаратов.

В соответствии с результатами [9, 10] и данной работы для снижения влияния неточности обеспечения терморегуляции на точность привязки снимков звездного неба и поверхности Земли предлагается совмещать функционал блоков определения координат звёзд (астроориентации) и оптической системы ОЭТМ наноспутника, предназначенной для решения задач ДЗЗ и обнаружения космического мусора.

### Благодарности

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Министерству науки и высшего образования РФ.

### References

- [1] Tsaplin SV, Bolychev SA. Thermal control of spacecraft star sensor attitude control system based on the solution of a coupled thermoelasticity problem [In Russian]. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering* 2016; 15(2): 90-101. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-90-101.
- [2] Stekolshchikov OYu, Zakharov AI, Prokhorov ME. Design philosophy of a star tracker of the SAI MSU with the mirror objective and narrow field of view [In Russian]. *Mechanics, Control and Informatics* 2013; 1(13): 69-79.
- [3] Prokhorov ME, Zakharov AI, Mironov AV, Nikolaev FN, Tuchin MS. Modern stellar orientation sensors [In Russian]. *Proc 38th Conference "Space Physics"* 2012: 170-186.
- [4] Zakharov AI, Mironov AV, Nikolaev FN, Prokhorov ME, Tuchin MS. Next generation stellar orientation sensors [In Russian]. *Proc IAA RAN* 2009; 20: 427-432.
- [5] *Spacecraft thermal control handbook. Vol. 1: Fundamental technologies. Segundo, California: Aerospace Press E1; 2002.*
- [6] Champagne JA, Burge JH, Crowther BG. Thermo-opto-Mechanical analysis of a cubesat lens mount. *Proc. Of SPIE Optomechanics 2011: Innovations and solutions. vol. 8125* 2011: 812510. DOI: 10.1117/12.893199.
- [7] Pang Z, Song Z, Sun Z, Cheng P, Dan L, Li W, Fan X. Optical system design and manufacture for a 1U CubeSat, *Proc. SPIE 11341, AOPC 2019: Space Optics, Telescopes, and Instrumentation 2019: 113410*. DOI: 10.1117/12.2542219.
- [8] Biryuchinskiy S, Churayev S, Jeong Y. Compact Optical Systems for Space Applications. *J. Space Technol. Appl.* 2021: 104-120. DOI: 10.52912/jsta.2021.1.1.104.
- [9] Tsaplin SV, Bolychev SA. Investigation of the influence of thermal factors on the optical system of a nanosatellite in the starry sky survey mode [In Russian]. *Proc XXI Int Conf on Computational Mechanics and Modern Applied Software Systems (VMSPPS'2019)* 2019: 749-751.
- [10] Tsaplin SV, Bolychev SA, Romanov AE. Dynamics of changes in temperature fields and deformations of the elements of the optical-electronic telescopic module in the continuous mode of spacecraft astro-orientation [In Russian]. *Proc XIII Int Conf on Applied Mathematics and Mechanics in the Aerospace Industry (AMMAI'2020)* 2020: 448-450.
- [11] Anderson L, Mork J, Swenson C, Zwolinski B, Mastropietro AJ, Sauder J, McKinley I, Mok M. CubeSat active thermal control in support of advanced payloads: the active thermal architecture project. *Proc. SPIE 11832, CubeSats and SmallSats for Remote Sensing V* 2021: 1183203. DOI: 10.1117/12.2594375.
- [12] KAI-08050: Interline transfer CCD image sensor, 8.1 MP. Source: (<https://www.onsemi.com/products/sensors/image-sensors/kai-08050>).
- [13] Teledyne imaging. Technical specifications of SCD 270-00 F5. Source: (<https://www.teledyneimaging.com/en/aerospace-and-defense/products/sensors-overview/ccd/ccd270-00-f4/>).
- [14] Tsaplin SV, Tyulevin SV, Bolychev SA, Romanov AE. *Fundamentals of heat transfer in space instrumentation: textbook* [In Russian]. Samara: Samara University Publisher; 2018.
- [15] Kuzin SV, Ulyanov AS, Shestov SV, Bogachev SA, Karabadzha GF. Space object observation using star trackers within the SPIRIT/CORONAS-F and TESIS/CORONAS-Photon experiments [In Russian]. *Proc Third All-Russian Scientific and Technological Conference "Contemporary Problems of Spacecraft Attitude Determination and Control"* 2012: 58-68.
- [16] Bogachev SA, Erkhova NF, Ulyanov AS, Kholodilov AA, Pertsov AA, Kuzin SV. Space debris registration by optical cameras on board CubeSat [In Russian]. *ProcSpace Debris: Fundamental and Practical Aspects of the Threat*, IKI RAN, Moscow 2019: 63-69.
- [17] Industry standard OST-92-1380-83. Multilayer thermal insulation. Grades and specifications [In Russian]. "Energiya" Publisher; 1998.
- [18] Malozemov VV. Thermal regime of spacecrafts [in Russian]. Moscow: "Mashinostroenie" Publisher; 1980.
- [19] Nowacki W. *Teoria sprężystości*. Warszawa: Państwowe Wydawnictwo Naukowe; 1970.
- [20] Kazanskiy N., Ivliev N., Podlipnov V., Skidanov R. An airborne offner imaging hyperspectrometer with radially-fastened primary elements. *Sensors* 2020; 20(12): 3411. DOI: 10.3390/s20123411.

