

## Стабилизация теплового режима съёмочной системы в условиях космического полёта

Г. А. Аванесов, Б. С. Жуков, Н. Н. Брысин, М. А. Зайцев

*Институт космических исследований РАН, Москва, 117997, Россия*

*E-mail: genrikh-avanesov@yandex.ru*

В условиях околоземного орбитального полёта телескоп съёмочной системы постоянно находится в радиационном взаимодействии с подстилающей поверхностью. Идущий от неё поток излучения складывается из собственного теплового излучения Земли и отражённого солнечного излучения, которые зависят от высоты орбиты, высоты Солнца и вида подстилающей поверхности. Внутри телескопа около 20 % идущей от Земли тепловой энергии падает на главное зеркало. Оставшиеся 80 % тепловой энергии попадают на бленду, которая находится в радиационном взаимодействии с конструкцией телескопа. В статье рассматривается возможность стабилизации теплового режима съёмочной системы, в которой бленда наблюдающего земную поверхность телескопа используется в качестве радиатора. В ней же размещаются тепловые аккумуляторы, содержащие вещество, теплота плавления и отвердевания которого используется для рекуперации потоков радиационной энергии, приходящих от Земли. Для расчёта реальных вариаций плотности потока излучения Земли при движении космического аппарата (КА) по орбите использовались данные суточных измерений потоков коротковолнового и длинноволнового излучения, получаемые сканирующим радиометром CERES (*англ.* Clouds and the Earth's Radiant Energy System) на КА Terra дважды в месяц в течение 2021 г. На их основе рассчитаны потоки излучения, поступающие на бленду на дневной и ночной части орбиты КА, определяющие профицит и дефицит тепловой энергии на апертуре телескопа. Рассмотрен цикл работы системы термостабилизации бленды, включающей рекуперацию приходящей от Земли тепловой энергии с помощью теплового аккумулятора и использование электронагревателей для компенсации дефицита теплового потока. Получены оценки необходимого количества теплоаккумулирующего вещества. Делается вывод о целесообразности использования тепловых аккумуляторов в системах стабилизации тепловых режимов бортовых приборов.

**Ключевые слова:** телескоп, бленда, тепловая энергия, рекуперация, аккумулятор, теплота, плавление, отвердевание, спутниковые изменения, спектр излучения, спектр отражения

Одобрена к печати: 15.01.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-1-172-184

Для космической техники не редки случаи, когда в условиях эксплуатации возникает угроза перегрева или переохлаждения прибора, связанная с внешними причинами, например с засветкой Солнцем. Особенно часто такие ситуации складываются в орбитальном полёте в результате переходов из зоны тени Земли на дневную часть витка или наоборот. В арсенале космической техники существует много способов решения такой задачи. Для парирования перегревов и переохлаждений используется экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ), различные виды отражающих и поглощающих покрытий, направленные в холодный космос радиаторы, тепловые трубы и электронагреватели. При этом понятно, что парировать перегрев на борту космического аппарата (КА) всегда сложнее, чем переохлаждение.

Крайне редко для стабилизации теплового режима используются тепловые аккумуляторы на температуре фазового перехода, возникающем при плавлении/отвердевании вещества.

Приведём, возможно, один из самых ранних в отечественном научном космическом приборостроении и очень успешных примеров применения тепловых аккумуляторов для термостабилизации режимов работы научных приборов. В начале 1980-х гг. в СССР стартовал международный проект «Вега» (Аванесов и др., 1989). Одной из задач проекта была съёмка ядра кометы Галлея, посещающей досягаемые для земных КА окрестности Солнца весьма редко — один раз в 76 лет. Для съёмки ядра кометы на борту КА предполагалось установить две телевизионные камеры на основе ПЗС-матриц (прибор с зарядовой связью, *англ.* Charge-Coupled

Device — CCD), которые тогда были технологической новинкой. Матрицы того времени были далеки от совершенства. Они требовали охлаждения. При этом применить охладители для них на основе элементов Пельтье было невозможно из-за дефицита электроэнергии. Поэтому для охлаждения матриц планировалось использование радиаторов и тепловых труб. Однако при детальной проработке проекта выяснилось, что в самый ответственный момент съёмки при пролёте на минимальном расстоянии от ядра кометы радиаторы телевизионных камер будут засвечены Солнцем примерно на 40 мин. Выручили маленькие тепловые аккумуляторы, принявшие на себя пришедший от радиатора бросок температуры. Миниатюрные тепловые аккумуляторы, содержащие по  $2,5 \text{ см}^3$  вещества с температурой плавления  $40^\circ\text{C}$ , были установлены непосредственно на корпуса ПЗС-матриц. Предложил и реализовал идею Борис Николаевич Формозов, работавший в то время во Всесоюзном научно-исследовательском институте электронно-лучевых приборов (Формозов, 2001).

Термовакuumные испытания, а позже и полёт автоматических межпланетных станций «Вега-1» и «Вега-2» подтвердили правильность принятого решения. Установленные на обеих станциях камеры в марте 1986 г. успешно провели запланированные съёмки на подлёте, в перицентре и на отлёте. После этого камеры больше не включались в связи с отсутствием необходимости.

Приведённый пример указывает на принципиальную возможность применения тепловых аккумуляторов в космосе. В наземных условиях тепловые аккумуляторы применяются сегодня в самых разных направлениях. Существует и весьма обширный список веществ, обладающих различной температурой и теплотой фазового перехода ([https://wiki2wiki.ru/wiki/Phase-change\\_material](https://wiki2wiki.ru/wiki/Phase-change_material)). Вполне возможно, что некоторая часть из них окажется пригодна для бортового применения. Критерии их пригодности ещё предстоит сформулировать. Предварительно назовём следующие: взрывобезопасность, пожаробезопасность, большое число циклов плавления и отвердевания (не менее 50 000).

Рассмотрим возможность и целесообразность использования теплового аккумулятора на борту низкоорбитального КА, имеющего постоянную ориентацию по местной вертикали, для стабилизации температурного режима установленного на нём телескопа съёмочной системы высокого разрешения.

На *рис. 1* (см. с. 174) показана упрощённая схема телескопа съёмочной системы со светозащитной блендой, которая препятствует попаданию бокового освещения на внутренние оптические элементы телескопа. Идущие от Земли стрелки показывают поток падающего на прибор излучения. На ночной части витка это собственное тепловое излучение Земли. На дневной стороне витка к нему добавляется отражённое от её подстилающей поверхности и рассеянное в атмосфере солнечное излучение. При этом внутренняя поверхность бленды открыта для её собственного теплового излучения как в сторону Земли, так и в открытый космос.

