

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПАССИВНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Шилкин О.В.^{1*}, Кишкин А.А.^{2**}, Зуев А.А.^{2***}, Делков А.В.^{2****}, Лавров Н.А.³

¹ «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева,
ул. Ленина, 52, Железнодорожск, Красноярский край, 662971, Россия

² Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева,
проспект им. газеты «Красноярский рабочий», 31, Красноярск, 660037, Россия

³ Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
2-я Бауманская ул., 5, стр. 1, Москва, 105005, Россия

* e-mail: shilkin61@mail.ru

** e-mail: spsp99@mail.ru

*** e-mail: dla2011@inbox.ru

**** e-mail: delkov-mx01@mail.ru

Статья поступила в редакцию 24.05.2020

Рассматривается метод принятия конструкторского решения по проектированию системы пассивного охлаждения бортового комплекса космического аппарата на основе анализа схем и особенностей теплового расчета системы терморегулирования обсерватории «Миллиметр». Система охлаждения предназначена для поддержания на рефлекторе обсерватории требуемой рабочей температуры 4,5 К. Ввиду таких низких значений температур данная задача является сложной и требует качественно проработанного проектного решения. При проектировании системы пассивного терморегулирования использованы методы математического моделирования и расчета характеристик системы охлаждения.

В целях обеспечения оптимальных параметров теплового состояния разработана математическая теплофизическая модель, необходимая для инженерных расчетов лучистого и кондуктивного теплообмена между конструкцией пассивных экранов, конструкцией криоэкрана и рефлектором (главным зеркалом).

Ключевые слова: космический аппарат, космический телескоп, система терморегулирования, рефлектор, гелиевые температуры, криогенный экран, кондуктивный и радиационный теплообмен, криогенные установки, пассивные экраны.

Космический аппарат «Миллиметр» представляет собой космическую обсерваторию миллиметрового и инфракрасного диапазонов длин волн с криогенным телескопом. Обсерватория предназначена для проведения исследований астрономических объектов во Вселенной в дальнем инфракрасном, субмиллиметровом и миллиметровом диапазонах спектра электромагнитного излучения со сверхвысокой чувствительностью в режиме одиночного телескопа и рекордно высоким угловым разрешением в режиме наземно-космического интерферометра. Предполагается, что телескоп сможет работать как в режиме одиночного телескопа, так и в составе интерферометра с базами «Земля—Космос» (с наземными телескопами). Рабочий диапазон телескопа от 20 мкм до 17 мм [6–8].

В современных космических платформах [1] в системах терморегулирования, обеспечивающих тепловой режим [2], часто используется [3] оборудование уровня криогенных и гелиевых температур, необходимых для обеспечения штатных условий эксплуатации [4, 5], характерных для глубокого космоса, внешних солнечных и приборно-аппаратных электромагнитных излучений.

Планируется, что обсерватория будет работать в течение 3 лет с температурой рефлектора 4,5 К и затем еще 7–10 лет с общей температурой 50 К [9]. Срок активного существования обсерватории – 10 лет. Поддержание теплового режима рефлектора осуществляется системой охлаждения обсерватории, состоящей из пассивных экранов и криогенных машин Стирлинга и Джоуля—Томсона.

Конструкция системы терморегулирования космического аппарата

Конструктивно система охлаждения состоит из серии пассивных экранов, экрана из экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), криоэкрана и тепловых площадок, захлаживаемых кри-

- большие градиенты температур между элементами — от 320 до 4,5 К, приводящие к температурным деформациям элементов конструкции;
- сильная зависимость термооптических коэффициентов, теплофизических характеристик элементов от температуры;