### *Сведения об авторах*

**Цаплин Сергей Васильевич**, 1952 года рождения, в 1977 году окончил Воронежский университет по специальности «Физика», преподаватель физики, 14 апреля 2000 г. защитил кандидатскую диссертацию по теме «Моделирование кинетических и газодинамических процессов в плотных газах» по специальности 01.02.05 «Механика жидкости и газа и плазмы», работает заведующим лабораторией «Взаимодействия излучения с веществом и радиационная стойкость материалов». Область научных интересов: тепломассообмен, взаимодействия излучения с веществом и радиационной стойкости материалов, оптические приборы и системы дистанционного зондирования Земли, космическое машиностроение. E-mail: [tsaplin56@yandex.ru](mailto:tsaplin56@yandex.ru).

**Белоконов Игорь Витальевич**, 1950 года рождения, в 1973 году окончил Куйбышевский авиационный институт по специальности «Производство летательных аппаратов», в 1973 году защитил кандидатскую диссертацию, а в 1999 году – докторскую диссертацию по специальности 05.07.09 «Баллистика, динамика и управление движением летательных аппаратов», работает заведующим межвузовской кафедрой космических исследований Самарского университета. Область научных интересов: космическая навигация и управление в космосе, космические эксперименты на базе наноспутников. E-mail: [ibelokonov@mail.ru](mailto:ibelokonov@mail.ru).

**Болычев Станислав Александрович**, 1975 года рождения, в 1998 году окончил Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (ныне – Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева) по специальности «Физика». Работает ведущим инженером-программистом в лаборатории «Взаимодействия излучения с веществом и радиационной стойкости материалов». Область научных интересов: тепломассообмен, космическое машиностроение, численные методы, математическое моделирование. E-mail: [bolichev.sa@ssau.ru](mailto:bolichev.sa@ssau.ru).

**Романов Алексей Евгеньевич**, 1977 года рождения, в 1999 году окончил Самарский государственный университет (ныне – Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева) по специальности «Физика», специализация «Теплофизика», в 2008 году защитил кандидатскую диссертацию по специальности 01.02.04 «Механика деформируемого твердого тела», работает инженером лаборатории «Взаимодействия излучения с веществом и радиационной стойкости материалов». Область научных интересов: нестационарные задачи термоупругости, сложный теплообмен, оптические приборы и системы дистанционного зондирования Земли. E-mail: [rom-alex@mail.ru](mailto:rom-alex@mail.ru).

---

ГРНТИ: 41.51.41

Поступила в редакцию 25 января 2022 г. Окончательный вариант – 9 июня 2022 г.