Поставленная задача вполне реальна и весьма актуальна. Светозащитные бленды играют важную роль в формировании теплового режима телескопов. Сделанные, как правило, из тонкого листового материала с поглощающим свет покрытием внутренних частей, они быстро остывают при наблюдении удалённых космических объектов. Также быстро они разогреваются в случае, например, съёмки земной поверхности с низких околоземных орбит собственным и отражённым излучением Земли. При отсутствии термостабилизации температура бленды будет с некоторым запаздыванием повторять форму приходящего от Земли профиля потока излучения. Поскольку бленда находится в постоянном радиационном взаимодействии с внутренними элементами конструкции телескопа, она влияет на его настройки.

На самых больших космических телескопах, например Gaia, предназначенном для постоянного обзора небесной сферы, используются специальные тепловые экраны, исключаяющие любые изменения температуры телескопа (The Gaia..., 2016).

На телескопах меньшей размерности, устанавливаемых на КА, которые предназначены для наблюдения земной поверхности, тепловой режим бленды стабилизируется с помощью размещённой в ней системы тепловых труб, выходящих на теплообменник, поддерживающий постоянную температуру теплоносителя за счёт использования электрических нагревателей, и направленного в открытый космос радиатора.

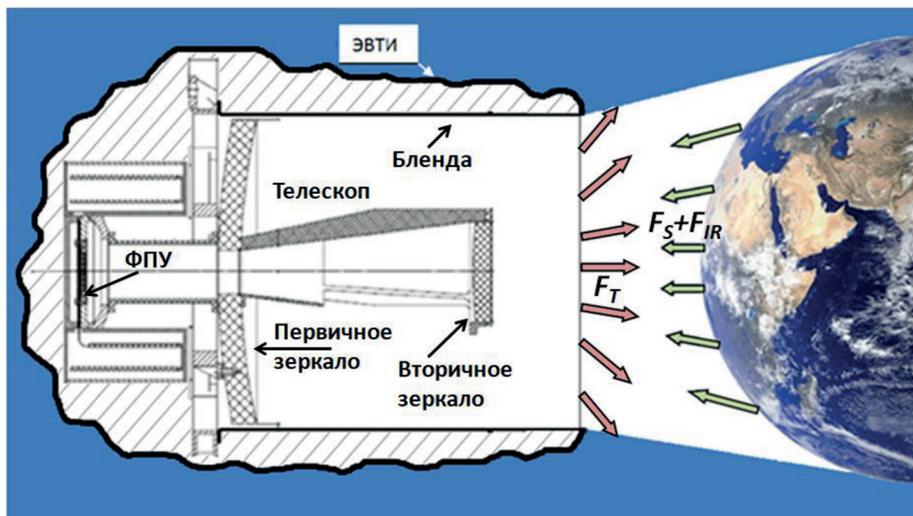


Рис. 1. Упрощённая схема телескопа съёмочной системы; стрелками схематично показано излучение Земли, падающее на апертуру прибора, и излучение самого прибора. ЭВТИ — экранно-вакуумная теплоизоляция; ФПУ — фотоприёмное устройство;  $F_S$  — плотность потока отражённого Землёй солнечного излучения;  $F_{IR}$  — плотность потока собственного теплового излучения Земли;  $F_T$  — плотность потока теплового излучения телескопа

При решении модельной задачи в качестве дополнительных условий примем следующее:

- температура телескопа стабилизирована с максимально высокой точностью, порядка  $\pm 1^\circ\text{C}$ , в диапазоне температуры, соответствующем нормальным климатическим условиям  $25 \pm 10^\circ\text{C}$ ;
- вся конструкция съёмочной системы, за исключением входной апертуры телескопа, с помощью ЭВТИ изолирована от теплопритоков со стороны КА и Солнца, а также от теплопотерь за счёт излучения в космос;
- поддержание теплового режима съёмочной системы обеспечивается подсистемой терморегулирования путём парирования перегрева с помощью тепловых аккумуляторов и электроподогрева элементов конструкции при угрозе переохлаждения;
- подсистема терморегулирования функционирует непрерывно в течение всего времени полёта независимо от включений и выключений съёмочной системы;
- система управления движением КА постоянно поддерживает положение визирной оси в направлении земной поверхности, допуская лишь кратковременные её развороты в направлении звёзд небесной сферы для выполнения калибровочных работ;
- бленда представляет собой каркас цилиндрической формы диаметром 0,4 м и длиной 0,6 м, образованный 12 стрингерами и 3 шпангоутами, обтянутый листовым алюминием, и имеет массу до 5 кг.

Для определения диапазона температуры, в котором должна работать система терморегулирования, выполним оценку профицита и дефицита теплового потока на апертуре телескопа.

Если считать, что прибор теплоизолирован от КА и от прямых солнечных лучей, то единственным внешним источником его нагрева является отражённое и собственное излучение Земли. Тогда уравнение баланса теплового потока  $W$  на апертуре прибора имеет вид:

$$W = (\alpha_S F_S + \varepsilon F_{IR})S - \varepsilon \sigma T^4 S. \quad (1)$$

Здесь  $F_S$  и  $F_{IR}$  — плотность потоков отражённого солнечного и собственного излучения Земли соответственно, падающих на апертуру телескопа;  $S$  — площадь апертуры;  $\alpha_S$  и  $\varepsilon$  — эффективные коэффициенты поглощения на апертуре телескопа для отражённого и собственного излучения Земли. Учитывая, что практически все внутренние покрытия телескопа являются

спектрально селективными, коэффициенты  $\alpha_s$  и  $\epsilon$  в общем случае различаются, поскольку отражённое излучение Земли приходится на коротковолновый диапазон (с длинами волн короче 3–5 мкм), а максимум собственного излучения Земли — на более длинноволновый тепловой инфракрасный (ИК) диапазон. Поток отражённого и собственного излучения Земли попадает на входную апертуру бленды в телесном угле, в котором видна поверхность Земли и эффективно излучающий слой атмосферы. Например, для высоты КА 400 км это конус с углом при вершине 140°. Вне этого угла бленда «видит» холодный космос.

Последний член справа — уходящий поток собственного теплового излучения прибора, где  $\sigma$  — постоянная Стефана–Больцмана,  $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$  Вт/(К<sup>4</sup>·м<sup>2</sup>);  $T$  — эффективная температура на апертуре телескопа. Предполагается, что бленда излучает в пределах всей передней полусферы.