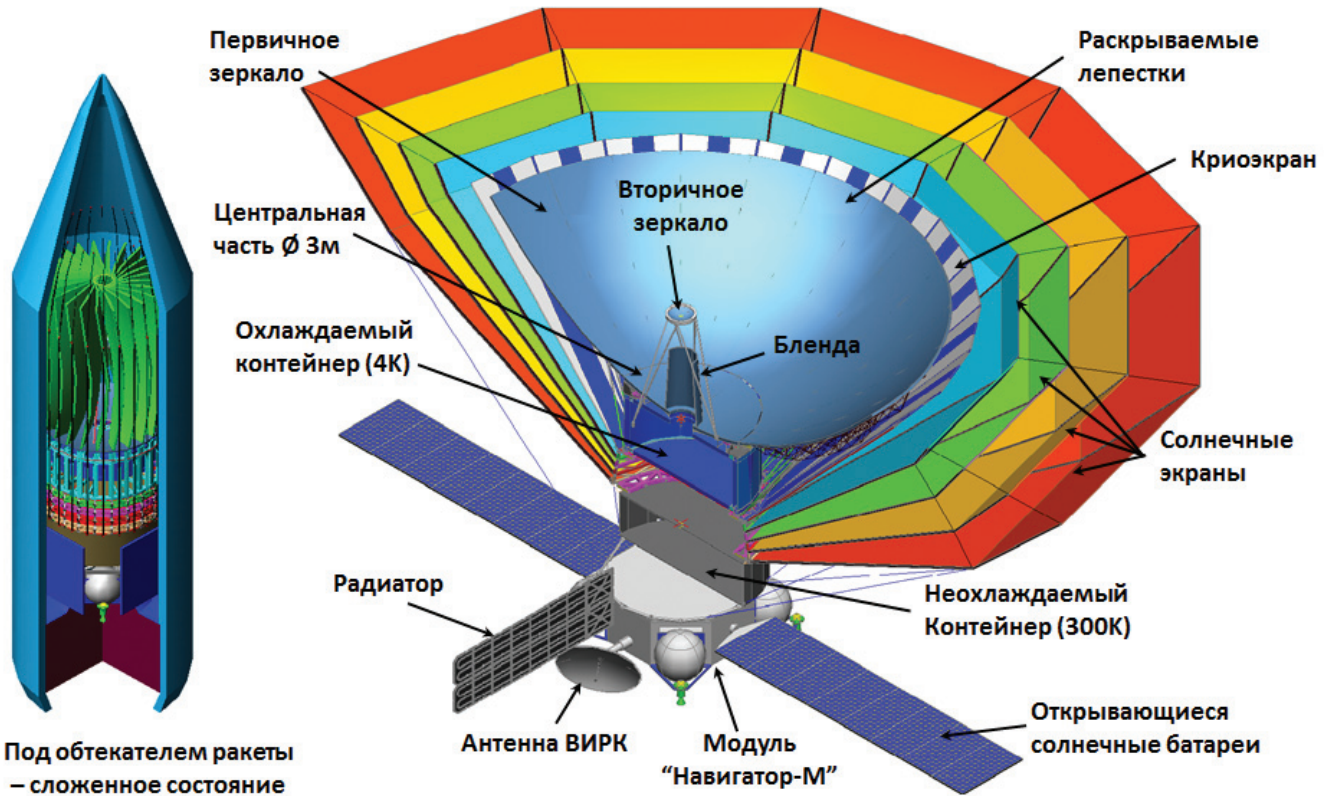


Рис. 1. Структура обсерватории «Миллиметрон»

огенными машинами. Структура обсерватории «Миллиметрон» показана на рис. 1.

Конфигурация лепестков в экранах может быть различной: в конструкции ОАО «ИСС» предусмотрено восемь лепестков, в конструкции АКЦ ФИАН — 12. Конструкция системы пассивных экранов, криоэкрана и рефлектора представлена на рис. 2.

Проектирование системы терморегулирования на основе метода теплофизической модели

Расчет системы охлаждения осложняется следующими факторами:

- сложная геометрия пассивных экранов и криоэкрана, их положение в пространстве и относительно друг друга, затрудняющие расчет лучистого теплообмена [10–12];

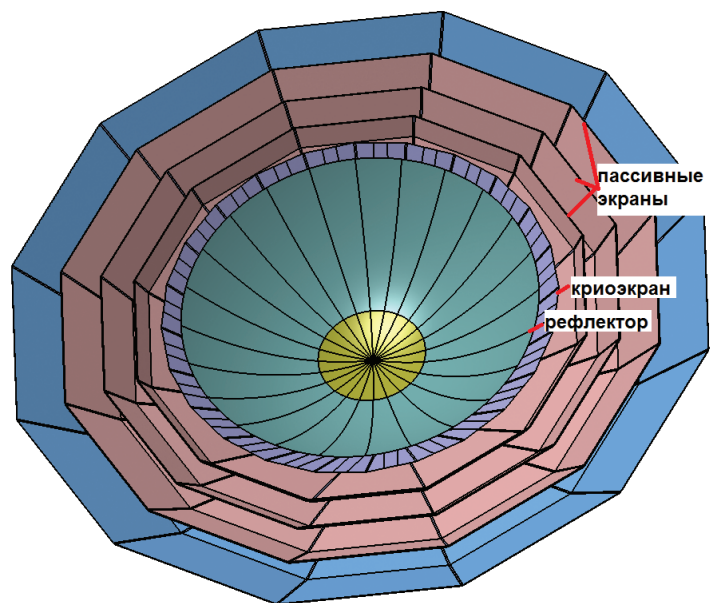


Рис. 2. Состав системы пассивного охлаждения обсерватории «Миллиметрон»

— наличие трех различных механизмов терморегулирования: пассивная защита с помощью криогенных экранов и охлаждение криогенными машинами различных температурных уровней.

Эти причины обуславливают необходимость развернутого теплового анализа системы охлаждения с построением математической модели для определения эффективности охлаждения и температурных полей элементов системы.

Идентификация тепловых связей необходима для корректного построения математической модели и получения численных характеристик системы охлаждения. Исследуемая конструкция состоит из отдельных элементов — лепестков экранов, криоэкрана, рефлектора, каркаса и т.д. Каждый элемент системы обладает тепловыми связями:

- излучение;
- внутренняя теплопроводность, обусловленная наличием градиентов температур в пределах самого элемента;
- теплопроводность посредством каркаса или тепловых мостов с соседними элементами.

Систематизация основных тепловых связей представлена в табл. 1.

Данные тепловые связи устанавливают направление и интенсивность тепловых потоков в системе [13—16]. Поскольку наличествуют два стока тепла с различными температурами, при тепловом расчете системы необходимо рассмотреть балансы системы, классифицировав их по двум стокам:

- сток 4.5 К;
- сток 20 К.

Между этими двумя стоками существует связь — радиационный теплообмен между криоэкраном и рефлектором.

В расчетную схему системы терморегулирования по стоку тепла 20 К (рис. 3) входят пассивные экраны, криоэкран и теплое кольцо, соединенное с криогенной машиной, а также приборный отсек.