---

---

# Investigation of the operating conditions influence on the optical telescope performance when capturing star images

S.V. Tsaplin<sup>1</sup>, I.V. Belokonov<sup>1</sup>, S.A. Bolychev<sup>1</sup>, A.E. Romanov<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Samara National Research University, 443086, Samara, Russia, Moskovskoye Shosse 34

## Abstract

We propose combining the functionality of star sensors and the optical system of a nanosatellite optical-electronic telescopic module (OETM) for Earth remote sensing (ERS) in order to reduce the influence of thermoregulation inaccuracy on the accuracy of linking the star sky and the Earth's surface images. The main difference from the previous works is that for the thermoregulation inaccuracy to be reduced, we use controlled local film electric heaters with moderate energy consumption located on the periphery of optical elements of the OETM system. High quality of the star sky images is sought to be attained for a nanosatellite-borne telescope in a circular sun-synchronous orbit (SSO) and includes solving a number of tasks discussed below. Arguments are given in favor of using the proposed OETM, which is capable of fully complementing / replacing the onboard astronomical imaging system of spacecraft.

**Keywords:** astroorientation, astrocorrection, astronavigation, Earth remote sensing, nanosatellite, optoelectronic telescopic complex, thermal control system, temperature field, heat flow, star sky, modulation transfer function.

**Citation:** Tsaplin SV, Belokonov IV, Bolychev SA, Romanov AE. Investigation of the operating conditions influence on the optical telescope performance when capturing star images. *Computer Optics* 2022; 46(5): 713-723. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1105.

**Acknowledgements:** This research was funded as part of a government project under grant # 0777-2020-0018 for the winners of the competition of university research laboratories, awarded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation.

---

## Authors' information

**Sergey Vasilevich Tsaplin**, (b. 1952) in 1977 he graduated from Voronezh University with a degree in Physics, teacher of physics, on April 14, 2000 he defended his thesis on the topic "Modeling of kinetic and gas-dynamic processes in dense gases", specialty 01.02.05 – Mechanics of Liquid and Gas and Plasma, works as the head of the laboratory "Interaction of radiation with matter and radiation resistance of materials". Research interests: heat and mass transfer, interaction of radiation with matter and radiation resistance of materials, optical instruments and systems for remote sensing of the Earth, space engineering. E-mail: [tsaplin56@yandex.ru](mailto:tsaplin56@yandex.ru).

**Igor Vitalievich Belokonov**, (b. 1950), in 1973 he graduated from Kuibyshev Aviation Institute with a degree in the Production of Aircraft, in 1973 he defended his PhD thesis, in 1999, doctoral dissertation in the specialty 05.07.09 - Ballistics, Dynamics and Control of the Movement of Aircraft, works as head of the interuniversity department of space research at Samara University. Area of scientific interests: space navigation and control in space, space experiments based on nanosatellites. E-mail: [ibelokonov@mail.ru](mailto:ibelokonov@mail.ru).

**Stanislav Alexandrovich Bolychev**, (b. 1975), in 1998 he graduated from the Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (now Samara National Research University named after academician S.P. Korolyov) with a degree in Physi/cs. Works as a leading software engineer in the laboratory "Interaction of radiation with matter and radiation resistance of materials". Research interests: heat and mass transfer, space engineering, numerical methods and simulation. E-mail: [bolichev.sa@ssau.ru](mailto:bolichev.sa@ssau.ru).

**Alexey Evgenievich Romanov**, (b. 1977), in 1999 he graduated from Samara State University (now Samara National Research University named after academician S.P. Korolyov) with a degree in Physics, specialization in Thermal Physics, works as an engineer in the laboratory "Interaction of radiation with matter and radiation resistance of materials". Research interests: non-stationary problems of thermoelasticity, complex heat transfer, optical instruments and systems for remote sensing of the Earth. E-mail: [rom-alex@mail.ru](mailto:rom-alex@mail.ru).

---

Received January 25, 2022. The final version – June 9, 2022.

---