Профицит теплового потока  $W$  приводит к нагреванию телескопа, дефицит — к его охлаждению. В обоих случаях необходимо принять меры для стабилизации температуры телескопа во избежание деградации качества изображения.

Для упрощённой модели, используемой ниже для оценки профицита и дефицита теплового потока, считается  $\alpha_s = \epsilon = 1$ , что является хорошим приближением на апертуре телескопа. Такую упрощённую модель удобно использовать для приближённых оценок теплового баланса прибора в целом и для оценки реализуемости предлагаемой системы терморегулирования. Она, конечно, не заменяет точного теплового расчёта съёмочной системы.

Принимая во внимание, что на апертуру космического прибора падает излучение с видимого с КА участка поверхности Земли размером в тысячи километров, а также учитывая тепловую инерционность прибора, при моделировании теплового режима КА обычно считают альbedo видимого участка Земли в коротковолновом диапазоне и его яркость (температуру) в тепловом ИК-диапазоне постоянными в поле зрения и используют аналитические выражения для угловых коэффициентов для расчёта облучённости поверхности КА (Моделирование..., 1971).

Среднее значение интегрального альbedo Земли в коротковолновом диапазоне при наблюдении из космоса  $A$  равно 0,3 при типичном диапазоне его изменения от 0,05 над океаном до 0,6 над облачностью и снегом (Space..., 2008). Поток отражённого солнечного излучения на апертуре прибора  $F_S$  изменяется при движении КА по орбите в зависимости от альbedo Земли и местной высоты Солнца. На ночной стороне он равен 0. На дневной стороне, например, при среднем альbedo видимого с КА участка Земли  $A = 0,3$  на орбите высотой 400 км, проходящей через подсолнечную точку, около экватора получим максимальное значение плотности потока отражённого излучения  $F_{S_{\max}} = 360$  Вт/м<sup>2</sup>. В предельном случае при  $A = 0,6$ , когда вся видимая поверхность Земли закрыта облаками,  $F_{S_{\max}}$  может достигать 720 Вт/м<sup>2</sup>. В другом предельном случае, когда наблюдение ведётся в безоблачных условиях и вся видимая поверхность Земли покрыта океаном,  $F_{S_{\max}} = 60$  Вт/м<sup>2</sup>.

Пространственные и сезонные вариации плотности потока собственного излучения Земли на орбите низкоорбитальных КА составляют  $\pm 100$  Вт/м<sup>2</sup> относительно среднего значения 230 Вт/м<sup>2</sup> (Space..., 2008). При этом суточные вариации  $F_{IR}$  над океаном малы, а над пустынями могут достигать 20 %.

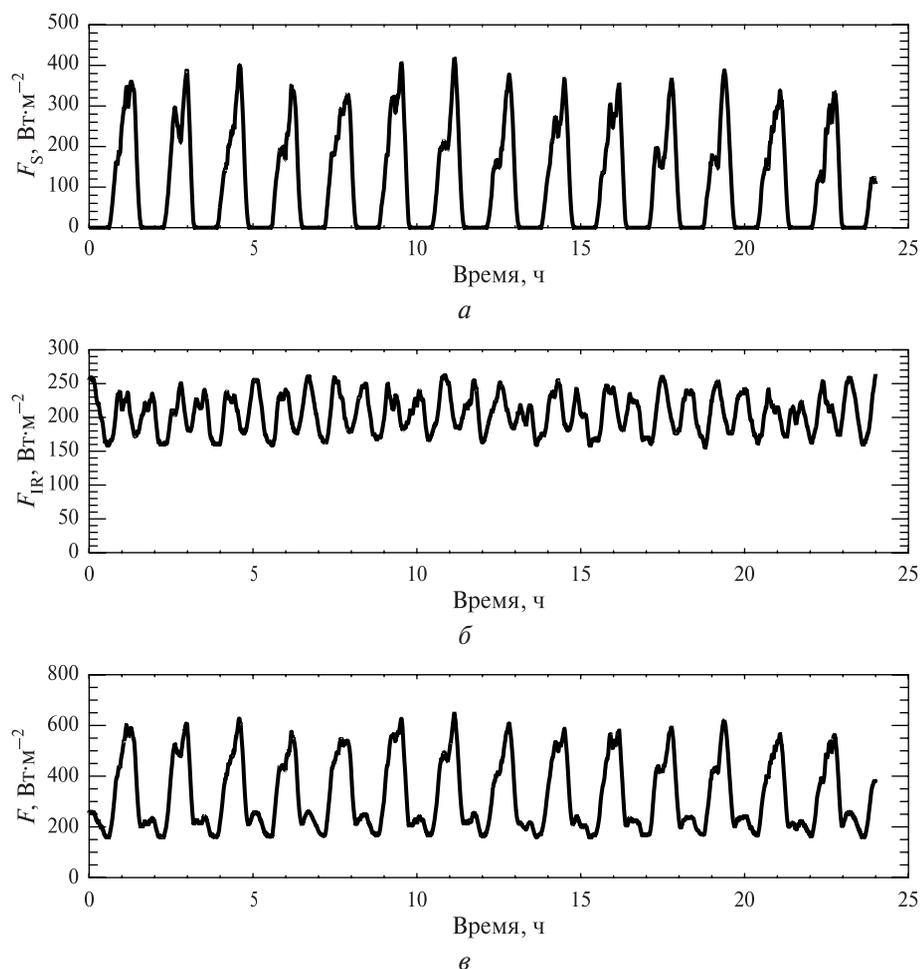
Около 80 % падающего на апертуру излучения Земли попадает на бленду, остальное — на главное зеркало и на светоотражающее торцевое покрытие вторичного зеркала. Поэтому термостабилизация бленды — важный элемент системы терморегулирования всего прибора. Кроме того, за счёт лучистого теплообмена с другими частями телескопа термостабилизированная бленда помогает стабилизировать и их температуру. Поэтому далее в оценках параметров теплового режима бленды будем исходить из полного потока приходящего в прибор излучения. Важным является определение как средних, так и пиковых нагрузок на систему терморегулирования бленды на орбите.