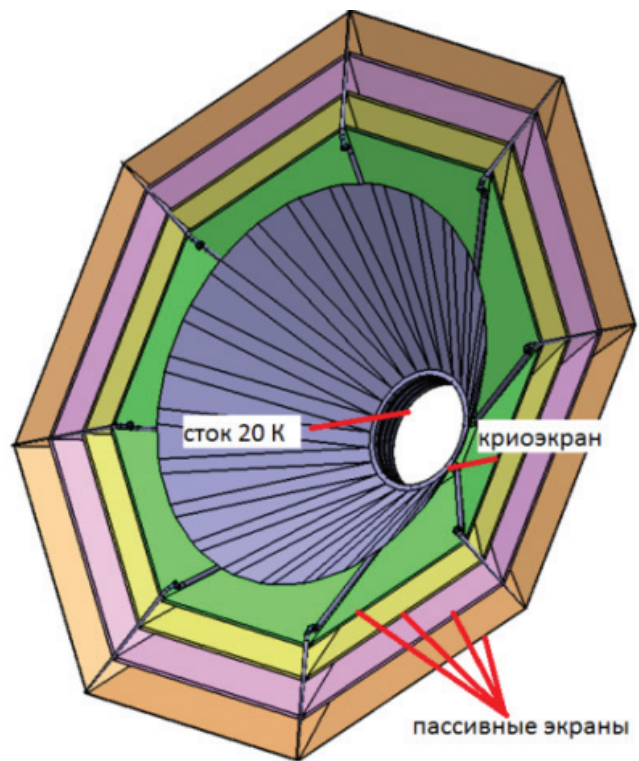


Рис. 3. Расчетная схема системы по стоку 20 К

Таблица 1

Тепловые связи

Элемент	Тепловые связи
ЭВТИ (наружный пассивный экран)	Излучение (со стороны космоса) Излучение (на соседний экран) Теплопроводность (через слои ЭВТИ)
Пассивные экраны	Излучение (на соседний экран)
Криоэкран	Излучение (от соседнего экрана) Излучение (на рефлектор) Теплопроводность (на теплое кольцо)
Рефлектор	Излучение (со стороны криоэкрана) Теплопроводность (на теплое кольцо)

Краевые условия задачи можно сформулировать следующим образом:

- задача стационарна;
- на последний слой пассивного экрана (ЭВТИ) действует солнечное излучение интенсивностью 1380 Вт/м^2 ;
- тепловое кольцо имеет сток тепла с постоянной температурой 20 К ;
- термическое сопротивление контакта криогенного экрана и теплового кольца 15 Вт/м .

В задачу расчета системы по стоку 20 К входит определение перепада температур на пассивных экранах и необходимой производительности криогенных машин.

В расчетную схему системы по стоку $4,5 \text{ К}$ (рис. 4) входят рефлектор, криоэкран и тепловое кольцо, подключенное к криогенной машине, а также приборный отсек. На рефлектор действует излучение со стороны открытого космоса и тепловое излучение со стороны криоэкрана.

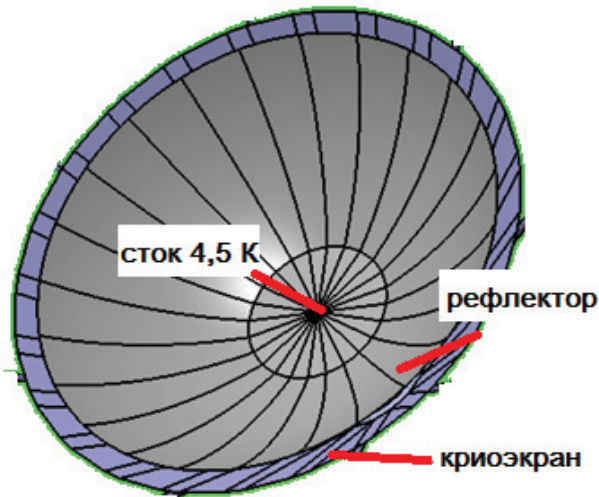


Рис. 4. Расчетная схема системы по стоку $4,5 \text{ К}$

Тепловой сток $4,5 \text{ К}$ расположен в центре конструкции. На сток идут тепловые потоки, собранные рефлектором, и тепловые потоки со стороны приборного отсека $4,5 \text{ К}$.

Краевые условия задачи можно сформулировать следующим образом:

- задача стационарна;
- рефлектор обращен в открытый космос;
- на рефлектор действует тепловое излучение со стороны криоэкрана с температурой 20 К ;
- тепловое кольцо имеет сток тепла с постоянной температурой $4,5 \text{ К}$;
- термическое сопротивление контакта криогенного экрана и теплового кольца 15 Вт/м .

При расчете конструкции необходимо учитывать одновременное действие двух механизмов передачи тепла: излучения между пассивными экранами, криоэкраном и рефлектором и теплопроводности самого криоэкрана, рефлектора и тепловых колец, подключенных к криогенным машинам. Рассмотрим особенности определения характеристик теплообмена излучением и теплопроводности применительно к настоящей задаче.

Количество теплоты, переходящей от более нагретого тела к менее нагретому посредством излучения, определяется по уравнению [17–19]:

$$Q_{\text{л}} = C_{1-2} \cdot F \left[\left(\frac{T_1}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_2}{100} \right)^4 \right],$$

где $Q_{\text{л}}$ — количество теплоты, передаваемой излучением в единицу времени, Вт; F — площадь поверхности излучения, м^2 ; C_{1-2} — коэффициент излучения, $\text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$; T_1 — температура поверхности более нагретого тела, К; T_2 — температура поверхности менее нагретого тела, К.