Для расчёта реальных вариаций плотности потока излучения Земли при движении КА по орбите использовались данные сканирующего радиометра CERES (*англ.* Clouds and the Earth's Radiant Energy System) на КА Terra, который проводит измерения распределения интенсивности коротковолнового (0,2–5 мкм) и интегрального (0,2–100 мкм) излучения Земли

от горизонта до горизонта с разрешением 20 км в надире, пересчитываемые затем в плотность потока излучения на верхней границе атмосферы (Wielicki et al., 1996). КА Terra находится на солнечно-синхронной орбите высотой 705 км со временем пересечения экватора 10:30. Данные CERES на КА Terra и его аналогов на других КА на протяжении нескольких десятилетий используются для изучения компонентов радиационного баланса Земли. Они также хорошо подходят для анализа влияния излучения Земли на тепловой режим космических приборов.

Для данного анализа использовались результаты суточных измерений CERES, получаемые дважды в месяц в течение 2021 г. (<https://terra.nasa.gov/data/ceres-data>).

На *рис. 2* показаны примеры временных профилей плотности потока отражённого, собственного и полного излучения Земли в течение одних суток на апертуре прибора на орбите Terra, полученные интегрированием реально измеренного углового распределения яркости Земли в указанных диапазонах.



*Рис. 2.* Изменение плотности потока излучения Земли на апертуре прибора в течение суток 01.01.2021, рассчитанное по данным радиометра CERES на КА Terra: *а* — отражённого излучения  $F_S$ ; *б* — собственного излучения  $F_{IR}$ ; *в* — плотность полного потока излучения  $F$

Аналогичный расчёт потоков излучения проведён для всех 24 сут наблюдений CERES в течение 2021 г., а также для орбит другой высоты и другого времени прохождения экватора. При переходе на другую орбиту учитывалось изменение видимого углового размера Земли, углов наблюдения участков поверхности, а для отражённого излучения при переходе на орбиту с другим временем пересечения экватора — изменение углов падения солнечных лучей на поверхность. В *табл. 1* приведены полученные диапазоны изменения минимальных и мак-

симальных значений плотности полного потока излучения Земли в течение суток, а также среднесуточного значения полного потока и соответствующей эквивалентной температуры излучения для орбит с высотой 400–800 км и со временем пересечения экватора 09:30, как у КА «Метеор-3М», 10:30, как у КА Тегга, и для 12-часовой орбиты, где потоки излучения максимальны.

Максимальные значения плотности потока отражённого излучения, наблюдаемые в экваториальной области, примерно соответствуют среднему альбедо Земли  $A = 0,3$ . Это говорит о том, что в проанализированных данных при пролёте наиболее критичной для тепловых потоков экваториальной области весь видимый участок земной поверхности никогда не был покрыт сплошной облачностью (хотя такую возможность в принципе не следует исключать). Разброс значений плотности потоков излучения в *табл. 1* связан как с пространственными и временными вариациями излучения Земли в течение года, так и с влиянием выбора высоты орбиты КА (в пределах 10 % от значения плотности потока).

Приведённые результаты расчётов согласуются с данными справочника (Spacecraft..., 2002), где для расчёта теплового режима приборов с одинаковым коэффициентом поглощения для коротковолнового и длинноволнового излучения на низкоорбитальных КА при малой тепловой инерционности аппаратуры рекомендуется использовать значение альбедо  $A = 0,30–0,32$  и максимальную плотность потока собственного излучения Земли около 260–300 Вт/м<sup>2</sup>.

Таблица 1. Диапазоны изменения параметров потока излучения на апертуре прибора, рассчитанные по данным CERES за 2021 г. для диапазона высот 400–800 км

Время пересечения экватора	09:30	10:30	12:00
Минимальная плотность потока излучения Земли в течение суток, Вт/м <sup>2</sup>	90...165	90...165	90...165
Максимальная плотность потока излучения Земли в течение суток, Вт/м <sup>2</sup>	443...594	481...659	502...697
Среднесуточная плотность потока излучения Земли, Вт/м <sup>2</sup>	253...301	264...315	270...324
Среднесуточная эквивалентная температура излучения, °С	–14,7...–3,3	–11,9...–0,1	–10,4...+1,8

Таким образом, можно констатировать, что плотность приходящего от Земли теплового потока за время каждого пролёта по орбите (~90 мин) может меняться в пределах от ~100 до ~700 Вт/м<sup>2</sup>, что соответствует изменению температуры эквивалентного чёрного тела от –70 до +60 °С. Тем самым создаются естественные условия для стабилизации температуры бленды путём рекуперации приходящей от земной поверхности тепловой энергии с помощью теплового аккумулятора на температуре фазового перехода вещества, а также для использования электронагревателей для компенсации дефицита теплового потока.

Не так много веществ имеют температуру плавления, лежащую в пределах нормальных климатических условий, при этом пригодны для использования в качестве рабочего тела теплового аккумулятора. Наиболее полно поставленному условию удовлетворяет цетан (гексодекан) — стабильное вещество, имеющее температуру фазового перехода 18,1 °С и удельную теплоту плавления  $\lambda = 237,34$  кДж/кг (Доценко и др., 2003; Мозговой и др., 1990). В твёрдом состоянии вещество имеет молекулярную кристаллическую решётку.

Во время плавления вещества поступающая энергия расходуется на разрушение его межмолекулярных связей. При отвердевании вещества энергия, выделяющаяся при восстановлении межмолекулярных связей, используется для компенсации дефицита тепловой энергии. Оба процесса идут без изменения температуры, но только при условии, что весь объём вещества прогрет или охлаждён равномерно. В любом другом случае из-за неравномерного прогрева в режим фазового перехода большой объём вещества вступает по частям. Соответственно, температурные границы фазового перехода для всего объёма вещества расширяются.



Рис. 3. Микроканалы внутри пластины (Refrion)

В практических системах современных теплообменников для улучшения теплового контакта между средами широко используются микроканальные конструкционные профили. Сделанные из алюминиевых сплавов и обладающие высокой теплопроводностью, они позволяют приблизиться к идеальным условиям фазового перехода находящегося в нем вещества. Пример микроканальной пластины показан на рис. 3.

Сечения и число каналов внутри микроканальной пластины могут варьироваться в широких пределах. Минимальные значения сечения лежат в диапазоне от 0,5 до 5 мм<sup>2</sup>. Число микроканалов в одной пластине обычно не превышает 20. Пластины объединяются в пакеты практически любого размера. С учётом высокой теплопроводности алюминия при толщине стенок порядка 0,3 мм создаются условия для равномерного прогрева и охлаждения вещества. Соответственно, оптимизируются условия теплообмена находящейся в микроканальной пластине жидкости с внешним источником тепла или холода.