Коэффициент излучения C_{1-2} зависит от взаимного расположения и степени черноты ϵ излучающих поверхностей, имеющих температуры T_1 и T_2 .

Взаимное расположение двух поверхностей при излучении определяется угловым коэффициентом. В настоящее время в литературе описаны три основных метода расчета угловых коэффициентов для серых диффузных поверхностей [20]:

- прямое численное интегрирование выражений для угловых коэффициентов;
- геометрические методы;
- методы Монте-Карло.

Исторически первым был предложен и реализован прямой метод, непосредственно следующий из уравнений лучистого теплообмена.

Метод прямого численного интегрирования базируется на законе Ламберта [21, 22] для излучения. Согласно закону Ламберта количество лучистой энергии в единицу времени (в ваттах) dQ_{ϕ} зависит от пространственного угла $d\Omega$ (рис. 5), в который происходит излучение, и относительного угла наклона источника и приемника ϕ :

$$dQ_{\phi} = E_n d\Omega \cos \phi dF, \text{ Вт},$$

где E_n — поверхностная плотность потока излучения по направлению к нормали излучающей поверхности, Вт/м^2 ;

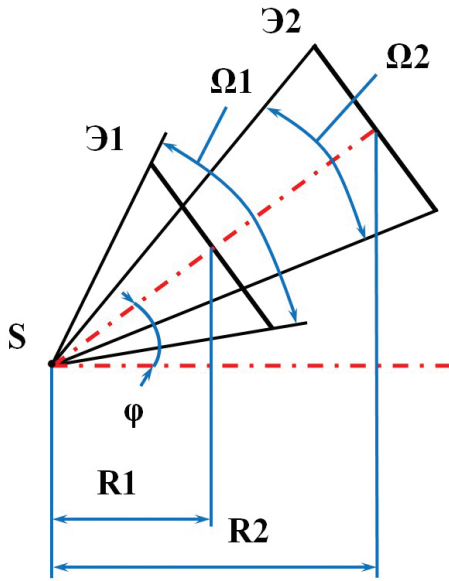


Рис. 5. К закону Ламберта

dF — площадь поглощающей поверхности экрана, m^2 .

φ — относительный угол наклона источника и приемника теплового излучения.

$d\Omega$ — пространственный угол для площади dF , в который происходит излучение.

Для двух элементарных площадок, участвующих в теплообмене излучением и расположенных под углами $\cos\beta_1 \cos\beta_2$ друг к другу, закон Ламберта позволяет определить тепловые потоки следующим образом:

$$dQ_{d1 \leftrightarrow d2} = \sigma \epsilon (T_1^4 - T_2^4) \frac{\cos\beta_1 \cos\beta_2}{\pi S^2} dA_1 dA_2.$$

Для площадки конечного размера нахождение теплового потока ведется через интегрирование по площади поверхности:

$$Q_{d1 \leftrightarrow d2} = \int_{A_1} \sigma \epsilon (T_1^4 - T_2^4) \frac{\cos\beta_1 \cos\beta_2}{\pi S^2} dA_1 dA_2.$$

Для простых поверхностей этот метод позволяет получить конечные расчетные формулы с высокой степенью точности.

Сложность вычислений по этому методу квадратично зависит от количества анализируемых поверхностей. Для получения приемлемой точности необходимо проводить значительное количество вычислений. Из трех описанных методов этот является наиболее ресурсоемким и большого распространения не получил. Однако он в полной

мере отражает физическую картину расчета теплообмена излучением.

В настоящее время для численных расчетов с использованием программного обеспечения широко применим метод Монте-Карло.

Для расчета кондуктивного теплообмена используется уравнение теплопроводности:

$$\rho \frac{\partial(cT(x,t))}{\partial t} = \nabla(\lambda \nabla T(x)),$$

где x — точка области; t — время; T — температура в точке x ; c — удельная теплоемкость; ρ — плотность; λ — коэффициент теплопроводности.

Определяющим коэффициентом в уравнении является коэффициент теплопроводности, от которого зависит распределение температуры в объеме материала.

Для расчета составной части системы пассивного охлаждения на сток 20 К в связи с ее сложной структурой применялось специализированное программное обеспечение, дающее возможность учитывать радиационный теплообмен и теплопроводность. В качестве геометрических исходных данных использовался вариант конструкции ОАО «ИСС», состоящий из четырех сдвоенных пассивных экранов, восемь лепестков каждый, криогенного экрана и теплового стока 20 К в виде кольца, крепящегося к ободу экрана. Пассивные экраны нумеровались от криоэкрана к ЭВТИ, в результате получилось восемь экранов: первый сразу после криоэкрана, восьмой представляет собой ЭВТИ. Структура конструкции представлена на рис. 6.

В качестве свойств материала использовались следующие данные:

- для экранов 1...7: степень черноты 0,04;
- для экрана 8 (ЭВТИ) степень черноты на стороне, обращенной к солнцу, 0,8, на другой стороне — 0,04. Термическое сопротивление экрана $50 \text{ м}^2 \cdot \text{Вт}/\text{К}$;
- для криоэкрана, выполненного из алюминия высокой степени очистки, степень черноты 0,04, теплопроводность $1000 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$;
- для рефлектора степень черноты 0,04, теплопроводность $1000 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$;
- рефлектор соединен тепловым контактом со стоком теплоты 20 К, тепловое сопротивление контакта $0,01 \text{ м}^2 \cdot \text{Вт}/\text{К}$.