Проведём прикидочный расчёт основных параметров размещаемых в бленде телескопа тепловых аккумуляторов, ориентируясь на вещество цетан. Предположим также, что цетан находится внутри труб или микроканальных пластин, закреплённых на внутренних стенках бленды. Там же расположены электронагреватели. Коэффициент поглощения внутренних поверхностей бленды, как и выше, примем равным 1. Внешняя поверхность бленды закрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией.

Пусть  $T_0$  — температура прибора, которую для оценок считаем постоянной и равной температуре плавления цетана 18,1 °С (колебания температуры прибора около температуры стабилизации обсуждаются ниже). На части витка длительностью  $t_1$ , где баланс теплового потока на апертуре прибора (1) положителен, профицит поступающей тепловой энергии  $P$ , рассчитанный относительно температуры стабилизации, покрывается за счёт поглощения энергии при плавлении цетана:

$$P = \int_{W>0} W dt = \lambda M,$$

где  $M$  — масса расплавленного цетана.

С другой стороны, на части витка длительностью  $t_2$ , где баланс теплового потока на апертуре прибора отрицателен, дефицит поступающей тепловой энергии покрывается энергией, выделяющейся при затвердевании расплавленного цетана, и энергией электрического подогрева  $E$ :

$$D = \int_{W<0} W dt = -\lambda M - E.$$

Поскольку при выбранной температуре стабилизации баланс поступающей тепловой энергии  $P + D$  отрицателен, дополнительное нагревание прибора требуется после затвердевания всего расплавленного цетана для поддержания температуры стабилизации прибора. Чистые затраты электрической энергии на нагревание на витке  $E$  равны с обратным знаком балансу поступающей тепловой энергии.

Таким образом, закон сохранения энергии на витке в данном случае принимает вид:

$$P + D + E = 0.$$

При диаметре апертуры бленды 0,4 м её площадь составит 0,126 м<sup>2</sup>. Тогда для того же набора наблюдений, что и в табл. 1, получим параметры теплового баланса бленды, приведённые в табл. 2. При увеличении высоты полёта КА поток излучения Земли на апертуре прибора уменьшается из-за уменьшения телесного угла, в котором видна Земля. Однако профицит, дефицит и баланс энергии излучения на витке слабо зависят от высоты в типичном диапазоне высот низкоорбитальных КА 400–800 км, поскольку уменьшение потока излуче-

ния Земли с высотой, обратно пропорциональное квадрату расстояния до центра Земли, частично компенсируется увеличением периода обращения КА, т.е. времени нахождения на дневной и ночной стороне, пропорциональному расстоянию в степени  $3/2$ . Зависимость потока излучения Земли и баланса тепловой энергии от времени пересечения экватора более существенна.

Таблица 2. Параметры теплового баланса прибора на витке при температуре стабилизации  $18,1\text{ }^{\circ}\text{C}$  для диапазона высот 400–800 км

Время пересечения экватора	09:30	10:30	12:00
Профицит тепловой энергии, кДж	0...18	0...29	0...35
Дефицит тепловой энергии, кДж	-141...-59	-136...-57	-133...-55
Баланс тепловой энергии, кДж	-141...-42	-136...-28	-133...-20
Средняя электрическая мощность подогрева, Вт	8...23	5...22	4...22
Пиковая электрическая мощность подогрева, Вт	30...39	30...39	30...39

Среднеорбитальная температура бленды, при которой обеспечивается нулевой баланс между количеством тепловой энергии, приходящей на её апертуру, и собственным тепловым излучением прибора, варьирует в пределах нескольких градусов около нуля на высоте 400 км и в диапазоне  $-15...-10\text{ }^{\circ}\text{C}$  на высоте 800 км. При стабилизации прибора на уровне температуры плавления цетана  $18,1\text{ }^{\circ}\text{C}$  его тепловой баланс смещается в отрицательную сторону.

При массе бленды  $\sim 5$  кг и её средней теплоёмкости  $930\text{ Дж}/(\text{кг}\cdot^{\circ}\text{C})$  (алюминий) вариации потока излучения Земли приведут к вариациям средней температуры бленды примерно на  $\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$  и, как следствие, к существенной дефокусировке прибора. Отсюда следует необходимость стабилизации температуры прибора.

Профицит тепловой энергии на дневной части витка, по данным CERES, может составлять 35 кДж. Оценки показывают, что в предельном и практически нереальном случае, когда всё поле видимости КА на всей дневной части витка закрыто плотными облаками, профицит тепловой энергии на орбите высотой 400 км при пересечении экватора в полдень может достигать  $\sim 90$  кДж. Этот профицит должен покрываться охлаждением бленды. При удельной теплоте плавления цетана  $237,34\text{ кДж}/\text{кг}$  для стабилизации температуры бленды достаточно  $0,4$  кг вещества. При плотности вещества  $0,8\text{ г}/\text{см}^3$  его объём составит 500 мл.

Дефицит тепловой энергии на ночной, утренней и вечерней частях витка, где эквивалентная температура потока излучения Земли ниже  $18,1\text{ }^{\circ}\text{C}$ , может достигать  $\sim 140$  кДж. Частично этот дефицит будет покрываться выделением тепла при кристаллизации теплоагента. Остаток, который равен балансу энергии излучения прибора, должен покрываться электроподогревом прибора. Для этого требуется среднее энергопотребление на витке не более 25 Вт без учёта коэффициента полезного действия (КПД) источника питания. Пиковая мощность электрического подогрева, которая может потребоваться при пролёте в ночное время над Антарктидой, достигает  $\sim 40$  Вт также без учёта КПД.

Рисунок 4 (см. с. 180) иллюстрирует работу системы термостабилизации бленды телескопа. На верхнем графике показан поступающий на бленду тепловой поток. На среднем графике — реакция вещества теплового аккумулятора как на него, так и на подогрев, идущий от нагревателей. На нижнем графике приведены включения нагревателей. Цифрами на среднем графике показаны точки, где меняется температура вещества:

1. Момент начала работы системы терморегулирования после выведения КА на орбиту. Будем считать, что к этому времени на бленде установилась равновесная температура  $-15...+3\text{ }^{\circ}\text{C}$  в зависимости от орбиты. Начинается подогрев вещества теплового аккумулятора.
2. Система терморегулирования переходит к поддержанию постоянной температуры вещества на уровне  $16,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

3. Начинается подъём температуры за счёт идущего от Земли теплового потока. Нагреватели выключаются.
4. Начинается плавление вещества при температуре 18,1 °С.
5. Большой теплоприток завершился. Начинается кристаллизация вещества.
6. Кристаллизация вещества завершилась.
7. Система терморегулирования зафиксировала падение температуры и включилась в режим её поддержания на уровне 16,5 °С.
8. Начинается новый орбитальный цикл.