В качестве граничных условий использовались следующие данные:

- на внешнюю сторону восьмого пассивного экрана действует солнечное излучение $1380 \text{ Вт}/\text{м}^2$;



Рис. 6. Структура расчетной модели

— тепловое кольцо имеет постоянную температуру 20 К.

В качестве условий связи использовались следующие данные:

— радиационный теплообмен между всеми элементами конструкции, за исключением теплового кольца;

— кондуктивный теплообмен между криоэкраном и тепловым кольцом.

Для решения задачи численно была построена сетка. Конечные элементы представляли собой поверхности лепестков пассивных экранов и криоэкрана. Информация о конечных элементах представлена в табл. 2.

Разбиение седьмого экрана на конечные элементы показано на рис. 7.

Программно вычислялись коэффициенты видимости, тепловые потоки и температуры для конечных элементов конструкции.

Диаграмма распределения температур на объекте исследования представлена на рис. 8.

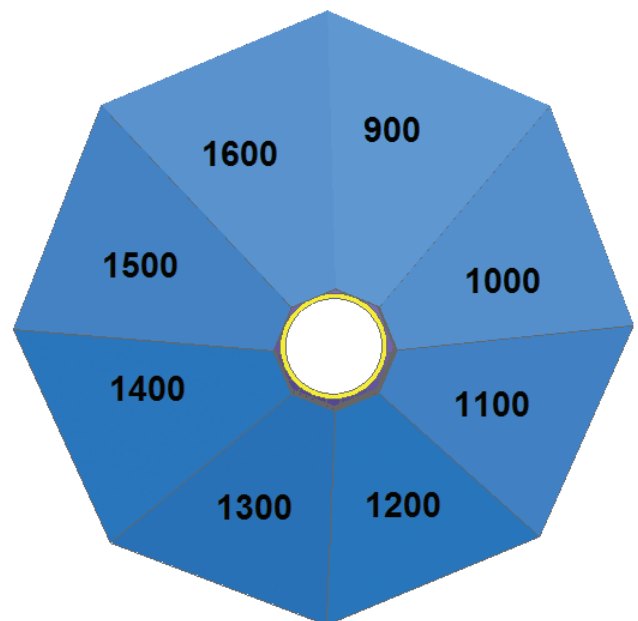


Рис. 7. Разметка сетки на пассивном экране № 7

Таблица 2

Разбитие объекта на конечные элементы

Объект	Номера элементов	Всего элементов
Восьмой пассивный экран	№№ 100-800	8
Седьмой пассивный экран	№№ 900-1600	8
Шестой пассивный экран	№№ 1700-2500	8
Пятый пассивный экран	№№ 2600-3200	8
Четвертый пассивный экран	№№ 3300-4000	8
Третий пассивный экран	№№ 4100-4800	8
Второй пассивный экран	№№ 4900-5600	8
Первый пассивный экран	№№ 5700-6400	8
Криоэкран	№№ 6500-11200	47
Тепловое кольцо	№ 11300	1
Всего		112

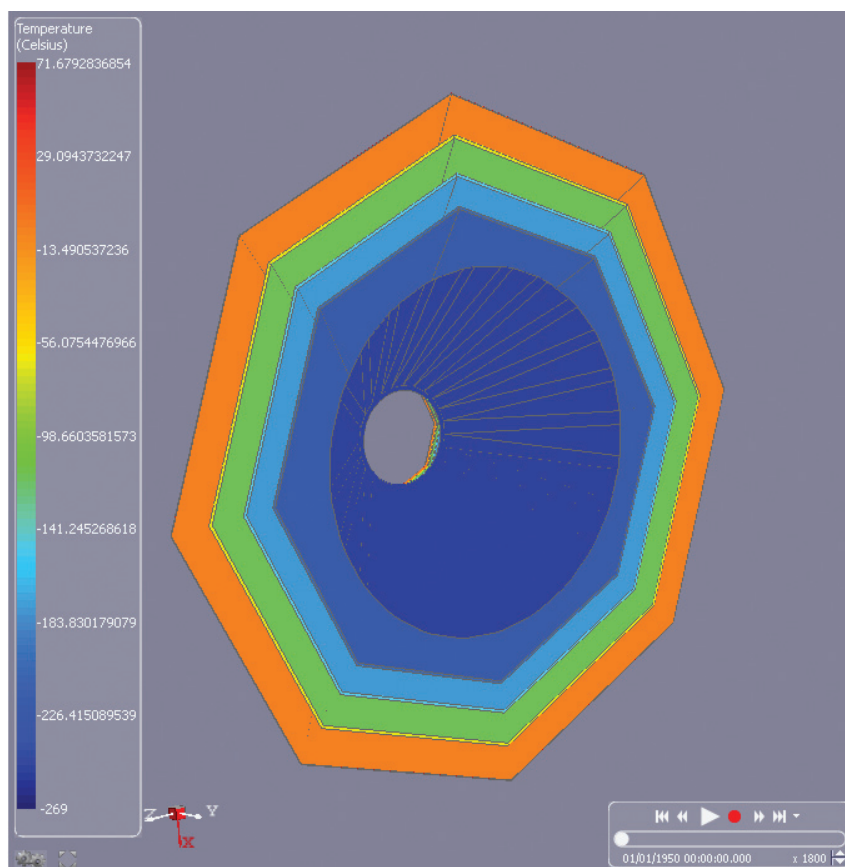


Рис. 8. Распределение температур на объекте исследования

Таблица 3

Распределение температур по элементам конструкции

Объект	Номера элементов	Температура, К
Восьмой пассивный экран	№№ 100-800	343,35
Седьмой пассивный экран	№№ 900-1600	202,81
Шестой пассивный экран	№№ 1700-2500	163,88
Пятый пассивный экран	№№ 2600-3200	142,03
Четвертый пассивный экран	№№ 3300-4000	96,40
Третий пассивный экран	№№ 4100-4800	79,31
Второй пассивный экран	№№ 4900-5600	59,25
Первый пассивный экран	№№ 5700-6400	46,54
Криоэкран	№№ 6500-11200	20,08
Тепловое кольцо	№ 11300	20,00

Значения температур были получены для каждого элемента конструкции. Но в пределах одного экрана они различаются не более чем на 1 К, так как модель центрально симметрична. Различие объясняется погрешностью вычислений.

Численные значения температур представлены в табл. 3.

Данные значения температур позволяют оценить эффективность пассивной системы охлаждения. Однако для точных прогнозов расчеты необходимо скорректировать, увеличив количество конечных элементов, рассмотрев теплопроводность материала пассивных экранов и сложную структуру тепловых мостов.

Выводы

Спроектирована система терморегулирования космического аппарата с расположенной на нем обсерваторией «Миллиметр», обеспечивающая требуемую рабочую температуру рефлектора 4,5 К. При проектировании на данном этапе работы использована математическая теплофизическая модель для инженерных расчетов лучистого и кондуктивного теплообмена между конструкцией пассивных экранов, конструкцией криоэкрана и рефлектором (главным зеркалом).

Проведен анализ особенностей конструктивных решений и расчета системы пассивного терморегулирования конструктивных элементов аппарата. Осуществлен выбор, и обоснована методика проектирования и расчета лучистого и кондуктивного теплообмена. Выполнено математическое моделирование объекта терморегулирования с построением расчетной модели, учитывающее компоновку и особенности технологии изготовления.

Библиографический список

1. *Gorodetsky M.A., Mikhaylovsky K.V., Reznik S.V.* Newer approaches to the creation of the thermostable space platforms for the Earth remote sounding // 1st International Conference on Composites: Advances in Composite Science and Technologies (5–8 December 2018). Series: Materials Science and Engineering. Vol. 683. DOI: 10.1088/1757-899X/683/1/012075
2. *Semena N.P., Konovalov A.A.* Methods for creating the self-regulating mechanisms of passive systems for ensuring thermal regime of devices for space application // Thermophysics and Aeromechanics. 2007. Vol. 14. No. 1, pp. 81–91. DOI: 10.1134/S0869864307010118
3. *Зиновьев В.И.* Испытания теплового макета фотоприемного устройства инфракрасного диапазона с криогенной системой охлаждения для бортового комплекса дистанционного зондирования земли // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2015. Т. 17. № 6–2. С. 498–504.
4. *Донсков А.В.* Анализ современных методов оценки и моделирования рисков возникновения нештатных ситуаций на борту космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 163–169.
5. *Колбасин И.В.* Основные источники и состав излучений, воздействующих на собственную внешнюю атмосферу космического аппарата с ядерной энергетической установкой // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 123–130. DOI: 10.34759/vst-2020-2-123-130
6. Астрокосмический центр. Обсерватория «Миллиметрон». URL: <http://asc-lebedev.ru/?dep=20>
7. *Andrianov A.S., Baryshev A.M., Falcke H., et al.* Simulations of M87 and Sgr A* imaging with the Millimetron Space Observatory on near-Earth orbits // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 2021. Vol. 500. No. 4, pp. 4866–4877. DOI: 10.1093/mnras/staa2709
8. *Виноградов И.С., Голубев Е.С., Новиков С.Б., Колесников А.П., Попов А.В.* Особенности теплового дизайна конструкции и система терморегулирования бортового комплекса научной аппаратуры КА в проекте «МИЛЛИМЕТРОН» // XL Академические чтения по космонавтике (26–29 января 2016, Москва): Сборник тезисов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. С. 34.
9. *Wild W., Kardashev N.S., Likhachev S.F., et al.* Millimetron — a large Russian-European submillimeter space observatory // Experimental Astronomy, pp. 221–244. DOI: 10.1007/s10686-008-9097-6
10. *Виноградов И.С.* Радиационное охлаждение зеркала крупногабаритного космического телескопа // Радиоастрономическая техника и методы. М.: ФИАН, 2000. Т. 228. С. 112–128.
11. *Кореновский В.В., Морозов Н.Г., Сильвестров Э.Е.* Механизмы поворота антенны космического телескопа // Вестник научно-технического развития. 2012. № 10(62). С. 22–28.
12. *Arkhipov M.Y., Savel'ev V.A., Smirnov A.V., Oberemok Y.A.* Solving the Problem of the Deployment Kinematics of a Large Petal Reflector // Journal of Machinery Manufacture and Reliability. 2020. Vol. 49. No. 9, pp. 796–801. DOI: 10.3103/S1052618820090034
13. *Nakagawa T., Murakami H.* Mid- and far-infrared astronomy mission SPICA // Advances in Space Research. 2007. Vol. 40. No. 5, pp. 679–683. DOI: 10.1016/j.asr.2007.05.009
14. *Nakagawa T.* SPICA: space infrared telescope for cosmology and astrophysics // Advances in Space Research. 2004. Vol. 34. No. 3, pp. 645–650. DOI: 10.1016/j.asr.2003.04.044
15. *Sugita H., Sato Y., Nakagawa T., et al.* Cryogenic system design of the next generation infrared space telescope SPICA // Cryogenics. 2010. Vol. 50. No. 9, pp. 566–571. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2010.02.026
16. *Асланов А.Р., Разносчиков В.В., Стольников А.М.* Исследование теплового состояния криогенного топливного бака при колебаниях «зеркала» жидкого топлива // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 126–138. DOI: 10.34759/vst-2020-3-126-138
17. *Шаенко А.Ю.* Распределенный параллельный расчет радиационно-кондуктивного теплообмена методом Монте-Карло на базе графических ускорителей // Параллельные вычисления и задачи управления: Сборник трудов V Международной конференции PACO – 2010 (26–28 октября 2010; Москва). М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2010. С. 281–294.
18. *Разносчиков В.В., Демская И.А.* Математическая модель расчета теплофизических свойств синтетического жидкого топлива // Труды МАИ. 2012. № 50. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28611>
19. *Олейников И.И., Павлов В.П., Ковалева М.В.* Методы выявления и оценки параметров опасных ситуаций при обеспечении безопасности полета космических аппаратов в околоземном космическом пространстве // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 5. С. 32–37.
20. *Авдуевский В.Д.* (ред.) Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. — М.: Машиностроение, 1992. — 528 с.
21. *Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н.* Теплообмен излучением. — М.: Энергоатомиздат, 1991. — 432 с.
22. *Dang H., Tan H., Zhang T., et al.* A 1–2 K Cryogenic System with Light Weight, Long Life, Low Vibration, Low EMI and Flexible Cooling Capacity for the Superconducting Nanowire Single-Photon Detector // IEEE Transactions on Applied Superconductivity. 2021. Vol. 31. No. 5, 9357943. DOI: 10.1109/TASC.2021.3060357