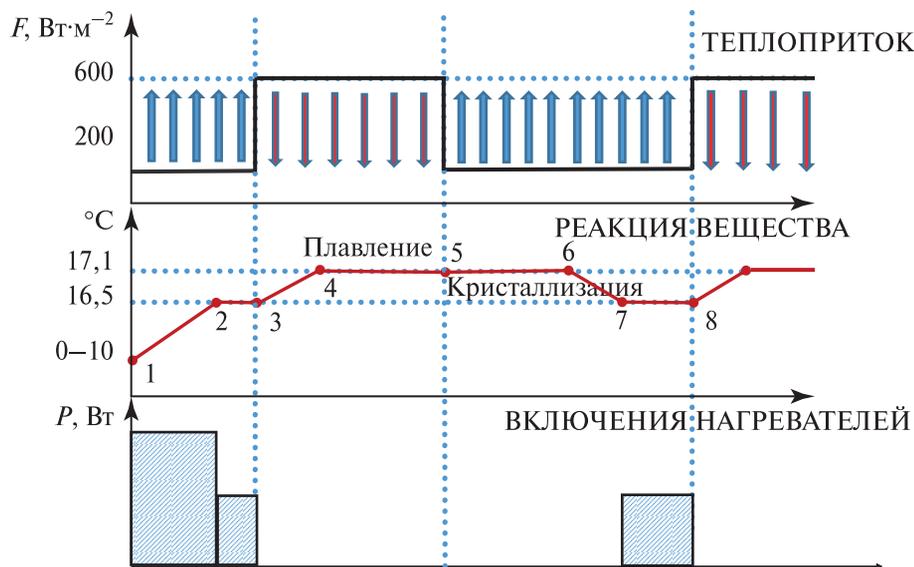


Рис. 4. Иллюстрация работы системы термостабилизации на основе теплового аккумулятора

Показанная на рис. 4 диаграмма предполагает, что регистрирующие температуру активного вещества термодатчики находятся внутри него. Теоретически это возможно, но трудно реализуемо. Проще установить их на микроканальных пластинах или на трубе, где находится вещество. При этом следует понимать, что в показаниях термодатчиков будет отражена теплопроводность материала, в котором находится вещество, а также то, что его плавление и кристаллизация не будут одномоментными. Диаграмма изменится. Датчики покажут, что в реальной конструкции температура трубы будет несколько выше температуры плавления вещества. То же самое произойдёт с температурой трубы при кристаллизации вещества: она будет ниже ожидаемой. Соответственно, снизится точность стабилизации температуры бленды. Можно предположить, что достижимой окажется точность стабилизации не хуже  $18,1 \pm 2$  °С.

Рисунок 5 (см. с. 181) иллюстрирует циклическое попеременное изменение массы  $M$  расплавленного рабочего вещества в режиме рекуперации тепловой энергии и мощности подогрева при дефиците тепловой энергии при движении КА по орбите в течение суток, рассчитанное по измерениям CERES, аналогичным представленным на рис. 2.

Таким образом, задача системы терморегулирования заключается в том, чтобы поддерживать температуру вещества вблизи температуры плавления до того момента, когда оно начнётся за счёт внешнего источника тепловой энергии. Всё то время, пока вещество будет находиться в расплавленном состоянии, и до завершения его перехода снова в кристаллическое состояние нагреватели должны быть выключены. Нагреватели должны включиться, когда температура вещества опустится несколько ниже температуры кристаллизации. При отсутствии нагревателей тепловой аккумулятор сможет парировать только перегрев бленды.

Приведённые выше оценки необходимого количества теплоаккумулирующего вещества соответствуют его оптимальному размещению по бленде, которое должно соответствовать распределению удельного (т.е. рассчитанного на единицу площади бленды) профицита тепловой энергии излучения на витке.

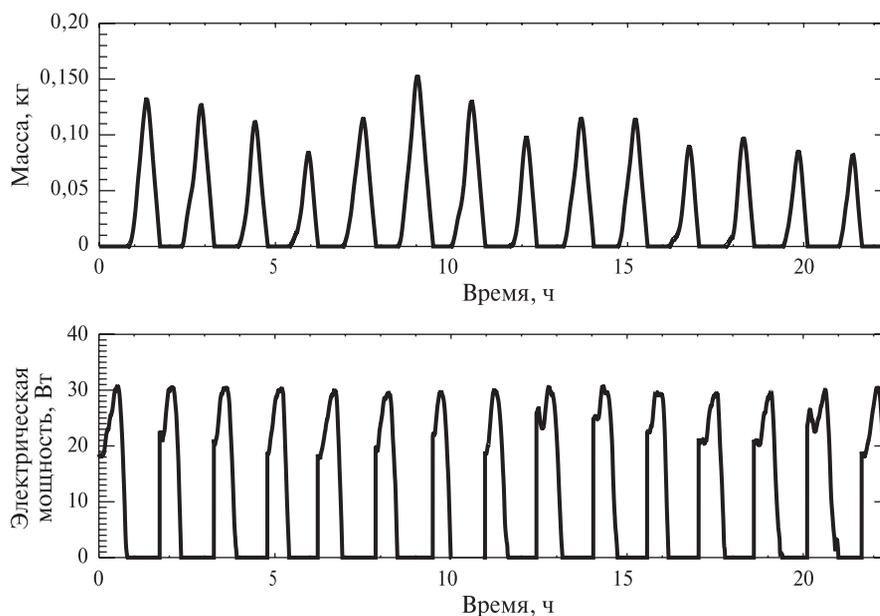


Рис. 5. Пример изменения массы расплавленного рабочего вещества и электрической мощности подогрева в течение суток в системе терморегулирования бленды, рассчитанного для орбиты высотой 400 км со временем пересечения экватора 12:00 по измерениям CERES 01.01.2021

При расчёте распределения удельного (отнесённого к единице площади) баланса теплового потока  $w$  по внутренней поверхности бленды считалось, что все внутренние части телескопа находятся в тепловом равновесии при температуре стабилизации. В этом случае облучённость участка бленды другими частями бленды и внутренними частями телескопа компенсируется противоизлучением этого участка бленды при той же температуре. Поэтому распределение удельного баланса  $w$  участка бленды определяется разностью его облучённости излучением Земли и потерями тепла через апертуру прибора. Распределение удельного баланса  $w$  рассчитывалось непосредственно численным интегрированием с учётом экранирования диска Земли входной апертурой телескопа, при этом для простоты принималось равномерное распределение яркости по диску Земли. В дневных условиях при смещении вглубь бленды  $w$  сначала увеличивается из-за уменьшения потерь тепла на излучение через апертуру, а затем уменьшается из-за уменьшения телесного угла, в котором излучение Земли попадает на участок бленды (рис. ба, см. с. 182). Получаемый в результате удельный баланс  $w$  в дневных условиях имеет выраженный максимум на глубине около 150 мм, где бленда перестаёт видеть «холодный» космос. В ночных условиях, когда доминируют потери тепла прибором через апертуру, удельный баланс  $w$  по всей бленде отрицателен, но убывает по абсолютной величине вглубь бленды.