PASSIVE COOLING SYSTEM DESIGNING FOR A SPACECRAFT ONBOARD COMPLEX

Shilkin O.V.^{1*}, Kishkin A.A.^{2**}, Zuev A.A.^{2***}, Delkov A.V.^{2****}, Lavrov N.A.³

¹ *Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems,
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia*

² *Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies,
31, Krasnoyarsky Rabochy av., Krasnoyarsk, 660037, Russia*

³ *Bauman Moscow State Technical University,
5, 2nd Baumanskaya str., Moscow, 105005, Russia*

* *e-mail: shilkin61@mail.ru*

** *e-mail: spsp99@mail.ru*

*** *e-mail: dla2011@inbox.ru*

**** *e-mail: delkov-mx01@mail.ru*

Abstract

The presented work considers the passive part designing for the cooling system of the spacecraft onboard complex.

The equipment of cryogenic and helium temperatures level, necessary for ensuring standard operation conditions [3, 4] characteristic for the deep space, external solar radiation and instrument-hardware electromagnetic emissions, is frequently employed in thermal control systems, ensuring the thermal mode [2], for the state-of-the-art space platforms [1]. The telescope being designed will be capable of operating in both the single telescope mode and as a part of the interferometer between the "Earth-Space" bases (with ground-based telescopes). The telescope operation range is from 20 microns to 17 mm [5–7].

The observatory is planned to operate for three years with the reflector temperature of 4.5 K, and then for another 7–10 years with the total temperature of 50 K [8]. The term of the observatory active life is ten years. The reflector thermal mode sustaining is being implemented by the observatory cooling system, consisting of passive screens and Stirling and Joule-Thomson cryogenic machines.

The thermal model and the design scheme are being considered on the example of the passive cooling system of the onboard complex of the "Millimetron" observatory scientific equipment. The general cooling system includes both the active part, represented by the heat exchange units, removing heat from the cryoscreen and equipment to the Joule-Thomson and Stirling machines, and the passive part, represented by the protective screens system and reflective surfaces, removing the heat to outer space. The account of the joint operation of both parts is necessary for the characteristics analysis.

The main portion of the neat inflow from the solar radiation and instruments is being removed to the

space by the passive cooling system. The heat transfer computation while efficiency estimation of the telescope passive cooling system represents a complicated problem, primarily, through the necessity to account for the complex geometry, the possibility of heat inflows along the system elements, and thermo-physical properties of the screens. This problem solution can be obtained only by the numerical methods with the visibility coefficients determination of individual elements between themselves and with the outer space.

The cooling system computation is being complicated by the following factors:

- complex geometry of the passive screens and cryoscreen, their position in space and relative to each other;

- large temperature gradients from 320 K to 4.5 K between the elements, leading to the presence of temperature deformations of the structural elements;

- thermo-optical coefficients the thermo-physical characteristics of the elements are strongly dependent on temperature as well;

- the presence of three different thermal control mechanisms, namely, passive protection employing cryogenic screens and cooling by cryogenic machines of various temperature levels.

All these reasons stipulate the need for the expanded thermal analysis of the cooling system with a mathematical model developing to determine the cooling efficiency and temperature fields of the system elements.

Thermal bonds identification is necessary for correct developing of the mathematical model and obtaining numerical characteristics of the cooling system. The structure under study consists of individual elements such as screen lobes, cryoscreen, reflector, frame, etc. Each element of the system possesses the thermal bonds: radiation, internal

thermal conductivity due to the presence of temperature gradients within the element itself, thermal conductivity through the frame or thermal bridges with neighboring elements.

The temperature values were obtained for each structural element. However, within the limits of one screen they differ by no more than 1 K, since the model is centrally symmetric. This difference is associated with the calculations error.

The spacecraft thermal control system, with the “Millimetron” observatory positioned on it ensuring the required reflector operating temperature of 4.5 K, was developed. These temperatures values allow estimating the passive cooling system efficiency. However, more accurate forecasts require the computations correction by increasing the number of finite elements, and considering thermal conductivity of the passive screens materials and complex structure of the thermal bridges.

Keywords: spacecraft, thermal control system, reflector, helium temperatures, cryogenic screen, protective screens, conductive and radiative heat transfer, cryogenic installations, temperature fields, passive screens, passive cooling.

References

1. Gorodetsky M.A., Mikhaylovsky K.V., Reznik S.V. Newer approaches to the creation of the thermostable space platforms for the Earth remote sounding. *1st International Conference on Composites: Advances in Composite Science and Technologies (5–8 December 2018)*. Series: Materials Science and Engineering. Vol. 683. DOI: 10.1088/1757-899X/683/1/012075
2. Semena N.P., Konovalov A.A. Methods for creating the self-regulating mechanisms of passive systems for ensuring thermal regime of devices for space application. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2007, vol. 14, no. 1, pp. 81-91. DOI: 10.1134/S0869864307010118
3. Zinov'ev V.I. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2015, vol. 17, no. 6-2, pp. 498-504.
4. Donskov A.V. Analysis of modern evaluation and modeling methods of contingencies occurrence risks onboard a spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 163-169.
5. Kolbasin I.V. Main sources and radiation composition affecting eigen external atmosphere of a spacecraft with nuclear power plant. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 123-130. DOI: 10.34759/vst-2020-2-123-130
6. *Astrokosmicheskii tsentr. Observatoriya “Millimetron”* URL: <http://asc-lebedev.ru/?dep=20>
7. Andrianov A.S., Baryshev A.M., Falcke H., et al. Simulations of M87 and Sgr A* imaging with the Millimetron Space Observatory on near-Earth orbits. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 2021, vol. 500, no. 4, pp. 4866-4877. DOI: 10.1093/mnras/staa2709
8. Vinogradov I.S., Golubev E.S., Novikov S.B., Kolesnikov A.P., Popov A.V. *Materialy XL konferentsii “Akademicheskie chteniya po kosmonavtike” (26–29 January 2016, Moscow)*, Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2015, p. 34.
9. Wild W., Kardashev N.S., Likhachev S.F., et al. Millimetron - a large Russian-European submillimeter space observatory. *Experimental Astronomy*, pp. 221-244. DOI: 10.1007/s10686-008-9097-6
10. Vinogradov I.S. *Radioastronomicheskaya tekhnika i metody*, FIAN, 2000, vol. 228, pp. 112-128.
11. Korenovskii V.V., Morozov N.G., Sil'vestrov E.E. *Vestnik nauchno-tehnicheskogo razvitiya*, 2012, no. 10(62), pp. 22-28.
12. Arkhipov M.Y., Savel'ev V.A., Smirnov A.V., Oberemok, Y.A. Solving the Problem of the Deployment Kinematics of a Large Petal Reflector. *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*, 2020, vol. 49, no. 9, pp. 796-801. DOI: 10.3103/S1052618820090034
13. Nakagawa T., Murakami H. Mid- and far-infrared astronomy mission SPICA. *Advances in Space Research*, 2007, vol. 40, no. 5, pp. 679–683. DOI: 10.1016/j.asr.2007.05.009
14. Nakagawa T. SPICA: space infrared telescope for cosmology and astrophysics. *Advances in Space Research*, 2004, vol. 34, no. 3, pp. 645–650. DOI: 10.1016/j.asr.2003.04.044
15. Sugita H., Sato Y., Nakagawa T., et al. Cryogenic system design of the next generation infrared space telescope SPICA. *Cryogenic*, 2010, vol. 50, no. 9, pp. 566-571. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2010.02.026
16. Aslanov A.R., Stol'nikov A.M., Raznoschikov V.V. Studying thermal state of the cryogenic fuel tank at the liquid fuel “mirror” vacillations. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 126-138. DOI: 10.34759/vst-2020-3-126-138
17. Shaenko A.Yu. *Parallel'nye vychisleniya i zadachi upravleniya: sbornik dokladov V Mezhdunarodnoi konferentsii PACO – 2010 (26-28 October 2010; Moscow)*, pp. 281-294.
18. Raznoschikov V.V., Demskaya I.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 50. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28611>
19. Oleynikov I.I., Pavlov V.P., Kovaleva M.V. Methods of identifying and estimating the parameters of dangerous situations, while ensuring the security of spacecraft in the near earth space. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 32-37.
20. Avduevskii V.D. (ed.) *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi tekhnike* (Heat transfer basics in aviation and space-rocket technology), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 528 p.
21. Blokh A.G., Zhuravlev Yu.A., Ryzhkov L.N. *Teploobmen izlucheniem* (Heat exchange by radiation), Moscow, Energoatomizdat, 1991, 432 p.
22. Dang H., Tan H., Zhang T., et al. A 1-2 K Cryogenic System with Light Weight, Long Life, Low Vibration, Low EMI and Flexible Cooling Capacity for the Superconducting Nanowire Single-Photon Detector. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 2021, vol. 31, no. 5, 9357943. DOI: 10.1109/TASC.2021.3060357