Распределение накопленного на витке удельного профицита тепловой энергии бленды  $p$  показано на рис. бб. Оно получено интегрированием удельного баланса теплового потока на интервалах времени, где он положителен. При отрицательном балансе он компенсируется подогревом бленды. Обычной является ситуация, когда на одних частях бленды удельный баланс тепловой энергии положителен и должна работать термоаккумуляция, а на других требуется подогрев.

Из распределения удельного профицита тепловой энергии получается необходимое распределение активного вещества по бленде (рис. бв). В реальной ситуации необходимо обеспечить максимальную поверхностную концентрацию активного вещества  $m = 0,04 \text{ г/см}^2$  с учётом гипотетического случая сплошной облачности —  $0,08 \text{ г/см}^2$ .

Данный расчёт проведён при условии равномерного распределения яркости по диску Земли. Анализ данных CERES показывает, что на средних и низких широтах, где отражённое излучение Земли вносит основной вклад в профицит тепловой энергии на витке, это хорошее приближение. На высоких широтах поток отражённого излучения из передней и задней

частей полусферы по ходу движения КА и облучённость соответствующих частей бленды могут отличаться в 2–2,5 раза, что влияет на концепцию построения системы подогрева бленды, которая в данной работе не рассматривается.

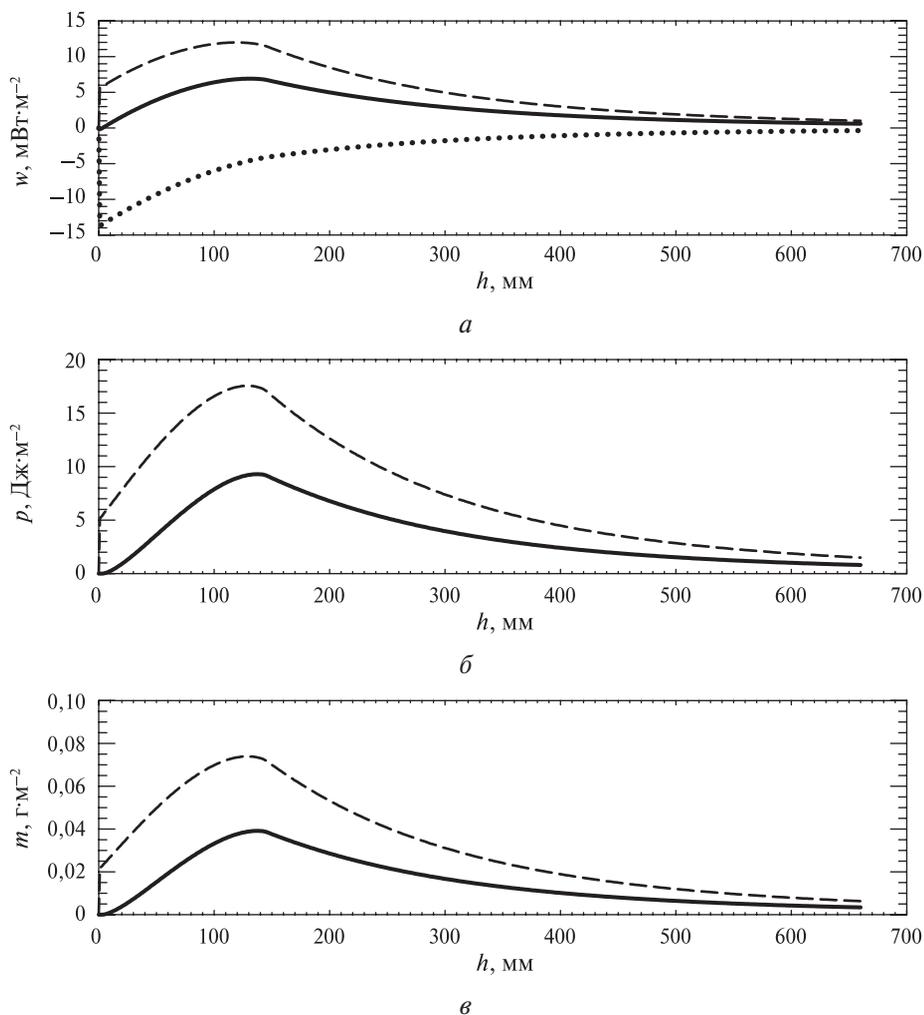


Рис. 6. Распределение по глубине бленды удельного баланса теплового потока  $w$  при прохождении подсолнечной точки и в ночных условиях (пунктирная кривая) (а), удельного профицита тепловой энергии  $p$  на витке (б) и необходимой поверхностной концентрации активного вещества  $m$  (в); сплошные кривые соответствуют  $A = 0,3$ ; штриховые —  $A = 0,6$ . Расчёт проведён для орбиты высотой 400 км со временем пересечения экватора 12:00

Приведённый расчёт распределения концентрации активного вещества по бленде не учитывает теплопроводности материала бленды, которая может существенно сгладить распределение удельного теплового баланса по бленде, а следовательно, и необходимой концентрации активного вещества по сравнению с определяемой только радиационным теплообменом. Однако при использовании многоканальных пластин практически реализуемым является равномерное распределение вещества по бленде. При этом рассчитывать параметры многоканальной пластины следует с запасом, исходя из максимальной необходимой концентрации активного вещества. Для её оценки «сверху» вполне подходит приведённый упрощённый расчёт, выполненный без учёта эффекта теплопереноса.

Отметим, что обеспечить оптимальное распределение вещества по внутренней поверхности бленды можно разными способами. Один из них заключается в том, чтобы уложить внутри бленды свитую с переменным шагом спираль из трубы диаметром около 6 мм. В этом случае расчёт оптимального распределения вещества по бленде должен проводиться на основа-

нии строгого теплового расчёта прибора с учётом его конструкции, распределения плотности потока падающего излучения на внутренние части телескопа, их спектральной отражательной способности, радиационного взаимодействия и теплопроводности, который выходит за рамки данной работы.

Таким образом, оценочные расчёты подтверждают возможность построения инновационной системы терморегулирования телескопа съёмочной системы путём рекуперации тепла с помощью теплового аккумулятора, размещённого в бленде телескопа, при профиците теплового потока и электрического подогрева бленды и дефиците теплового потока. Задачей дальнейшей работы является экспериментальная и технологическая проработка такой системы.

## Литература

1. Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Тарнопольский В.И. и др. Телевизионная съёмка кометы Галлея. М.: Наука, 1989. 295 с.
2. Доценко С.П., Данилин В.Н., Марцинковский А.В. Теплоаккумулирующие свойства n-парафинов, жирных кислот и многокомпонентных систем на их основе // Физико-химический анализ свойств многокомпонентных систем. 2003. № 1. С. 12–16.
3. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / ред. Г.И. Петров. М.: Машиностроение, 1971. 367 с.
4. Мозговой А.Г., Шпильрайн Э.Э., Дибиров М.А. Бочков М.М., Левина Л.Н., Кенисарин М.М. Теплофизические свойства теплоаккумулирующих материалов. Кристаллогидраты. М.: ИВТАН АН СССР, 1990. № 2(82). 105 с.
5. Формозов Б.Н. Введение в криогенную микроэлектронику. СПб.: Наука, 2001. 326 с.
6. Space Environment. ECSS-E-ST-10-04C, ESA-ESTEC. 2008. <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10-04c-space-environment/>.
7. Spacecraft Thermal Control Handbook. V. 1: Fundamental Technologies. 2<sup>nd</sup> ed. / ed. Gilmore D.G. E1 Segundo, California: Aerospace Press, 2002. 836 p.
8. The Gaia mission // Astronomy and Astrophysics. 2016. V. 595. Article A1. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201629272>.
9. Wielicki B.A., Barkstrom B.R., Harrison E.F. et al. Clouds and the Earth's Radiant Energy System (CERES): An Earth Observing System Experiment // Bull. American Meteorological Society. 1996. V. 77. No. 5. pp. 853–868.

## Stabilization of the thermal regime of the imaging system under space flight conditions

G. A. Avanesov, B. S. Zhukov, N. N. Brysin, M. A. Zaitsev

*Space Research Institute RAS, Moscow 117997, Russia  
E-mail: genrikh-avanesov@yandex.ru*

The telescope of the imaging system at a low Earth orbit is constantly affected by the radiation flux coming from the Earth. It consists of the Earth's own thermal radiation and reflected solar radiation, which depend on the altitude of the orbit, the altitude of the Sun and the type of underlying surface. Inside the telescope, about 20 % of the thermal energy coming from the Earth falls on the main mirror. The remaining 80 % of the thermal energy falls on the hood, which is in radiative interaction with the telescope structure. The paper examines the possibility of stabilizing the thermal regime of the imaging system, in which the hood of the telescope observing the Earth's surface is used as a radiator. It also houses heat accumulators containing a substance whose heat of melting and solidification is used to recuperate radiation energy fluxes coming from the Earth. To estimate real variations in the Earth's radiation flux at low Earth orbits, we used data from daily measurements of short-wave and long-wave radiation fluxes obtained by the CERES (Clouds and the Earth's Radiant Energy System) scanning

radiometer on the Terra spacecraft 2 times a month during 2021. Based on them, the radiation fluxes at the telescope aperture in the day and night parts of the spacecraft orbit were calculated, which were used to estimate the surplus and deficit of thermal energy at the instrument aperture. The operation cycle of the thermal stabilization system of the blend is considered, including the recuperation of thermal energy coming from the Earth using a heat accumulator and the use of electric heaters to compensate for the deficit of heat flux. Estimates of the required amount of thermal accumulator were obtained. A conclusion is made about the feasibility of using thermal accumulators in thermal stabilizing systems of space-borne instruments.

**Keywords:** telescope, hood, thermal energy, recovery, battery, heat, melting-solidification, satellite changes, emission spectrum, reflection spectrum

Accepted: 15.01.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-1-172-184

## References

1. Avanesov G. A., Ziman Ya. L., Tarnopol'skii V. I. et al., *Televizionnaya s'emka komety Galleya* (TV footage of Halley's Comet), Moscow: Nauka, 1989, 295 p. (in Russian).
2. Dotsenko S. P., Danilin V. M., Martsinkovskii A. V., Heat storage properties of n-paraffins, fatty acids and multicomponent systems based on them, *Fiziko-khimicheskii analiz svoistv mnogokomponentnykh sistem*, 2003, No. 1, pp. 12–16 (in Russian).
3. *Modelirovanie teplovykh rezhimov kosmicheskogo apparata i okruzhayushchei ego sredy* (Modeling of thermal regimes of the spacecraft and its environment), G. I. Petrov (ed.), Moscow: Mashinostroenie, 1971, 367 p. (in Russian).
4. Mozgovoi A. G., Shpilrain E. E., Dibrov M. A. Bochkov M. M., Levina L. N., Kenisarin M. M., *Teplofizicheskie svoistva teploakkumuliruyushchikh materialov. Kristallogidraty* (Thermophysical properties of heat storage materials. Crystallohydrates), Moscow: IVTAN AN SSSR, 1990, No. 2(82), 105 p. (in Russian).
5. Formozov B. N., *Vvedenie v kriogennuyu mikroelektroniku* (Introduction to Cryogenic Microelectronics), Saint Petersburg: Nauka, 2001, 326 p. (in Russian).
6. *Space Environment, ECSS-E-ST-10-04C*, ESA-ESTEC, 2008, <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10-04c-space-environment>.
7. *Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. 1: Fundamental Technologies. 2<sup>nd</sup> ed.*, Gilmore D. G. (ed.), E1 Segundo, California: Aerospace Press, 2002, 836 p.
8. The Gaia mission, *Astronomy and Astrophysics*, 2016, Vol. 595, Article A1, <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201629272>.
9. Wielicki B. A., Barkstrom B. R., Harrison E. F. et al., Clouds and the Earth's Radiant Energy System (CERES): An Earth Observing System Experiment, *Bull. American Meteorological Society*, 1996, Vol. 77, No. 5, pp. 853–868.